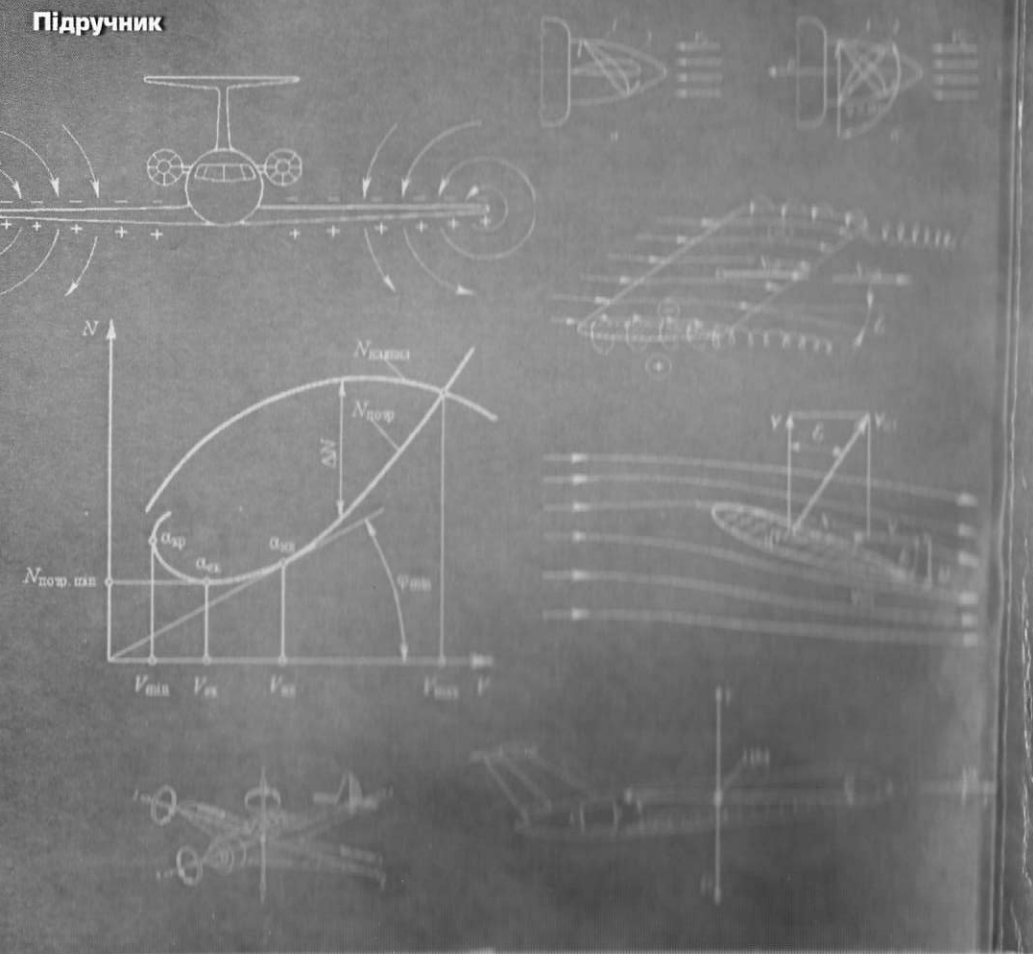




ОСНОВИ АВІАЦІЇ ВСТУП ДО СПЕЦІАЛЬНОСТІ

Підручник



ОСНОВИ АВІАЦІЇ ВСТУП ДО СПЕЦІАЛЬНОСТІ



ОСНОВИ АВІАЦІЇ

ВСТУП ДО СПЕЦІАЛЬНОСТІ

Підручник



МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
Національний авіаційний університет

ОСНОВИ АВІАЦІЇ
(ВСТУП ДО СПЕЦІАЛЬНОСТІ)
Підручник



Київ 2023

УДК 629.73(075.8)
О 751

Автори: С. Р. Ігнатювич – д-р техн. наук, проф.;
О. В. Попов – канд. техн. наук, доц.;
В. О. Максимов – канд. техн. наук, доц.;
В. Є. Зімін – канд. техн. наук, доц.;
В. І. Казанець – канд. техн. наук, доц.;
В. І. Закієв – канд. техн. наук, доц.;
В. С. Краснополський – канд. техн. наук

Рецензенти: Г. О. Кривоє – д-р техн. наук, проф.,
Голова правління, Генеральний директор
(Акціонерне товариство «Український науково-
дослідний інститут авіаційної технології»);
Н. І. Бурау – д-р техн. наук, проф., завідувач
кафедри комп'ютерно-інтегрованих оптичних
та навігаційних систем
(Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені
Ігоря Сікорського»);
М. М. Гладський – канд. техн. наук, доц.,
заступник директора
(Товариство з обмеженою відповідальністю
«Прогрестех-Україна»)

Рекомендовано Вченою радою
Національного авіаційного університету
(протокол № 3 від 22.03.2023 р.).

О 751 **Основи авіації (вступ до спеціальності)** : підручник / С. Р. Ігнатювич, О. В. Попов, В. О. Максимов та ін. – К. : НАУ, 2023. – 296 с.
ISBN 978-966-932-189-3

Розглянуто питання, пов'язані з принципами польоту літальних апаратів, роботи авіаційних двигунів. Наведено основні конструктивно-компоновальні схеми літальних апаратів, конструкцію планера, двигунів та функціональних систем літаків та вертольотів, а також приділено увагу системі підтримання льотної придатності повітряних суден.

Для забезпечення теоретичної і практичної підготовки здобувачів закладів вищої освіти, а також коледжів за спеціальністю 272 «Авіаційний транспорт» освітньо-професійної програми «Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і авіадвигунів».

ISBN 978-966-932-189-3

УДК 629.73(075.8)

© Ігнатювич С. Р., Попов О. В.,
Максимов В. О. та ін., 2023
© НАУ, 2023

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ

АТ	– авіаційна техніка
БГФ	– будівельна горизонталь фюзеляжу
БП	– безпека польотів
БК	– відцентровий компресор
ВКД	– важіль керування двигуном
ВМТ	– верхня мертва точка
ВО	– вертикальне оперення
ВШ	– вертикальний шарнір
ГЗК	– гвинт змінного кроку
ГО	– горизонтальне оперення
ГП	– гідравлічний підсилювач
ГТД	– газотурбінний двигун
ГФК	– гвинт фіксованого кроку
ГШ	– горизонтальний шарнір
ЕОМ	– електронно-обчислювальна машина
ЄНЛПЛ	– Єдині норми льотної придатності літаків
ЗПС	– злітно-посадкова смуга
ЗПХ	– злітно-посадкові характеристики
КВ	– кермо висоти
КВТ	– компресор високого тиску
КГ	– кермовий гвинт
КЗ	– камера згоряння
ККД	– коефіцієнт корисної дії
КН	– кермо напрямку
КНТ	– компресор низького тиску
ЛА	– літальний апарат
ЛП	– льотна придатність
ЛТХ	– льотно-технічна характеристика
МСА	– міжнародна стандартна атмосфера
МС	– масові сили
НАП	– Національні авіаційні правила
НГ	– несучий гвинт
НЛПЛ	– Норми льотної придатності літаків
НЛП	– Норми льотної придатності
НМТ	– нижня мертва точка
ОАЗ	– основне авіаційне законодавство
ООШ	– основна опора шасі
ОШ	– осьовий шарнір
ПГ	– повітряний гвинт
ПД	– поршневий двигун
ПОШ	– передня опора шасі
ПОС	– протиоблідувальна система

ППС	– протипожежна система
ПуПРД	– пульсувальний повітряно-реактивний двигун
ПС	– повітряне судно
ППРД	– прямоточний повітряно-реактивний двигун
ПЧ	– проточна частина
САХ	– середня аеродинамічна хорда
СК	– система координат
СКП	– система кондиціонування повітря
СУ	– силова установка
ТВТ	– турбіна високого тиску
ТВлД	– турбовальний двигун
ТГвД	– турбогвинтовий двигун
ТГвлД	– турбогвинтовентиляторний двигун
ТНТ	– турбіна низького тиску
ТО	– технічне обслуговування
ТС	– технічний стан
ТРДД	– турбореактивний двоконтурний двигун
ТРД	– турбореактивний двигун
ХГ	– хвостовий гвинт
ФС	– функціональна система
ЦА	– цивільна авіація
ЦЖ	– центр жорсткості
ЦМ	– центр мас
ЦТ	– центр тиску
ЧК	– Чиказька конвенція
САА	– Civil Aviation Authority (Державна авіаційна адміністрація)
DCA	– Director of Civil Aviation (керівник служби цивільної авіації)
ЕСАС	– European Civil Aviation Conference (Європейська конференція цивільної авіації)
EASA	– European Aviation Safety Agency (Європейська агенція з безпеки авіації)
IATA	– International Air Transport Association (Міжнародна асоціація повітряного транспорту)
ICAO	– International Civil Aviation Organization (Міжнародна організація цивільної авіації)
ICA	– International Council of Airports (Міжнародна рада аеропортів)
ISO	– International Standard Organization (Міжнародна організація стандартизації)
PANS	– Procedures for Air Navigation Services (правила аеронавігаційного обслуговування)
PICAO	– Provisional International Civil Aviation Organization (тимчасова міжнародна організація цивільної авіації)
SARPs	– Standards and Recommended Practices (стандарти та рекомендована практика)

ПЕРЕДМОВА

Упровадження стандартів Європейської агенції з безпеки польотів (EASA) за Part-66 та Part-147 і насамперед наказу Державної авіаційної адміністрації України від 06.03.2019 р. № 286 про затвердження правил України «Підтримання льотної придатності повітряних суден та авіаційних виробів, компонентів і обладнання та схвалення організацій і персоналу, залучених до виконання цих завдань» у діяльність академічних навчальних закладів України вимагає визначення та проведення низки необхідних адаптаційних заходів, які б ураховували відповідні стандарти, чинні сьогодні в Україні, а також наявні умови забезпечення та проведення в Україні не тільки навчання технічного обслуговування, але й усіх інших видів діяльності, пов'язаних з авіаційною галуззю.

Отже, більшість навчальних видань з основ авіації було надруковано ще за радянських часів або в першій половині 90-х років ХХ ст. Сучасні підручники, на думку авторів, перевантажені матеріалом та не враховують специфіки підготовки авіаційних фахівців експлуатаційного напрямку. Тому виникла потреба створення підручника з дисципліни «Основи авіації (вступ до спеціальності)», у якому подано головні положення теорії з основ авіації відповідно до вимог ICAO і EASA Part-66.

Особливість пропонованого підручника полягає в тому, що в ньому основні положення з питань державного та міжнародного регулювання діяльності цивільної авіації, а також аспекти підтримання льотної придатності цивільних повітряних суден висвітлені в окремих розділах.

Автори вдячні колегам аерокосмічного факультету НАУ, зокрема: д-ру техн. наук, проф. Шмарову В. М., д-ру техн. наук, проф. Дмитрієву С. О., канд. техн. наук Ратинському В. В., канд. техн. наук, с.н.с. Йовенко С. І., канд. техн. наук, доц. Журавльовій Л. А., канд. техн. наук, доц. Юцкевичу С. С., ст. викл. Євсюкову Є. Ю. за їхні консультації, слушні зауваження та побажання, які були враховані під час написання підручника.

Розділ 1

ЛІТАЛЬНІ АПАРАТИ

1.1. Стислий історичний огляд

Із давніх часів людина почала замислюватися над можливістю пересування повітрям. У кожного народу з тих часів залишилося багато казок, легенд, міфів, які пов'язані зі здатністю літати чи то за допомогою крил, як Змій Горинич чи Пегас, чи то за допомогою особливих пристроїв на кшталт ступи або килима-літака. Найбільш відомим є давньогрецький міф про талановитого художника, архітектора й механіка на ім'я Дедал та його сина Ікара.

Першим почав вивчати закони польоту великий італієць епохи Відродження Леонардо да Вінчі (1452–1519). Він не лише вивчав політ птахів та намагався визначити природу опору повітря, але й спроектував і збудував літальний апарат (ЛА) з рухомими крилами, запропонував схему вертольота з двома гвинтовими поверхнями, які оберталися на одній осі. У малюнках Леонардо да Вінчі є ескіз парашута. Також він винайшов найкращу обтічну форму для суден. Науковий спадок Леонардо да Вінчі настільки випередив свою епоху, що для його опанування знадобилося кілька століть.

Геніальний італієць розробив кілька проєктів орнітоптерів з людиною в положенні лежачи, з людиною, що розташовувалася вертикально, та у вигляді човна. Розробляючи ці проєкти, він висунув ідеї, що набагато випередили свій час – човен-фіюзеляж, кероване хвостове оперення, висувне шасі. Наприкінці XV ст. да Вінчі розробив проєкт орнітоптера з частково фіксованим крилом. На жаль, ці проєкти не були опубліковані за його життя і про них стало відомо лише в XIX ст.

Після того як було з'ясовано, що повітря щось важить, та визначена його питома вага, багато дослідників почали вивчати аеростатичний спосіб утворення піднімальної сили. Перший відомий проєкт аеростата розробив у 1670 р. італійський монах Франческо Лана. Він запропонував відкачати повітря з чотирьох мідних куль діаметром близько 7,3 м. При товщині стінки 0,1 мм піднімальної сили було достатньо для того, щоб підняти човен і двох людей. Для переміщення в горизонтальному напрямку передбачалися вітрило та

весла. Проєкт був ретельно розроблений, але спроб побудувати апарат не було, однак у ньому вперше правильно оцінено потрібну піднімальну силу для злету аеростатичної кулі.

У 1736 р. в Лісабоні фізик Гузмао провів успішний дослід з підняттям кулі, наповненої прогрітим повітрям.

Важливу роль у наступних роботах зіграло відкриття в 1766 р. англійцем Г. Кавендишем водню. Уже в 1768 р. англійський хімік Блек після дослідження властивостей водню дійшов висновку щодо можливості використання його піднімальної сили для майбутніх ЛА. Італійський фізик Тіберіо Кавалло провів у 1781 р. в Лондоні серію дослідів з наповнення воднем оболонки з паперу та міхурів риб.

Перший реальний крок у створенні ЛА зробили брати Жозеф та Етьєн Монгольф'є з Франції. Офіційна демонстрація повітряної кулі відбулася 5 червня 1783 р. в Анноні. Оболонка заввишки 11 м мала об'єм близько 62 м³. Куля, наповнена димом, піднялася на висоту близько 2000 м, протрималась у повітрі 10 хв і опустилася на землю на відстані 2200 м від місця підняття. Цей день вважається початком практичного повітроплавання, а брати Монгольф'є – винахідниками першого аеростата.

27 серпня 1783 р. піднялася в повітря куля, наповнена воднем. Вона була виготовлена з тафти та просочена розчином каучуку. Зробили її за завданням Французької академії наук професор фізики Шарль та брати Робер. Згодом за прізвищами винахідників аеростатів, наповнені прогрітим повітрям, стали називатися *монгольф'єрами*, а наповнені воднем – *шарльєрами*.

19 вересня 1783 р. з двору Версальського палацу брати Монгольф'є запустили кулю, на якій піднялися в повітря качка, півень та баран. Після кількох підняття на монгольф'єрі, що був прив'язаний, 21 листопада 1783 р. в передмісті Парижа фізик П'єр де Розьє здійснив перший вільний політ. Піднявшись на 1000 м, аеростат пролетів 8 км і після 25 хв польоту приземлився в іншому передмісті Парижа. Саме 1 грудня 1783 р. відбувся перший політ людини на шарльєрі. Шарль та один із братів Робер за 2 год 5 хв на висоті близько 460 м пролетіли 36 км.

5 січня 1784 р. відбувся політ монгольф'єра, у гондолі якого було вісім людей. 7 січня 1785 р. на шарльєрі француз Бланшар та американець Джефферіс за 2,5 год перелетіли Ла-Манш з Дувру в Кале.

17 вересня 1785 р. Албан та Валле здійснили у Версалі політ на аеростаті сферичної форми, який мав два чотирилопатових гвинти. Це був перший випадок використання на практиці повітряних гвинтів (ПГ).

Чисельні спроби керування за допомогою весел, вітрил, рулів, нахилених поверхонь тощо, які були здійснені в наприкінці XVIII – у першій половині XIX ст., виявилися неуспішними, проте вони відіграли позитивну роль у розвитку керованого польоту й показали, що кероване переміщення в повітрі можливе лише за наявності джерела енергії, розташованого на самому апараті.

До середини XIX ст. стало зрозуміло, що розв'язати проблему керованого польоту можна лише за наявності енергетичної установки, яка б перевищувала можливості людини. На той час єдиним типом такої установки був паровий двигун. Але такі двигуни були надто великі для встановлення і на дирижаблі, і на динамічні ЛА (питома вага була 135–170 кг/кВт). У 1851 р. француз Анрі Жиффару вдалося створити паровий двигун, який при потужності 2,2 кВт мав масу лише 45 кг. Під нього Жиффар побудував керований аеростат об'ємом 2500 м³. М'яка оболонка мала довжину 44 м та максимальний діаметр 12 м. У гондолі був встановлений двигун, який з частотою 110 об/хв приводив у дію трилопатовий ПГ діаметром 3,4 м.

Повна піднімальна сила дирижабля, оболонка якого наповнювалася світільним газом, становила 17160 Н, а маса його була близько 1560 кг. Перший політ відбувся 24 вересня 1852 р. При швидкості вітру 2–3 м/с летіти проти вітру аеростат не міг, але Жиффару вдалося розвертати його та переміщуватися в напрямку, перпендикулярному вітру. З технічного погляду цей апарат був досить недосконалим, але це була перша, по справжньому вдала спроба побудови керованого аеростата.

Перший дирижабль жорсткої конструкції було збудовано в Німеччині в 1900 р. за проектом Фердинанда Цепеліна. Апарат LZ-1 мав довжину 128 м та максимальний діаметр 11,65 м. Конструкція складалася з 16 шпангоутів. На ньому була досягнута швидкість 28 км/год.

6 серпня 1911 р. взяв на борт перших пасажирів дирижабль «Киевъ» (рис. 1.1). Дирижабль м'якої системи (перший керований аеростат, створений в Україні), розроблений та побудований інже-

нером Ф. Ф. Андерсом, мав об'єм 1000 м³, довжину – 35,5 м, максимальний діаметр – 7 м. Двигун потужністю 36,8 кВт дозволяв дирижаблю з трьома пасажирами розвивати швидкість до 40 км/год. За 1911 р. «Киевъ» перевіз 198 пасажирів.

Велику роль відіграли дирижаблі в освоєнні північних територій. Ідея польотів в Арктику, і зокрема досягнення Північного полюса повітрям, зародилася задовго до появи перших керованих аеростатів. Ще на початку XVIII ст. Бартоломео Лоренцо говорив про можливість відкриття північних земель за допомогою запропонованого ним повітроплавального апарата.

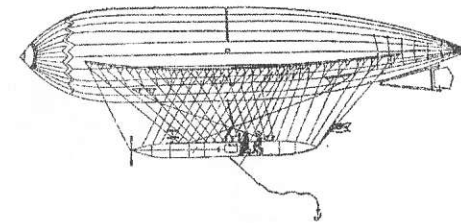


Рис. 1.1. Схема дирижабля «Киевъ» конструкції Ф. Ф. Андерса, 1911 р.

У середині XIX ст. була розроблена низка проектів досягнення Північного полюса на аеростатах – Дюпун-Делькур (1845), Мореналь (1863), Гюстав Ламберт (1870), Триду та Зільберман (1871) та ін. З-поміж них можна виокремити як найбільш продуманий з технічного погляду проект Марселя (1866), основу якого становили наповнений світільним газом аеростат об'ємом 22 500 м³ та балон з теплим повітрям. Регулювати висоту польоту для пошуку сприятливих повітряних течій пропонувалося за допомогою нагрівання повітря в балоні.

Незважаючи на те, що після появи аеростата майже всі винахідники працювали над удосконаленням цього типу ЛА, деякі все ж розвивали ідею динамічного польоту. Одним з них був англійський учений та винахідник Джорж Кейлі (1773–1837), який зробив великий внесок у розвиток теорії створення літака. Перший проект апарата з нерухомих крилом був розроблений у 1799 р.

Значний стрибок у своєму розвитку техніка зробила з появою парового двигуна. Не обминув паровий двигун і апаратів, важчих за повітря. 29 вересня 1842 р. англійський механік Уільям Хенсон (1812–1888) подав заявку, на основі якої йому було видано патент на літальну машину з паровим двигуном «для транспортування повітрям пошти, вантажів та пасажирів» (рис. 1.2).

Проект Хенсона є важливою віхою в історії авіації. Це був перший проєкт, у якому передбачалися всі головні елементи

гвинтомоторного літака. Апарат, запропонований Хенсоном, являв собою моноплан з високо розташованим крилом і двома штовхальними гвинтами.

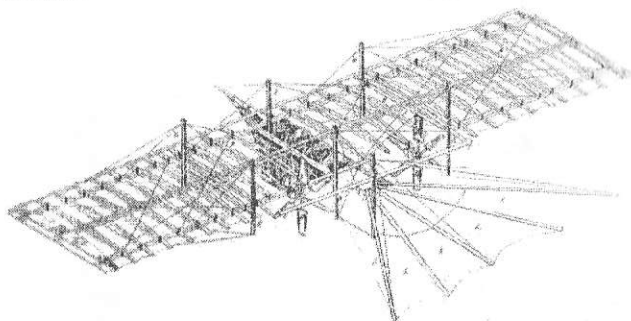


Рис. 1.2. Проект літака У. Хенсона, 1842 р.

Під крилом містився закритий фюзеляж, у якому розташовувалися парова машина, паливо, екіпаж і вантажі. Позаду передбачалися вертикальний і горизонтальний керма. Літак повинен був мати колісне шасі. Злітну масу літака Хенсон оцінював у 1350 кг, а потужність двигуна у 25–30 к. с. (18–22 кВт).

У 1881 р. патент на літак отримав О. Ф. Можайський. Літак проходив випробування у 1884–1885 рр., але потужності двох парових двигунів (20 к. с. та 10 к. с.) було явно недостатньо для польоту. Літак О. Ф. Можайського, збудований на суворо наукових засадах, був найбільш практичною конструкцією з-поміж літаків, збудованих у XIX ст. (рис. 1.3).

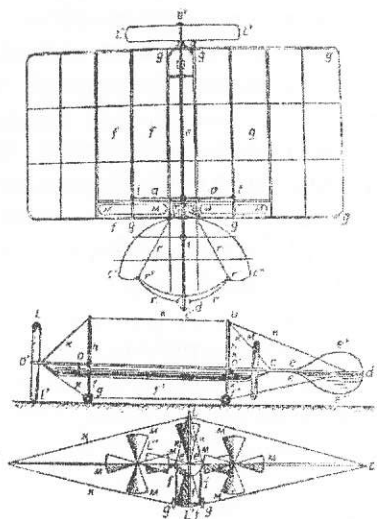


Рис. 1.3. Літак О. Ф. Можайського (рисунок з патенту)

Найбільш вагомий внесок у розвиток планеризму зробив Отто Лілієнталь (Німеччина, 1848–1896) – засновник практичного планеризму. Перший свій апарат він збудував у 1889 р. На третьому апараті (1891) йому вже вдалося планерувальні по-

льоти. У 1893 р. вдавалися польоти на 250 м тривалістю 20–30 с. У 1894 р. його планер «Стандартний» був збудований у 9-и екземплярах (один з них міститься в Науково-меморіальному музеї М. Є. Жуковського). Цей планер є першим в історії авіації серійним ЛА. Найбільш успішним був його планер – біплан (1895), на якому виконано багато польотів.

І тільки тоді, коли стрімкий розвиток автомобілізму забезпечив творців літаків легкими, компактними та зручними в експлуатації двигунами внутрішнього згорання, з'явилася можливість успішного створення таких апаратів.

Крім того, на той час планеризм дав змогу розробити основні принципи керування літаком. Успішні теоретичні дослідження з аеродинаміки та динаміки польоту, що набули великого розмаху, дали змогу підвести під будову літаків наукові засади. Велика заслуга розвитку аеродинаміки належить М. Є. Жуковському, М. А. Рикачову, С. А. Чаплигіну та ін.

17 грудня 1903 р. поблизу невеликого містечка Кіті-Хаук на узбережжі Атлантичного океану в США відбулася довгоочікувана подія. У цей день брати Орвіл та Вілбур Райт (Wright) здійснили перший офіційно зафіксований політ важкого за повітря ЛА (рис. 1.4). Перший політ братів Райт тривав 12 с, другий та третій польоти були трохи тривалішими, а четвертий політ – вже 59 с, під час якого була пройдена проти вітру силою 8 м/с відстань 4852 фути.

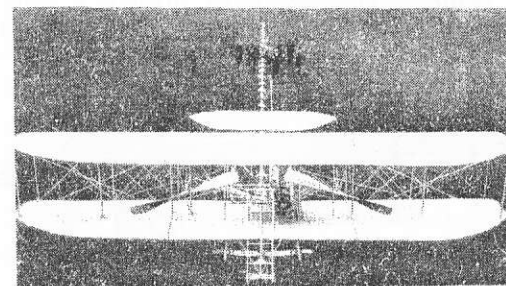


Рис. 1.4. Перший літак братів Райт

Літак, побудований за типом їхнього планера з 1902 р., мав бензиновий чотирициліндровий двигун рідинного охолодження потужністю 9 кВт (12 к. с.). Він був установлений у центральній частині літака і обертав за допомогою ланцюгової передачі два штовхальних гвинти.

За схемою це був біплан з переднім кермом висоти та системою перекошування крила для виконання бокових маневрів. Починаючи з 1906 р., центр літакобудування перемістився в Європу «Ellehammer-1» (Данія, січень 1906 р.).

У травні 1910 р. випробував свій літак (рис. 1.5) О. С. Кудашев, професор Київського політехнічного інституту.

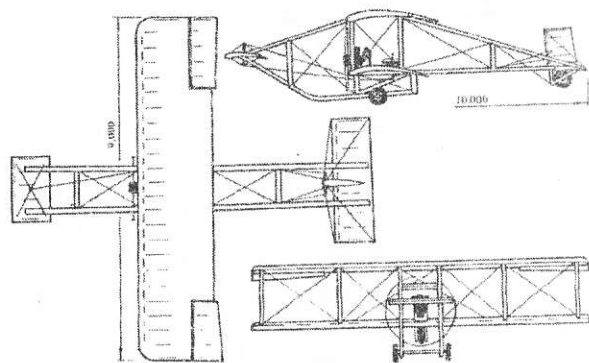


Рис. 1.5. Проекції літака «Кудашев-1»

Але цей політ виконувався без попередження і тому офіційно першим польотом у Росії вважається політ 6 червня 1910 р. літака «Гаккель-3».

Одним з найрозповсюдженіших літаків у Європі напередодні Першої світової війни був «Nieuport-4» (Франція, 1911 р., рис. 1.6).

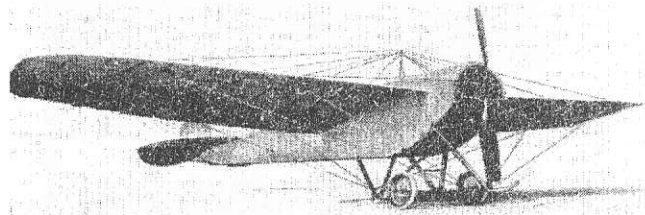


Рис. 1.6. Моноплан «Nieuport-4»

Крім Франції, він будувався в Італії, Англії, Росії. На цьому літакові вперше (Київ, 9 вересня 1913 р.) була виконана замкнена петля у вертикальній площині, так звана «мертва петля» – одна з фігур вищого пілотажу, яку згодом назвали «петлею Нестерова» на честь П. М. Нестерова, який уперше її виконав.

Перша світова війна стала потужним стимулом для розвитку авіації в усьому світі. Багато військових літаків, які вже не були потрібні військовим, розпродали приватним особам. Їх почали використовувати не лише для розваг, а й у комерційних проєктах – перевезення пошти, вантажів, пасажирів. Почали створюватись авіакомпанії, які спеціалізувалися на цьому.

Однак у перші повосенні роки розвиток основних льотних показників літаків відбувався набагато повільніше, ніж в інші історичні періоди. Передусім це пояснювалося тим, що більшість авіаційних фірм продовжували розвиток біпланної схеми, яка була основною в роки війни. Підвищення льотно-технічних характеристик (ЛТХ) відбувалося переважно за рахунок удосконалення двигунів (зниження питомої ваги, підвищення потужності тощо). На початку 20-х р. XX ст. в Англії фірма «Bristol» випустила 9-циліндровий двигун «Jupiter» повітряного охолодження, а у Франції «Hispano-Suisa» вдосконалювала свої V-подібні двигуни рідинного охолодження.

Літаки вже відносно надійно працювали, виробилися стійкі навички техніки пілотажу, постійно вдосконалювалися їхні ЛТХ, конструкція. Авіація використовувалася для розв'язання практичних, передусім, військових завдань.

Із 1914 р. почався другий етап розвитку авіації, який характеризувався боротьбою за поліпшення ЛТХ та вдосконаленням конструкції.

Період в авіації до 1925 р. відзначався покращенням аеродинаміки та характеристик тогочасних двигунів. У 1925–1927 рр. двигунобудування зробило великий крок уперед – з'явилися двигуни з великою частотою обертання вала. Швидкість польоту літаків зросла з 180 до 280 км/год. У цей час будуються перші транспортні літаки цивільного призначення.

У середині 30-х років, унаслідок інтенсивної роботи аеродинамічних і наукових центрів, удалося різко знизити лобовий опір літаків: з'явилися шасі, які прибираються в польоті, гладка обшивка, обтічні форми. Це дало можливість збільшити швидкість літаків до 450 км/год. У цей же період почалося експериментальне розроблення вертольотів.

У 40-х роках XX ст. з'явилися поршневі двигуни (ПД) із системами наддування, що дало можливість збільшити висоту польоту літаків до 10 км та їхню швидкість до 750 км/год (рис. 1.7).

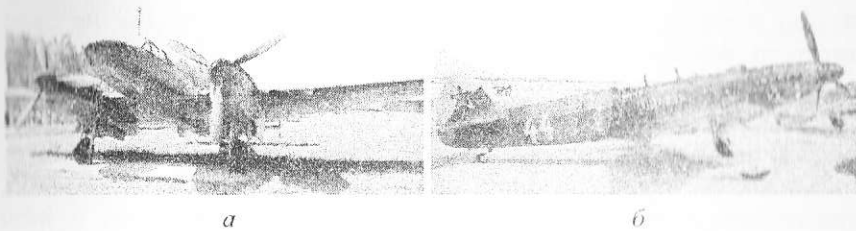


Рис. 1.7. Військові літаки 40-х років минулого століття:
а – бомбардувальник Пе-2; б – винищувач Як-3

Подальше поліпшення аеродинамічних характеристик, конструктивне вдосконалення двигунів внутрішнього згоряння вже не могли значно поліпшити ЛТХ через те, що можливості зменшення питомої ваги двигунів до 1945 р. були вичерпані.

Створення газотурбінних двигунів (ГТД), які мають значно меншу питому вагу, та їх застосування на літаках започаткувало новий етап у розвитку авіації та стало передумовою потужного прориву на початку 50-х років ХХ ст. з максимальною швидкістю літаків до 850–1100 км/год, висотністю до 20 км та вантажо-підйомністю до 80–120 т (рис. 1.8).

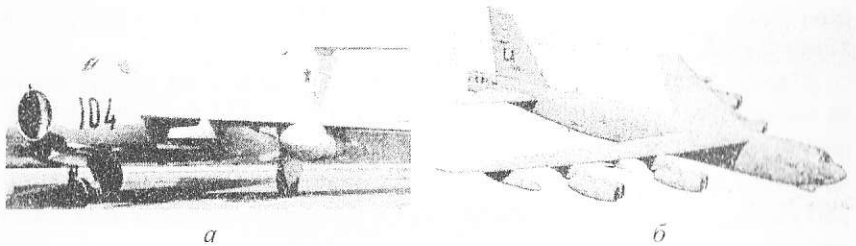


Рис. 1.8. Військові літаки 50-х років ХХ ст.:
а – винищувач МіГ-17; б – бомбардувальник В-52

Загальний розвиток науки та промисловості забезпечив становлення потужної цивільної авіації (ЦА).

Із середини 50-х до середини 70-х років відбуваються становлення і бурхливий розвиток світової авіаційної транспортної системи, що склала суттєву конкуренцію іншим видам транспорту на маршрутах від 500 до 10 000 км. У цей період були створені літаки й вертольоти цивільного призначення з найрізноманітнішими характеристиками,

зокрема літаки місцевих ліній, магістральні літаки, надзвукові пасажирські літаки і багатомісні (550 пасажирських місць) широкофюзеляжні літаки тощо (рис. 1.9).

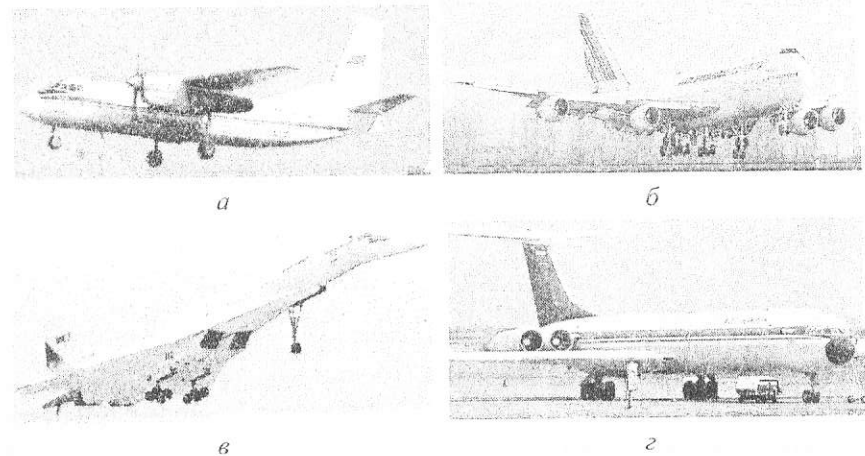


Рис. 1.9. Пасажирські літаки середини 70-х років ХХ ст.:
а – літак місцевих ліній Ав-24; б – літак В-747 на 550 пасажирських місць;
в – надзвуковий літак Ту-144; г – літак магістральний Іл-62

У 80-і роки ХХ ст. продовжувалося вдосконалення авіаційної техніки (АТ), однак значне подорожчання енергоресурсів (особливо авіаційного палива) в усьому світі в 90-і роки призвело до значного збільшення витрат на авіаційні перевезення, що зумовило скорочення обсягів авіаційних перевезень і руйнування низки авіаційних транспортних компаній. Нині за рахунок нових більш економічних літаків, незважаючи на зростаючу вартість авіаційного палива, авіаційний транспорт на лініях середньої й великої протяжності залишається конкурентоспроможним.

Підсумком творчої діяльності вчених та конструкторів за ХХ ст. стало велике розмаїття схем ЛА та їхніх конструктивних особливостей (рис. 1.10), що спричинило потребу класифікувати ці апарати за різними ознаками.

Така класифікація викладена в розділах 4 та 8 цього підручника. Основні принципи польоту ЛА та їхні конструкції розглянуті в розділах 2, 3, 5–7, а також у 8-му розділі.

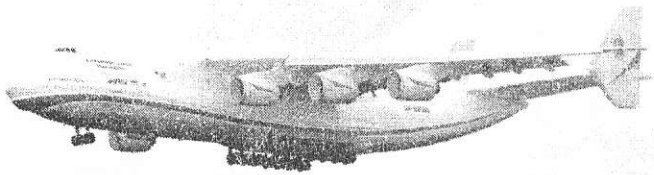


Рис. 1.10. Найбільший вантажний літак Ан-225

1.2. Принципи польоту літальних апаратів

Літальний апарат – пристрій для польотів в атмосфері або космічному просторі.

Перший період розвитку ЛА характеризується створенням конструкцій, які здатні підняти людину в повітря та забезпечити надійність польоту.

Другий період – удосконалення ЛА, їх масове виробництво та використання. Для реалізації ідеї польоту людині потрібні були об'єктивні умови, найбільш важливими з яких вважають розвиток науки й техніки. Такі умови склалися наприкінці XIX – на початку XX ст.

Сформувався теоретичне підґрунтя науки – аеродинаміка, будівельна механіка, опір матеріалів та ін. Була створена практична база для виробництва потужних двигунів і планерів літаків.

Сучасні ЛА за принципом створення піднімальної сили поділяють на три групи:

- аеростатичні;
- аеродинамічні;
- газодинамічні.

Для розв'язання специфічних завдань розроблялися й експлуатуються апарати з комбінацією принципів створення піднімальної сили.

Щоб здійснити політ на будь-якому ЛА в межах атмосфери Землі, необхідно передусім подолати силу земного тяжіння, тобто створити піднімальну силу. Крім того, потрібно також подолати силу опору довкілля.

У польоті на ЛА діють два види сил – *сили довкілля* (аеродинамічні, аеростатичні) та масові сили (сили земного тяжіння).

Піднімальна сила – сила, яка долає силу земного тяжіння. Вектор піднімальної сили розташований на одній осі з силою

тяжіння, але напрямлений у протилежний бік. Якщо на тіло діє сила, напрямлена під кутом до вертикалі, то піднімальною буде проекція цієї сили на вертикаль. Політ ЛА буде можливим за умови, коли піднімальна сила більша від сили земного тяжіння або принаймні дорівнює їй.

1.2.1. Аеростатичні апарати

Аеростатичний спосіб ґрунтується на законі Архімеда, відповідно до якого на тіло, що перебуває в газовому середовищі, буде діяти піднімальна сила, яка дорівнює вазі витісненого тілом газу.

За цим принципом літають повітряні кулі, аеростати та дирижаблі. Такі апарати називають апаратами, легшими за повітря. Щодо аеростатичного апарата, який перебуває в повітрі, то виштовхувальна сила (H) обчислюється за формулою:

$$P = \rho_{\text{пов}} \cdot V, \quad (1.1)$$

де V – об'єм оболонки аеростата, заповнений газом, м^3 ; $\rho_{\text{пов}}$ – густина повітря, $\text{кг}/\text{м}^3$.

Вага аеростатичного апарата складається з ваги конструкції, корисного навантаження G_k і ваги газу G_r , що розміщена у внутрішній порожнині аеростата (рис. 1.11):

$$G = G_k + G_r = G_k + \rho_r \cdot g \cdot V, \quad (1.2)$$

де ρ_r – густина газу в оболонці аеростатичного апарата; g – прискорення вільного падіння, $\text{м}/\text{с}^2$;

Із формул (1.1) і (1.2) видно, що політ аеростата можливий, коли сила, що виштовхує аеростат, буде більшою за його вагу або рівною.

Піднімальна сила визначається з виразу:

$$Y = P - G = g \cdot V \cdot (\rho_{\text{пов}} - \rho_r).$$

Сила Y буде тим більшою, чим менша густина газу, що наповнює оболонку, і меншою від ваги аеростата. Зазвичай несну оболонку аеростатичного апарата заповнюють легкими газами, такими як водень або гелій. Для цього може бути використане також і підігріте повітря. Із підніманням на висоту густина повітря $\rho_{\text{пов}}$ зменшується і, якщо об'єм газу, що

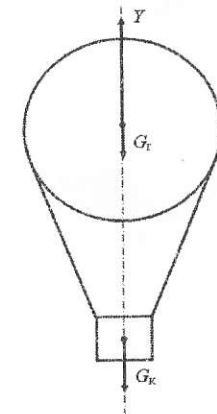


Рис. 1.11. Схема реалізації аеростатичного принципу польоту

заповнює оболонку, зберігається незмінним, то піднімальна сила Y також зменшується. Ця закономірність обмежує граничну висоту польоту аеростатичних апаратів. При $Y > 0$ куля підніметься до тієї висоти, на якій її загальна вага зрівняється з вагою усього витиснутого нею повітря меншою густини (із підняттям на висоту), тобто коли буде забезпечено рівність $Y = G$. Висота, на якій виконується зазначена умова, називається *рівноважною*.

Тобто, з урахуванням наведеного вище можна зробити висновок, що піднімальна сила Y зростає зі зменшенням густини газу ρ , яким заповнено оболонку. Цим газом здебільшого є підігріте повітря. Інші застосовувані гази – водень і гелій. На рівні моря при $H_0 = 0$ та $T = 0$ °С, густина повітря $\rho_{\text{пов}} = 1,2928$ кг/м³, густина водню $\rho_{\text{вод}} = 0,0899$ кг/м³, а густина гелію $\rho_{\text{гел}} = 0,1785$ кг/м³.

Апарати з оболонками, заповненими підігрітим повітрям, називають *повітряними кулями*.

На розвиток технічної бази для створення аеростатичних апаратів з несною оболонкою, заповненою воднем, знадобилося майже 100 років.

Апарати з несною оболонкою, заповненою легкими газами, називають *аеростатами*. Розрізняють аеростати керовані й некеровані. Некеровані аеростати поділяють на вільні й прив'язані. Вільний аеростат (рис. 1.12) являє собою сферичну оболонку з прогумованої бавовняної тканини або синтетичної плівки, до якої пришивають (клеять) пояси для кріплення строп. Нижні кінці строп кріплять до стропового кільця, до якого підвішують і гондолу.

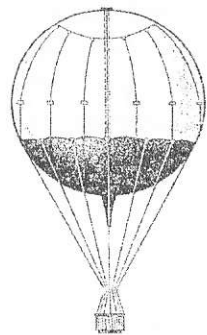


Рис. 1.12. Вільний аеростат

Герметичним гондолам надають кулеподібної форми. У гондолі містяться екіпаж, пасажери, прилади, потрібні запаси й обладнання. До гондoli кріпиться *гайдроп* – канат з якорем, призначений для гальмування аеростата під час посадки. *Баласт* (пісок у мішках) розміщують під гондолою аеростата або на її бортах. У верхній частині оболонки передбачений клапан для випуску газу. Для керування клапаном слугує мотузка, кінець якої розміщений у гондолі. У нижній частині оболонки є патрубок для

заповнення оболонки газом та вільного виходу надлишків його при нагріванні оболонки аеростата в польоті. Цим усувається підвищення тиску в оболонці. На верхній частині обшивкою фіксують лапи, до яких кріпляться поясні канати, що утримують аеростат на землі перед польотом.

Вільні аеростати переміщуються в повітрі під дією вітру, керувати ними можна тільки у вертикальному напрямку, тобто змінювати висоту польоту. Щоб підняти аеростат, його полегшують, викидаючи частину баласту, яким слугує пісок у мішках.

Щоб знизити аеростат, відкривають клапан та випускають трохи газу, унаслідок чого піднімальна сила зменшується й аеростат опускається. Вільні аеростати широко застосовують нині для наукових досліджень атмосфери, випробування різноманітного авіаційного обладнання, а також зі спортивною метою.

Дирижабль (рис. 1.13) – аеростат, що керується повністю, з маршовою силовою установкою (СУ), яка забезпечує поступальний рух апарата. Дирижаблі бувають м'які, напівтверді і жорсткі.

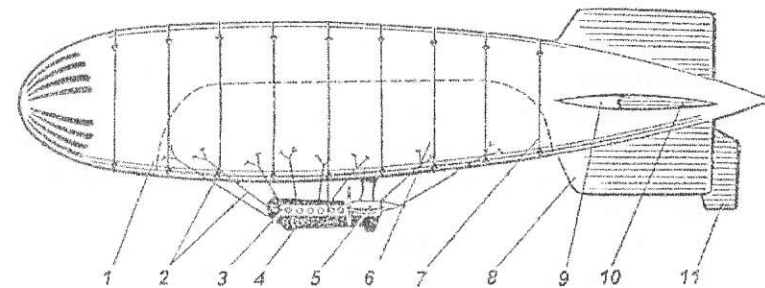


Рис. 1.13. Дирижабль з м'якою оболонкою:

- 1 – корпус; 2 – стропи; 3 – гондола; 4 – повітряні амортизатори;
- 5 – силова установка; 6 – балонет; 7 – поясні канати;
- 8 – кілі; 9 – стабілізатор; 10 – кермо висоти; 11 – кермо напрямку

Апарат складається з корпусу, оперення та гондoli. Корпус 1 має подовжену форму з тупою носовою частиною й загостреною кормою, для стримання мінімального лобового опору. Оперення складається з горизонтальних 9 (стабілізатор), вертикальних 8 (кілі), нерухомих поверхонь і рухомих горизонтальних – керма висоти (КВ) 10 і вертикальних – керма напрямку (КН) 11.

До корпусу оболонки за допомогою строп 2 підвішена гондола 3 із СУ 5. Гондола слугує для розміщення вантажів, палива, пасажирів та обладнання. Завдяки балонету 6 зберігається стала піднімальна сила оболонки дирижабля. Компресор і СУ завжди підтримують у ньому надмірний тиск повітря.

Частина повітря з балонета випускається, коли дирижабль піднімається при підніманні на висоту, а газ в оболонці охолоджується. Повітря в балонет нагнітається компресорами в разі зменшення тиску з підняттям на висоту або підвищення температури газу в оболонці. На рисунку межа займаного балонетом об'єму показана пунктиром. Під гондолою розміщені два повітряних амортизатори 4, що пом'якшують удар у момент приземлення дирижабля. Для утримання дирижабля на старті та під час посадки слугують поясні канати 7.

У напівтвердих дирижаблів об'ємом 8000–35 000 м³ по всій довжині нижньої частини корпусу є жорстка кільова ферма, що зварюється зі сталевих труб або дюралюмінієвих профілів.

Ферма – головний елемент конструкції, який використовується для розміщення вантажу, баків для палива й баласту. Як баласт часто застосовували воду. У кільовій фермі по всій її довжині був поздовжній прохід. В обшивці зроблені люки для проходу в мотогондолу, для скидання баласту й гайдропа.

У мотогондолах розміщували двигуни з паливною, мастильною та іншими системами, приладові дошки, сидіння механіків і переговорні прилади. У центральній гондолі містяться екіпаж, пасажирів й навігаційне обладнання.

Жорсткі дирижаблі мають об'єм до 200 000 м³, довжина їх досягає 250 м, найбільший діаметр перевищує 40 м, корисне навантаження досягає 100 т. Корпус жорсткого дирижабля являє собою набір поздовжніх (стрингери) і поперечних (шпангоути) елементів, виготовлених із дюралюмінієвих профілів.

Обшивка може бути металевою або зі склопластику. У середині корпусу розміщені балонети, заповнені газом і повітрям.

Найбільшого розвитку транспортне дирижаблебудування досягло у 20–30-х роках ХХ ст. У цей період важкими дирижаблями забезпечувалися транспортні перевезення навіть через Атлантичний океан. Однак експлуатація дирижаблів супроводжувалася найістотнішими на той період катастрофами, зумовленими застосуванням водню як газу-носія.

Ера транспортних дирижаблів закінчилася в 1937 р. разом із катастрофою найбільшого у світі німецького дирижабля «Гінденбург».

Спроможність промисловості в нинішній період забезпечити достатню кількість гелію як газу-носія зберігає певні перспективи для дирижаблебудування.

1.2.2. Аеродинамічні апарати

Аеродинамічний принцип польоту ґрунтується на другому законі Ньютона.

Наприклад, якщо пластину (рис. 1.14) рухати з певною швидкістю в повітрі під певним кутом α , або навпаки, якщо на нерухому пластину буде набігати потік повітря під кутом α , то внаслідок їх взаємодії виникне силова дія на пластину, а самої пластини на потік.

Пластина відкидатиме потік униз з деякою силою, а потік, згідно з третім законом Ньютона, тією ж силою штовхатиме пластину вгору. У нашому випадку ця пластинка буде спрямована перпендикулярно до поверхні пластини. І якщо взяти вертикальну частину сили Y , то вона й долатиме силу тяжіння G , тобто буде піднімальною силою.

Принцип аеродинамічного способу створення піднімальної сили ЛА полягає в тому, що при взаємному переміщенні твердого тіла й середовища (газу) за наявності поступальної швидкості, певної форми тіла та орієнтації його відносно руху, виникають сили взаємодії, які називають аеродинамічними. За цим принципом літають планери, дельтаплани, літаки, вертольоти. Такі ЛА називають важчими за повітря.

Технічно аеродинамічний принцип можна реалізувати двома способами:

- за допомогою руху відносно повітря всього ЛА, який має нерухому несну поверхню, наприклад, крило;
- завдяки руху відносно повітря окремих частин ЛА, наприклад, несного гвинта або вентилятора.

І в першому, і в другому випадку створення піднімальної сили подібне до створення піднімальної сили в наведеному вище

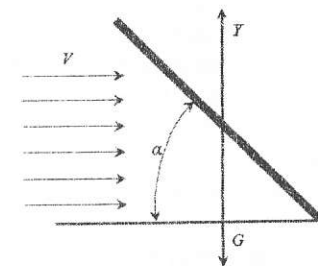


Рис. 1.14. Схема реалізації аеродинамічного принципу польоту

прикладі, тобто вона ґрунтується на законі механіки про кількість руху (*другий закон Ньютона*), який у цьому випадку має вигляд:

$$m \cdot (V_2 - V_1) = P \cdot t,$$

де m – маса тіла (у розгляданому випадку це маса повітря, яке відкидається вниз), кг; $V_2 - V_1$ – зміна швидкості тіла (в розгляданому випадку це вертикальна швидкість повітря, що відкидається), м/с; P – сила, прикладена до повітря і спрямована вниз, Н; t – час дії сили, с.

Добуток маси тіла на його швидкість називається *кількістю руху* тіла, а добуток величини сили на час її дії – *імпульсом сили*. Отже, одержуємо:

$$P = (m/t) \cdot (V_2 - V_1).$$

Відповідно до *третього закону Ньютона* піднімальну силу буде прикладено до несної поверхні (крила, гвинта) і спрямовано в протилежний бік $-Y = -P$.

У літаків піднімальна сила створюється за рахунок різниці тиску на верхній та нижній поверхнях крила та внаслідок відкидання маси повітря за крило, у вертольота – несним гвинтом (ротором). Для створення піднімальної сили за аеродинамічним способом потрібне середовище з достатньою густиною атмосфери.

1.2.3. Реактивні апарати

Реактивний (газодинамічний) спосіб утворення піднімальної сили можна реалізувати і в безповітряному просторі.

Цей принцип також ґрунтується на *другому законі Ньютона*, але, на відміну від аеродинамічного принципу, ЛА відкидає частину маси, а не докільця (повітря).

Отже, *реактивний принцип* – це рух під дією сили віддачі, тобто реакції потоку частинок, які відкидаються від тіла.

У конкретному випадку *сутність цього принципу* полягає у відкиданні газів, які мають велику енергію, у напрямку, що збігається з напрямком дії сили земного тяжіння, тобто вертикально вниз (рис. 1.15).

У більш загальному випадку ці напрямки не обов'язково збігаються, але вертикальна складова реактивної сили Y повинна бути більшою за силу тяжіння G , інакше політ буде неможливим.

На рис. 1.16 наведено приклад, коли піднімальну силу створює не тільки двигун, але й корпус ЛА, який відкидає навколишнє середовище, за його наявності, вниз. Це принцип *комбінованого використання принципів польоту*.

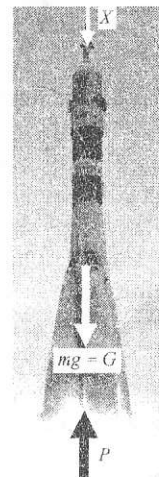


Рис. 1.15. Схема реактивного принципу польоту

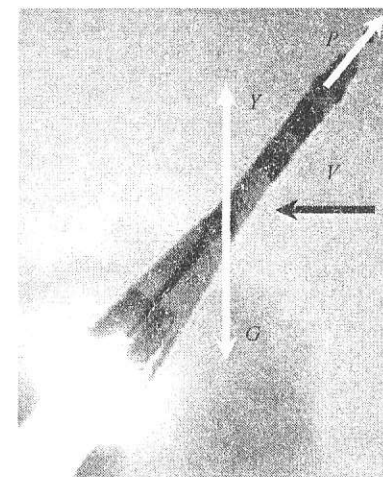


Рис. 1.16. Схема комбінованого принципу польоту

Відкидати не обов'язково гази. Просто для польотів в атмосфері Землі технічно нині це найбільш доречно.

Простою інтерпретацією другого закону Ньютона є приклад, який навів К. Е. Цюлковський. Уявімо собі у вільному від сил тяжіння просторі дві кульки, розташовану між ними стиснуту пружину, яка впирається в них. Якщо пружині дати можливість розширитися, то одній кульці надамо рух праворуч, а іншій – ліворуч.

Ліва кулька почне рухатися внаслідок реакції відкинутої від неї правої кульки.

З огляду на закон збереження кількості руху, можна записати:

$$m_1 V_1 = m_2 V_2 \quad \text{або} \quad \frac{m_1}{m_2} = \frac{V_2}{V_1},$$

де m_1 , V_1 – маса і швидкість однієї кульки; m_2 , V_2 – іншої кульки.

Звідси бачимо, що одержані кульками швидкості зворотно пропорційні їхнім масам.

Рух, у якому використовується реактивний принцип польоту, не потребує навколишнього середовища з певною густиною, і для нього не потрібний рушій. У ньому використовують двигун прямої реакції, тобто в цьому випадку двигун одночасно є і рушієм.

Але не слід плутати принцип польоту ЛА з принципом роботи його двигуна. Якщо літак з реактивним двигуном летить гори-

зонтально, то в ньому використовується аеродинамічний принцип польоту (крило відкидає повітря). Якщо цей літак летить вертикально вгору (випадок, коли тяга двигуна більша від ваги ЛА), то в ньому застосовують реактивний принцип польоту. У всіх проміжних положеннях використовують *комбінований принцип*. Для літака з *турбогвинтовим двигуном* (ТГвД) у всіх випадках буде *аеродинамічний принцип польоту*. Те саме можна сказати й про вертоліт. Навіть якщо на ньому встановлено реактивний двигун.

За *реактивного способу польоту* другий закон Ньютона можна подати у вигляді:

$$P = m_{\text{сек}} \cdot (V_c - V) + f_c \cdot (p_c - p_n),$$

де P – сила, яку створює реактивний двигун, Н; $m_{\text{сек}}$ – секундна витрата газів через сопло, кг/с; V_c – швидкість виходу газів із сопла, м/с; V – швидкість польоту ЛА, м/с; f_c – площа зрізу сопла двигуна, м²; p_c – тиск газів на зрізі сопла, Па; p_n – тиск навколишнього середовища, Па.

Як бачимо, значення P є максимальним при $p_n = 0$, тобто в безповітряному просторі. І знову піднімальна сила буде спрямована в протилежний бік – $Y = -P$.

У чистому вигляді ракетний принцип використовується на безкрилих ракетах. Наприклад, балістичні ракети на ділянці траєкторії, коли працює двигун; ракети для виведення на орбіту штучних супутників Землі або космічних апаратів. Літальні апарати такого типу належать до *ракетної* та *ракетно-космічної техніки*.

1.2.4. Балістичні апарати

За траєкторією польоту сучасні ЛА, важчі за повітря, можна поділити на два основних класи:

- 1) апарати, що здійснюють політ по незалежній траєкторії;
- 2) апарати, що здійснюють балістичний політ.

Апарати першого класу безупинно витрачають енергію палива для утворення необхідних для реалізації польоту керуючих сил та моментів. Траєкторія польоту такого апарата задається довільно й може бути змінена в процесі польоту. Апарати другого класу летять за рахунок заздалегідь накопиченої кінетичної енергії.

Польоти балістичних апаратів можуть відбуватися на будь-яких висотах, без наявності щільної атмосфери. *Балістичний принцип*

ґрунтується на застосуванні сили інерції (*перший закон Ньютона*). Цей принцип застосовують усі космічні апарати і балістичні ракети (при непрацюючих двигунах на пасивній ділянці траєкторії).

Між цими двома класами апаратів проміжний клас – орбітальні літаки, які здійснюють балістичний політ на більших висотах та аеродинамічний керований політ у щільних шарах атмосфери.

Досліди зі створення таких апаратів військового призначення почалися в промислово розвинутих країнах на початку 30-х років ХХ ст.

Перше практичне застосування цих апаратів відноситься до 1944 р. (бомбардування міст Англії балістичними ракетами V-2, більш відомими, як Фау-2). Ракети V-2 були розроблені у фашистській Німеччині під керівництвом конструктора Вернера Фон Брауна. Там само було налагоджено їх серійне виробництво.

Ця подія започаткувала розроблення подібних апаратів військового та в інтересах освоєння космосу призначення в усіх розвинутих країнах. Особливо інтенсивно такі апарати розроблялися на початку 50-х років із залученням значних ресурсів.

Запуск на орбіту навколо Землі супутника 4 жовтня 1957 р. в СРСР за допомогою двоступеневої ракети започаткував мирне застосування цих апаратів (рис. 1.17).

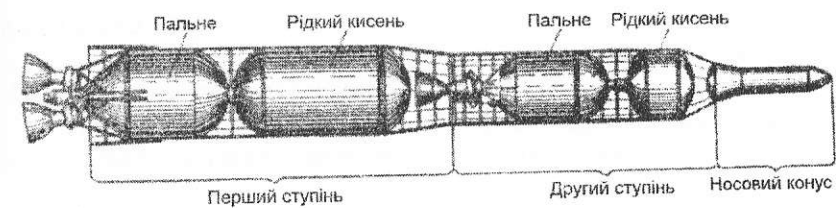


Рис. 1.17. Ракета двоступенева

Політ Юрія Гагаріна 12 квітня 1961 р. на космічному кораблі започаткував практичне освоєння людиною космічного простору.

Нині вивчають та освоюють космічний простір за широкою міжнародною програмою. Вона поєднує різні методи космічних досліджень із використанням автоматичних станцій і пілотованих станцій з людьми на борту.

За рахунок удосконалення й застосування апаратів цього типу людство розширило свої можливості з навігації й зв'язку, а наука збагатилася найціннішими знаннями про будову атмосфери Землі, знаннями про Місяць, Марс, Венеру, Сонце й про різні ділянки космічного простору.

Завдання та завдання для самоперевірки

1. Дайте визначення терміна «літальний апарат».
2. Які сили діють на літальний апарат у польоті?
3. Дайте визначення терміна «піднімальна сила».
4. Охарактеризуйте літальні апарати за принципом створення піднімальної сили.
5. Дайте визначення поняття «рівноважна висота».
6. Дайте визначення терміна «аеростатична сила».
7. Наведіть рівняння піднімальної сили аеростатичного апарата.
8. Дайте визначення поняття «аеродинамічна сила».
9. Охарактеризуйте реалізацію аеродинамічного принципу створення піднімальної сили.
10. Наведіть рівняння кількості руху.
11. Наведіть рівняння імпульсу сили.
12. Охарактеризуйте реалізацію реактивного принципу створення піднімальної сили.
13. Які літальні апарати належать до ракетної та ракетно-космічної техніки?
14. Наведіть рівняння реактивного способу польоту.

Розділ 2

АЕРОМЕХАНІКА ТА ДИНАМІКА ПОЛЬОТУ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ

2.1. Розвиток аеродинаміки як науки

Аеромеханіка вивчає закони руху й рівноваги та їх взаємодію з обтічними твердими тілами.

Ця наука складається з, власне, аеромеханіки, кінематики та аеродинаміки.

1. *Аеромеханіка* вивчає закони рівноваги газу і твердого тіла в газовому середовищі.

2. *Кінематика* вивчає закони руху газу незалежно від дії на нього будь-яких сил.

3. *Аеродинаміка* вивчає закони руху газу унаслідок дії на нього сили і взаємодію між газом й обтічним тілом.

Аеродинаміка поділяється на теоретичну, експериментальну та прикладну.

1. *Теоретична* аеродинаміка досліджує основні закономірності руху газу (повітря).

2. *Експериментальна* аеродинаміка досліджує аеродинамічні явища на основі проведення дослідів з об'єктами або їхніми моделями.

3. *Прикладна* аеродинаміка пов'язана з технічними доповненнями теоретичної й експериментальної аеродинаміки.

Динаміка польоту вивчає рух тіла під впливом прикладених до нього сил у різних умовах повітряного середовища.

Період класичної гідродинаміки, яка надалі стала основою для розвитку вже аеродинаміки, починається працями *І. Ньютона*, який багато уваги приділяв дослідженню проблем опору, а його інтерес до цієї проблеми був зумовлений принциповим питанням про можливість руху тіла в порожнині (всупереч твердженням філософських шкіл Аристотеля та Декарта). Ньютон розрізняв чотири види опору:

- залежний від густини середовища, тобто від інерції;
- залежний від зчеплення частинок рідини між собою;
- залежний від сили тертя між поверхнею тіла та рідиною;
- залежний від пружності середовища.

Водночас Ньютон запропонував *першу модель середовища*. Згідно з цією моделлю середовище складається з частинок, що не взаємодіють між собою, – корпускул; при стиканні з поверхнею тіла корпускули втрачають компонент імпульсу, нормальний до поверхні тіла, і тим самим зумовлює тиск у точці розгляданої поверхні, отже, опір X та піднімальну силу Y тіла, для розрахунку яких отримуються достатньо прості формули. Зокрема, для плоскої пластини, яка встановлена під кутом до потоку рідини (газу), що набігає з певною швидкістю, нормальна сила визначається за формулою Ньютона:

$$N = \rho \cdot V_{\infty}^2 \cdot S \cdot \sin^2 \alpha,$$

звідси

$$Y = N \cdot \cos \alpha \text{ та } X = N \cdot \sin \alpha,$$

де S – площа пластини; α – кут атаки; ρ – густина потоку; V_{∞} – швидкість потоку; N – нормальна сила.

По суті, це перший кількісний результат у теоретичній гідродинаміці.

Прогрес у гідродинаміці та в теорії опору, зокрема, пов'язаний з іменами Д. Бернуллі, Ж. Д'Аламбера та Л. Ейлера. Якщо загалом охарактеризувати їх роль у гідродинаміці, то першим двом ми зобов'язані формулюванням фізичних принципів, а останньому – математичним розвитком цих принципів. Свої дослідження вони проводили у рамках механіки суцільного середовища. Водночас, спираючись на експериментальні результати, вони нехтували впливом сил тертя та розглядали рідину як ідеальну, переважно нестисливу, а саму течію припускали безвихрову, потенційну, оскільки масові сили (гравітаційні сили), які викликають рух рідини, є потенційними. Причину опору вони бачили в тиску, що передається від рідини до обтікаючої поверхні тіла, на відміну від ньютонівської концепції, безударно. Важливим результатом узагальнення експериментальних досліджень стало *рівняння Бернуллі*, яке пов'язує між собою значення потенціалу масових сил, тиску та швидкості вздовж лінії току, дозволяє розрахувати поле тиску за відомим полем швидкостей.

Велику увагу вивченню проблеми опору приділяв Д'Аламбер. Досліджуючи за вказаних вище принципів опір тіла, зокрема сфери, він дійшов висновку, який суперечив усьому практичному досвіду й увійшов в аеродинаміку як *парадокс Д'Аламбера-Ейлера*: опір тіла при безвідривному обтіканні його усталеним потоком ідеальної

нестисливої рідини дорівнює нулю. Строго математично цей результат був отриманий Ейлером, який уперше вивів повну систему рівнянь, що описують рух ідеальної рідини як нестисненої, так і стисненої, рівняння нерозривності та рівняння імпульсів – рівняння Ейлера. Після Ейлера роботи щодо рівнянь гідродинаміки були продовжені Ж. Лагранжем. Під керівництвом Д'Аламбера було проведено велику кількість експериментальних досліджень з опору тіл і встановлено, що:

- 1) опір пропорційний квадрату швидкості;
- 2) опір пропорційний площі міделя;
- 3) закон пропорційності нормальної сили квадрата синуса кута нахилу обтічної площини справедливий тільки для кутів між 55 та 90 градусами;
- 4) вплив в'язкості середовища надзвичайно малий, особливо за великих швидкостей.

Чисельні експерименти були проведені й іншими дослідниками тієї епохи, наприклад Дюбуа Ж. Борда. Саме під впливом експериментальних результатів Дюбуа Л. Нав'є у 1822 р. вивів рівняння динаміки в'язкої нестисливої рідини. Наступними роками рівняння руху в'язкої рідини були також отримані С. Пуассоном (1829), А. Сен-Венаном (1843) та Дж. Стоксом (1845).

Великий внесок у *теоретичну гідродинаміку* – динаміку в'язкої рідини зробив Стокс. Крім виведення диференціальних рівнянь, які описують рух в'язкої рідини, він уперше застосував метод аналізу, заснований на розкладенні загального руху частинок рідини на три складові: переміщення, деформацію та обертання (пізніше цей метод використав Г. Гельмгольц для аналізу руху ідеальної рідини). Стокс дослідив течію в'язкої рідини при малих числах Рейнольдса Re ($Re \ll 1$), коли інерційними силами можна знехтувати порівняно з силами тиску та тертя, і була отримана формула Стокса:

$$X = 3\pi \cdot \mu \cdot V_{\infty} \cdot d,$$

де μ – динамічна в'язкість; d – діаметр сфери; V_{∞} – швидкість потоку.

Однак проблема опору при помірних та великих значеннях Re , яка мала найбільший практичний інтерес, залишалася нерозв'язаною через складну математичну природу нелінійних диференціальних рівнянь Нав'є-Стокса.

Стокс висунув декілька важливих ідей. Він, наприклад, писав, що ламінарна течія за певних умов «нестійка, так що найменша

причина викликає порушення стану рідини, яка збільшується з рухом тіла доти, доки увесь рух не набуде зовсім іншої форми». Цю проблему згодом дослідив О. Рейнольдс, який унаслідок експериментального вивчення руху рідини по трубах установив існування, крім *ламінарної, турбулентної течії*, перехід ламінарної течії в турбулентну при досягненні деякого цілком визначеного значення Re . Він же запропонував статичний підхід до вивчення усереднених характеристик турбулентних течій зі зсувом.

Оскільки рівняння динаміки в'язкої рідини дуже складні для теоретичного аналізу і з їх допомогою неможливо було виконувати прикладні завдання, то в теоретичній гідродинаміці велику увагу продовжували приділяти дослідженням ідеальної рідини. Істотний прогрес у науці пов'язаний з діяльністю Гельмгольца, який уперше дослідив закономірності вихрових течій рідини, на можливість існування яких указував ще Ейлер. Гельмгольц (1858) вивів рівняння, яке визначає швидкість зміни вектора завихрення ω – rot V для фіксованої частинки рідини. На основі цього рівняння він довів теорему про збереження вихрових ліній та інтенсивності вихрових трубок у потоці нестисливої рідини за наявності потенціалу масових сил. Звідси випливає, що вихрові трубки не можуть закінчуватися всередині рідини, вони або утворюють замкнуті кільця, або спираються на тверді чи вільні поверхні. На цих фундаментальних результатах ґрунтуються вихрові теорії гвинта та крила кінцевого розмаху. Розробка теорії вихрових течій була продовжена Г. Ганкелем, У. Томсоном (лордом Кельвіном), Е. Бельтрамі та ін.

Для розв'язання проблеми опору Г. Кірхгоф запропонував схему обтікання з утворенням напівнескінченної застійної ділянки, вільні межі якої являють собою поверхні тангенціальних розривів. Великий внесок у розробку цього напрямку зробив лорд Релей. Завдяки його дослідженням вираховані коефіцієнти опору деяких простих тіл, наприклад пластини, яка встановлена під кутом до напрямку потоку. Ця теорія, хоч і пояснювала причину виникнення опору та дозволяла отримати кількісні результати для найпростіших випадків, які, щоправда, не узгоджувалися з експериментальними даними, але не розв'язувала проблеми опору загалом; залишалося ще багато незрозумілих питань: що викликає відривання лінії току з поверхні тіла, коли та за яких умов реалізується безвідривна та відривна схеми течії тощо.

Отже, назріли об'єктивні умови для зародження та розвитку теорії польоту і були проведені достатньо великі експериментальні дослідження, наприклад О. Лілієнталем, у натурних умовах і на аеродинамічних установках з порівняльного аналізу аеродинамічних властивостей різних тіл. Незважаючи на значний прогрес у теоретичних та експериментальних дослідженнях, *основні проблеми аеродинаміки* – проблеми опору та піднімальної сили – залишалися ще не розв'язаними.

Початок періоду сучасної аеродинаміки пов'язують з першими аеродинамічними дослідженнями Ф. Ланчестера, які належать до 1891 р., а також з роботами М. Є. Жуковського, С. А. Чаплигіна та Л. Прандтля. Результати досліджень Ф. Ланчестера були видані тільки в 1907 р. Запізніле видання цих результатів стало причиною того, що його ідеї суттєво не вплинули на розвиток аеродинаміки, а були висунуті і розроблені незалежно від Ф. Ланчестера іншими вченими.

Ідея про *циркуляцію швидкості* Γ як причину створення піднімальної сили була висунута М. Є. Жуковським (1906); ним була доведена теорема, згідно з якою $Y = \rho \cdot V_{\infty} \cdot \Gamma$. Принципове значення цієї теореми полягає в тому, що створення піднімальної сили вона пов'язує з наявністю циркуляції швидкості навколо профілю або, інакше кажучи, з інтенсивністю приєднаного вихору. Але в ідеальній рідині утворення вихорів неможливе, отже, це явище має бути пов'язане з проявом неідеальних властивостей середовища – її в'язкістю. Тому теорема М. Є. Жуковського дає змогу розрахувати значення піднімальної сили по заданій циркуляції Γ , але саме значення Γ залишає довільним. Щоб отримати шуканий розв'язок у рамках ідеальної рідини, потрібна додаткова умова, яку запропонував С. О. Чаплигін, а вперше використав М. Є. Жуковський для розрахунку піднімальної сили профілю крила під кутом атаки. Вона міститься у вимозі кінцевості швидкості на гострій задній кромці профілю. Отже, проблема піднімальної сили, яка виникає при обтіканні аеродинамічного профілю, була розв'язана, а розроблені наступними роками методи розрахунку дозволили проводити її оцінювання для конкретних умов.

Першу спробу поширення вихрової теорії на випадок крила кінцевого розмаху здійснив Ф. Ланчестер; ця теорія отримала визнання в науковому світі і пов'язала його ім'я з цією проблемою. Щоправда, незалежно від Ф. Ланчестера цю ідею висловив і розробив математично М. Є. Жуковський (1912) щодо гребного

гвинта, а завершеного вигляду теорії крила кінцевого розмаху надав Л. Прандтль (1918). Передбачалося, що із задніх гострих кромок лопаті або крила в потік дискретно або безперервно надходять вихори, які утворюють за тілом відповідно систему вільних вихорів або вихрову пелену (завісу). Характеристики завихрення за тими чи іншими припущеннями пов'язуються з геометричними характеристиками лопаті або крила, а в рамках теорії ідеальної рідини розроблені ефективні методи побудови поля швидкостей по заданому полю завихрення дозволяють розрахувати, зокрема, аеродинамічні характеристики обтічного тіла. Результати розрахунків за цими теоріями узгоджуються з експериментом для «добре обтічних» тіл з гострою задньою кромкою.

У цей період проблема опору як і раніше, була в центрі уваги дослідників. Вирішальний внесок в її розв'язання зробив на початку ХХ ст. Л. Прандтль. У 1904 р. він показав, що навіть для дуже мало в'язких рідин, якими є повітря та вода, сили тертя потрібно враховувати, але лише в тонкому пристінному шарі, у якому спостерігаються великі нормальні градієнти швидкості, і тому інерційні сили та сили тертя мають однаковий порядок. Отже, задачу про обтікання тіла потоком в'язкої рідини при великих числах Re Л. Прандтль звів до розв'язання двох більш простих задач: задачі про обтікання тіла потоком ідеальної рідини, яка описується системою рівнянь Ейлера, та задачі про течію в'язкої рідини в *примежовому шарі*, яка описується отриманими ним рівняннями, які математично простіші за рівняння Нав'є-Стокса, а в разі їх розв'язання розподіл тиску та швидкості по зовнішній межі примежового шару є відомими функціями. Примежовий шар, який утворюється на поверхні тіла, скрізь тонкий і в першому наближенні не впливає на зовнішній потенційний потік. Однак в областях з позитивним градієнтом тиску ситуація може істотно змінитися: пристінні частинки рідини можуть загальмуватися і навіть рухатися в напрямку, який не збігається з напрямком потоку на зовнішній межі примежового шару. Унаслідок примежовий шар відривається, потенційна течія відтискається від поверхні і за тілом утворюється велика область вихрової течії, наявність якої зумовлює значне збільшення опору тіла.

Експериментальні дослідження також показали, що у визначеному діапазоні чисел Re течія рідини в кореневій частині «погано обтічних» тіл є нестаціонарною; так, наприклад, при обтіканні колового циліндра точки відриву примежового шару на його

верхньому та нижньому боках періодично переміщуються в протифазі по поверхні тіла (автоколивання), примежові шари, що відірвалися, зносяться вниз за потоком та згортаються у вихори; як наслідок – за тілом утворюється ланцюжок дискретних вихорів – вихрова доріжка. Аналіз плоскої задачі про опір тіла, за яким утворюється вихрова доріжка, провів Т. фон Карман (1912) у рамках теорії ідеальної рідини. Передбачалося, що сили тертя (неідеальна рідина), істотні лише в примежовому шарі, визначають його відрив та масу рідини, яка бере участь у вихровому русі. Виявилось, що стійким (точніше, мінімально нестійким) є розташування дискретних вихорів у шаховому порядку при визначеному відношенні між кроком вихорів у ряду та відстанню між рядами вихорів; для цих умов Т. фон Карман вивів формулу для розрахунку опору тіла, яка має дві невідомі сталі, значення яких повинні визначатися з експерименту. Узагальнення цієї задачі на просторовий випадок запропонував М. Є. Жуковський (1919).

Із цього моменту проблема опору принципово була розв'язана і почався бурхливий розвиток аеродинаміки невіязкої та в'язкої рідини: поглиблювалися знання та розуміння досліджуваних явищ, розроблялися ефективні методи аналізу та успішно розв'язувалися прикладні задачі, а теоретична аеродинаміка дедалі більше впливала на формування вигляду ЛА. Оцінюючи піднімальну силу та опір ЛА, варто розглянути ті труднощі та проблеми, які виникали в міру зростання швидкості польоту.

Після завершення Першої світової війни авіація інтенсивно розвивалася і швидкості літаків зросли настільки, що з'явилася потреба враховувати стисливість повітря, яка характеризується параметром подібності – числом Маха M .

Оскільки профілі крила літака були відносно тонкими, а кути атаки малими, то в дозвуковій аеродинаміці широко використовувалися лінеаризовані рівняння, які лежать в основі теорії Прандтля-Глауєрта. У рамках цієї теорії за допомогою простого перетворення (перетворення Прандтля-Глауєрта) задача зводиться до розв'язання рівняння Лапласа для перетвореного профілю, отже, маємо справу із задачею обтікання тіла нестисливою рідиною, для аналізу якої розроблені ефективні методи. Як бачимо, ця теорія дала простий та ефективний спосіб врахування стисливості повітря.

Напередодні Другої світової війни у зв'язку зі збільшенням швидкості польоту літаків постало завдання більшого врахування

стисливості, ніж це робилося на основі лінійної теорії. В основу аналізу був покладений підхід, запропонований С. О. Чаплигіним ще в 1902 р., який не лише отримав систему рівнянь, а запропонував наближений метод її розв'язання за допомогою лінеаризації рівняння адиабати. На основі цих ідей були запропоновані вдосконалені методики врахування впливу стисливості газу на розподіл тиску по поверхні профілю крила. Істотний внесок у розробку цього напрямку зробили С. А. Христианович, Карман, Тзян.

Наприкінці 30-х – на початку 40-х років ХХ ст. числа польоту М літаків перевищили критичне значення $M_{кр}$, при якому в деякій точці на профілі швидкість потоку досягає значення, що дорівнює місцевій швидкості звуку. При $M > M_{кр}$ на профілі утворюються місцеві надзвукові зони, які залишаються *ударними хвилями (стрибками ущільнення)*. В ударних хвилях відбувається незворотний перехід частини кінетичної енергії потоку в теплову, що зумовлює появу хвильового опору, механізм якого певним чином моделюється в рамках теорії ідеального газу. При $M \rightarrow 1$ хвильовий опір стрімко зростає, і це поставило перед реактивною авіацією проблему *звукового бар'єру*. Для підвищення критичного числа $M_{кр}$ та подолання звукового бар'єру найбільш ефективним виявилось використання *стрілоподібного крила*. Використання такого крила дозволило подолати *трансзвуковий діапазон* швидкостей польоту і в другій половині 40-х років досягти *надзвукових швидкостей* польоту. Теоретично аналіз трансзвукових течій значно ускладнюється через те, що збурення, які вносяться тонким тілом у потік, мають різний порядок за просторовими координатами; у рамках теорії збурень отримуються нелінійні рівняння – рівняння Кармана. На основі цих рівнянь були проаналізовані чисельні задачі і встановлені закони трансзвукової подібності.

В аналізі надзвукових течій біля тонких тіл та профілів знову широко використовується лінеаризована теорія, яка дозволяє отримати низку важливих для розв'язання прикладних задач результатів: формули Аккерта, правило площин, теорему оборотності та ін. Вони дали можливість раціонально проводити компонування ЛА і достатньо надійно розрахувати його аеродинамічні характеристики.

При великих надзвукових (*гіперзвукових*) швидкостях руху ЛА виникає низка нових проблем, з якими не доводилося стикатися при до-, транс- та помірних надзвукових швидкостях польоту.

Найбільш важливою з них є *проблема аеродинамічного нагрівання*; вона здебільшого розв'язується або в рамках теорії примежового шару або експериментально. З підвищенням швидкості польоту температури повітря біля поверхні ЛА зростають настільки, що починають проявлятися властивості реального газу; тому, розраховуючи аеродинамічні характеристики ЛА, слід використовувати складні співвідношення, які відбивають реальну поведінку термодинамічних функцій і коефіцієнтів перенесення повітря залежно від температури та тиску. Крім того, зі збільшенням числа M скорочується область збуреної течії поблизу ЛА (головна ударна хвиля розташовується поблизу обтічної поверхні), а товщина примежового шару збільшується. Усе це призводить до того, що потоки ідеального газу починають взаємодіяти. З енергетичних міркувань рух ЛА з великими над- та гіперзвуковими швидкостями відбувається на великих висотах при відносно малих числах Рейнольдса (через малу густину повітря), що також сприяє посиленню ефекту взаємодії потоків. Усе це значно ускладнює теоретичний аналіз, і в багатьох випадках для отримання надійних даних треба вже використовувати рівняння Нав'є-Стокса, числовий аналіз яких істотно більш складний, ніж аналіз рівнянь Ейлера та Прандтля. Нарешті, слід зазначити, що під час руху ЛА на великих висотах починають проявлятися молекулярні ефекти, а тому розрахувати аеродинамічні характеристики потрібно не за допомогою рівнянь механіки суцільного середовища, а на основі рівнянь кінетичної теорії газів.

Аеродинаміка продовжує інтенсивно розвиватися; приділяється значна увага дослідженню ще не розв'язаних фундаментальних проблем, таких, наприклад, як турбулентність, відривні течії (плоскі та просторові). Велике значення набула обчислювальна аеродинаміка, яка істотно розширила можливості теоретичних досліджень. Сучасний стан аеродинаміки дозволяє успішно розв'язувати складні прикладні задачі щодо формування вигляду ЛА і визначення його аеродинамічних характеристик, зокрема їх оптимізації, і тим самим активно сприяти прогресу авіаційної техніки.

Розвиток надзвукової авіації і створення ракетної техніки актуалізували розв'язання низки проблем, зокрема проблеми хвильового опору. З середини 40-х років ХХ ст. інтенсивно розвивається лінійна теорія крила у надзвуковому потоці. Систематичні експериментальні дослідження та порівняння їх резуль-

татів з результатами лінійної теорії показали можливість її використання з практичною метою. Основним та найбільш ефективним способом зниження хвильового опору було збільшення стрілоподібності крил та зменшення відносної товщини профілів. Одночасно зі стрілоподібними крилами почали розглядатися трапецієподібні крила малого подовження (ромбоподібні), а також крила трикутної форми в плані з малою відотною товщиною. Усі ці крила використовуються на надзвукових літаках та ракетах. Експерименти показали, що значна частина приросту хвильового опору, особливо на швидкостях, близьких до швидкості звуку, зумовлена аеродинамічною інтерференцією. Завдяки експериментальним та теоретичним дослідженням було сформульоване правило площин. Це просте правило, яке враховує зміну площі поперечних перетинів ЛА по його довжині, створило зручне для аеродинамічного проектування геометричне уявлення, а його реалізація в компонованні ЛА знижувала хвильовий опір.

Значні зусилля спрямовувалися на експериментальну перевірку теоретичних положень про можливість зменшення опору, зумовленого піднімальною силою, шляхом реалізації ефекту підсмоктувальної сили при дозвукових передніх кромках крила. Для низки випадків були отримані позитивні результати, які дали помітне зменшення опору, особливо з використанням спеціальної деформації передньої кромки, скрученості крила, що використовувалася на деяких надзвукових літаках.

Розвиток надзвукової авіації був нерозривно пов'язаний з удосконаленням СУ. Їх розташування, і особливо розміщення та будова повітрозабірників, багато в чому визначають вигляд ЛА та його аеродинамічні характеристики. Були створені регульовані вхідні системи для повітрозабірників різних типів, що дозволило збільшити швидкість і дальність польоту надзвукових літаків.

Стрімкий розвиток електронно-обчислювальних машин (ЕОМ) істотно розширив можливості числового розв'язання задач аеродинаміки ЛА. До них належать розрахунок аеродинамічних характеристик ЛА, оснований на теорії несної поверхні, крапельному методі; числові методи розрахунку оптимальної деформації серединної поверхні тонкого крила; розрахунки обтікання стрілоподібних крил в'язким потоком при трансзвукових швидкостях, обтікання крил при великих кутах атаки; оптимальних режимів польоту. Завдяки широкому використанню ЕОМ розвиваються методи вибору оптимальних параметрів ЛА.

У зв'язку зі створенням літаків вертикального зльоту та посадки перед аеродинамікою ЛА виникли нові завдання, найбільш важливим з яких є врахування впливу вертикального струменя піднімального двигуна на обтікання крила і загалом літака, особливо поблизу поверхні землі.

Подальший розвиток авіації поставив низку нових проблем. Значне розширення повітряних перевезень потребує створення пасажирських та транспортних літаків з високою паливною ефективністю, що можна забезпечити вдосконаленням аеродинамічних характеристик ЛА та використанням економічних двигунів. Задля підвищення економічності ЛА були розроблені крила великого подовження з *надкритичним* профілем, вивчаються можливості зменшення опору тертя шляхом природної та штучної ламінаризації прилежового шару. Економічність СУ підвищується за допомогою збільшення *ступеня двоконтурності*. У практику літакобудування впроваджуються ПГ нового покоління – *гвинтовентилятори*. Розробляється компоновання *високоманеврених* літаків різних аеродинамічних схем з використанням для поліпшення ЛТХ на надзвукових швидкостях польоту та при великих кутах атаки порівняно тонкого крила помірного подовження, адаптивного крила, істотної статичної нестійкості на дозвукових швидкостях, керування вектором тяги, суперциркуляції та інших рішень.

На сучасному етапі аеродинаміка ЛА має розвинутий апарат теоретичних та експериментальних досліджень складних фізичних явищ, володіє потужними обчислювальними засобами і методами числового розв'язання різноманітних задач з визначення аеродинамічних характеристик ЛА, його льотних даних, пошуку його оптимальних параметрів та режимів польоту.

Аеромеханіка як самостійна наука досягла свого розвитку наприкінці XIX ст. Тривалий час вона була лише спеціальним розділом фізики; із відокремленням аеродинаміки в самостійну науку розвиток її пішов за двома взаємопов'язаними напрямками: *теоретичним* й *експериментальним*.

Теоретична аеродинаміка знаходить рішення за допомогою теоретичного аналізу основних законів гідроаеромеханіки.

Експериментальна аеродинаміка вивчає істотність тих же явищ дослідним шляхом: з'ясовує значення експериментальних коефіцієнтів, без яких неможливо робити аеродинамічні розрахунки.

Аеродинамічні дослідження проводять головним чином в аеродинамічних трубах, у яких створюється штучно регульований потік повітря (газу). Досліджуваний об'єкт (модель) встановлюється в потоці та закріплюється нерухомо.

Це не впливає на характер обтікання об'єкта (моделі) за умови сталого потоку.

Аеродинамічні труби поділяють на два види: *прямої дії* (рис. 2.1) і *замкнуті* (рис. 2.2). Аеродинамічні труби будуються для отримання дозвукових і надзвукових швидкостей повітря в їхній робочій частині. Головним приладом аеродинамічних труб є аеродинамічні терези, що вимірюють сили взаємодії повітряного струму з об'єктом, що досліджується.

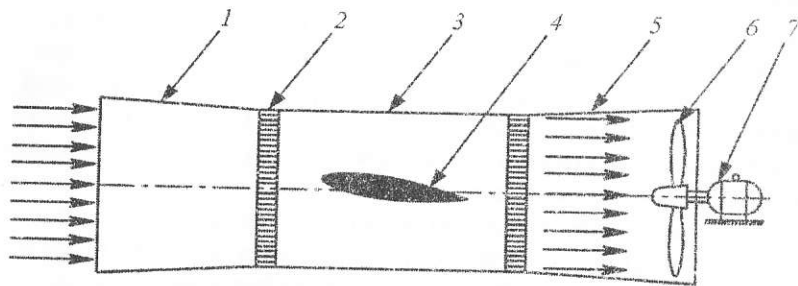


Рис. 2.1. Аеродинамічна труба прямої дії: 1 – вхідне сопло; 2 – риштак; 3 – робоча частина; 4 – модель, що досліджується; 5 – вихідне сопло; 6 – вентилятор; 7 – електродвигун

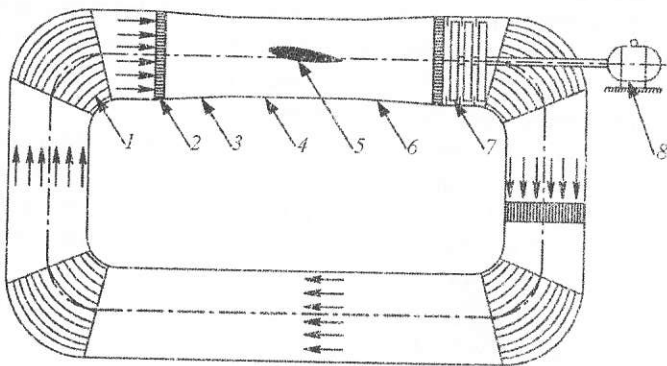


Рис. 2.2. Аеродинамічна труба замкнутого типу: 1 – радіатор; 2 – риштак; 3 – вхідне сопло; 4 – робоча частина; 5 – модель, що досліджується; 6 – вихідне сопло; 7 – вентилятор; 8 – електродвигун

В аеродинамічній трубі *прямої дії* (рис. 2.1) вентилятор 6, що приводиться в обертання електродвигуном 7, утягує повітря в трубу крізь вхідне сопло 1 і проганяє його через робочу частину 3, де встановлюється випробувана модель 4. Далі повітря крізь вихідне сопло 5 викидається назовні. Перед робочою частиною встановлюється риштак 2 для випрямлення повітряного потоку, що обтікає випробуване тіло. Аеродинамічні труби *прямої дії* вирізняються простотою конструкції.

В аеродинамічних трубах *замкнутого типу* (рис. 2.2) вхідна й вихідна частини з'єднані між собою. Такі труби більш економічні. Вентилятор 3 із приводом 4 слугує для розгону повітря при запуску труби, а надалі під час роботи труби компенсує втрати енергії повітряного потоку.

Вхідне сопло 3 призначене для одержання потоку повітря із заданими по перетину швидкістю й густиною. Радіатор 1 забезпечує сталість температури повітря. Розширене вихідне сопло 6 зменшує швидкість потоку та підвищує тиск у потоці, унаслідок чого заощаджується енергія, що витрачається на привід вентилятора.

Схеми аеродинамічних труб для досліджень у галузі дозвукових і надзвукових швидкостей загалом однакові.

Щоб одержати надзвукові швидкості повітря, робочу частину труби виконують у вигляді сопла Лавалю.

Крім аеродинамічних труб, застосовують «літаючі лабораторії», що являють собою спеціально обладнані літаки. Дослідження в «літаючих лабораторіях» вирізняються високою точністю результатів, оскільки проводяться в реальних умовах польоту.

2.2. Характеристика атмосфери Землі

Атмосферою зазвичай називають газову оболонку, що оточує Землю, яка обертається разом з нею. Висота атмосфери Землі дорівнює декільком радіусам Землі, а її маса становить близько $5,15 \cdot 10^{18}$ кг (для порівняння – маса Землі дорівнює $6 \cdot 10^{24}$ кг). Атмосфера складається з повітря (суміші різних газів, переважно азоту (майже 78 %) та кисню (21 %)). Один відсоток припадає здебільшого на аргон (0,9 %) та невелику кількість вуглекислого газу, гелію й неону. Зовсім маленьку частку атмосфери утворюють також двоокис сірки, аміак, чадний газ, озон та пари води.

За характером зміни з висотою основних фізичних властивостей та складу повітря атмосфера поділяється на декілька шарів. У шарі

атмосфери до висоти 100–110 км відбувається сильне змішування газів і її склад змінюється мало. Цей шар називається *гомосферою*, або *турбосферою*. Вище розташований шар атмосфери, який називають *гетеросферою*. Перехідний шар між ними має назву *турбопаузи*.

За характером зміни температури за висотою (рис. 2.3) виокремлюють чотири основних шари:

- 1) *тропосферу*;
- 2) *стратосферу*;
- 3) *мезосферу*;
- 4) *термосферу*.

Нерівномірність нагрівання сприяє загальній циркуляції атмосфери, яка впливає на погоду та клімат Землі.

Перший, нижній шар – *тропосфера* (висота від 0 до 11 км) – найтонший (завтовшки 8 км на полюсі та 18 км на екваторі). Це найтепліший шар, оскільки сонячні промені відбиваються від земної поверхні і нагрівають повітря.

У міру віддалення від Землі температура повітря падає в середньому на 6 °С за 1 км, і на висоті приблизно 11 км його температура наближається до мінус 56,5 °С. У тропосфері відбувається постійне змішування повітря, дмуть вітри, переноситься волога, з'являються хмари. Крім горизонтальної швидкості (до 30 м/с, а при тайфунах до 80 м/с), потоки повітря можуть мати значну вертикальну швидкість, яка на висотах до 1 км в умовах грозових фронтів доходить до 35 м/с. Сильні поривчасті вітри можуть бути небезпечними навіть для великих літаків, особливо під час зльоту та посадки, тому для кожної місцевості треба знати напрямок, силу та повторюваність вітрів.

Зазвичай ці параметри показують на круговій діаграмі, яка називається *розою вітрів* (рис. 2.4).

Напрямок радіуса-вектора відповідає напрямку вітру, довжина радіуса-вектора – швидкості вітру у визначеному масштабі, числа у відсотках характеризують кількість вітрів цього напрямку відносно загальної кількості спостережень.

В окремих ділянках атмосфери в різний час можуть бути різні тиски та температури, що, зазвичай, впливає на характеристики ЛА та двигунів.

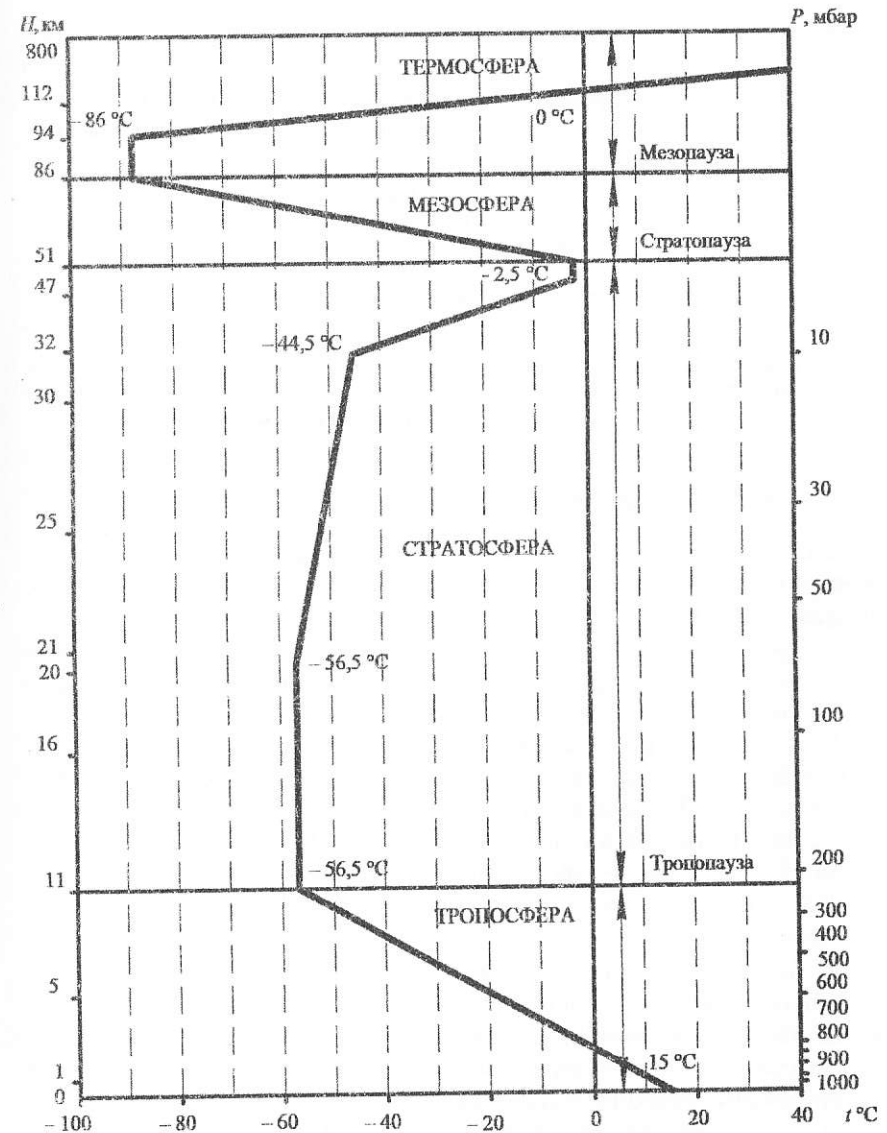


Рис. 2.3. Вертикальний розподіл температури, тиску і густини повітря відповідно до Міжнародної стандартної атмосфери

Тому для порівняння між собою різних конкретних метеорологічних умов прийнята єдина міжнародна стандартна атмосфера (МСА, умовна атмосфера, у якій розподіл тиску за висотою розраховується за барометричною формулою), згідно з якою при висоті $H = 0$ км, тиску $p = 760$ мм рт. ст. ($101\,325$ Н/м²) і температурі 15 °С, густині $\rho = 0,125$ кг/м³ та концентрації $n = 3 \cdot 10^{25}$ 1/м³. У 1982 р. Міжнародна організація зі стандартів (ІСО) опублікувала довідкову атмосферу для використання в авіації, у якій наведені термодинамічні параметри трьох широтних зон (полярний район, середні та тропічні широти) до висоти 80 км.

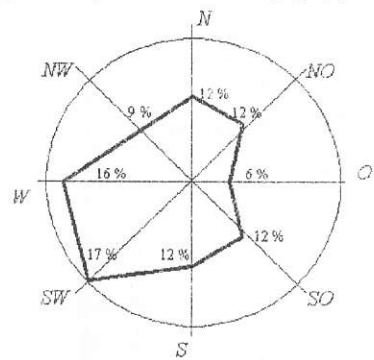


Рис. 2.4. Роза вітрів

Далі йде *стратосфера*, яка простягається в межах 11–50 км. У стратосфері міститься концентрований *озоновий шар* (максимальна густина на висотах 25–28 км), який іноді називають *озоносферою*. Тут температура вища, ніж у тропосфері, оскільки озон затримує значну частину сонячних ультрафіолетових променів і на висотах близько 50 км досягає 0 °С.

Над стратосферою (на висотах 50–80 км) розміщена *мезосфера*. У межах *мезосфери*, за температури близько мінус 225 °С існує *мезопауза* – найхолодніша ділянка у всій атмосфері.

Останній, основний шар атмосфери, який відділяє Землю від космосу, має назву *термосфери*. Він міститься на висотах 85–800 км від земної поверхні і складається з *іоносфери* та *магнітосфери*.

В *іоносфері* сонячна радіація викликає *іонізацію*. Саме тут частинки отримують електричний заряд. Коли вони переносяться крізь атмосферу, можна спостерігати полярне сяйво. Крім того, іоносфера відбиває радіохвилі, що забезпечує можливість встановлення далекого радіозв'язку.

Над іоносферою розташована *магнітосфера*, що являє собою зовнішню межу магнітного поля Землі. Вона діє як великий магніт і захищає Землю, затримуючи частинки великої енергії.

Термосфера має найменшу густину. Густина атмосфери в міру віддалення від Землі зменшується. У верхньому шарі термосфери *екзосфері* молекули перебувають так далеко одна від одної, що

в решті атмосфери поступово зникає й переходить у космічний простір.

Міжі шарів значною мірою умовні. Вони змінюються залежно від часу та місця, являють собою перехідні шари завтовшки від декількох сотень метрів до кількох кілометрів і називаються *тропопаузою*, *стратопаузою*, *мезопаузою* і *термопаузою*.

2.3. Основні фізичні властивості газів

Згідно з молекулярно-кінетичною теорією газ являє собою величезну кількість хаотично рухомих молекул, розділених відносно великими вільними проміжками. Дифузія, в'язкість та теплопровідність газів пояснюються як результат їхнього переміщення.

Основні параметри газів: абсолютна температура T_0 , тиск p та густина ρ задовольняють рівняння стану, що для досконалого газу (такого газу, у якому можна знехтувати силою взаємного тяжіння між молекулами і сумарним об'ємом молекул порівняно з об'ємом усього газу) має вигляд:

$$p = \rho \cdot R \cdot T, \quad (2.1)$$

де R – універсальна газова стала, що залежить від природи газу й чисельно дорівнює роботі, яка здійснюється при нагріванні 1 кг газу на 1 °С за сталого тиску p та густини газу ρ .

Реальні гази й повітря надто близькі до досконалого газу. Тому визнати фізичні властивості повітря можна з допомогою рівняння (2.1). Величини, що входять до рівняння, в Міжнародній системі мають такі вимірності: p (Н/м²), ρ (кг/м³), R (Дж/(кг·град)), T (К), $p/\rho = R$. Значення R для повітря дорівнює $286,14$ (Дж/(кг·град)).

Основними властивостями газу є:

- *стисливість*;
- *пружність*;
- *в'язкість*.

Стисливість – це властивість газів змінювати свій первинний об'єм і густину в разі зміни тиску або температури.

Під час польоту літака стисливість повітря залежить від швидкості польоту й буде тим більшою, чим більшою буде швидкість.

Критерієм оцінювання стисливості повітря може слугувати число M , що являє собою відношення швидкості польоту до швидкості звуку:

$$M = V/a,$$

де V – швидкість польоту; a – швидкість звуку.

Залежно від числової величини числа M розрізняють такі швидкісні режими польотів:

- дозвуковий, якщо число $M < 1$;
- білязвуковий або трансзвуковий, якщо число $M \approx 1$;
- надзвуковий, якщо число $M > 1$;

Пружність – це здатність газів повертатися у вхідний стан після припинення дії сил, що викликають деформацію. Пружність характеризується швидкістю поширення звуку в газі:

$$a = (dp/d\rho)^{0,5}, \text{ (м/с)}.$$

Більшій швидкості звуку в будь-якому газі порівняно з іншими відповідає й більша пружність і менша стисливість газу.

В'язкість – властивість газів виявляти опір відносному рухові частинок. Вона характеризується динамічним коефіцієнтом в'язкості μ (Н·с/м²), що зв'язує дотичну напругу з градієнтом швидкості V у напрямку нормалі Y до поверхні шару при переході від одного шару до суміжного. Цей зв'язок має вигляд:

$$\tau = \mu \cdot (dV/dy).$$

В аеродинаміці ширше застосовують кінематичний коефіцієнт в'язкості:

$$\nu = \mu/\rho, \text{ (м}^2\text{/с)}.$$

Вимірність цього коефіцієнта не містить ані вимірності сили, ані вимірності маси, що полегшує перехід від однієї системи одиниць до іншої.

Політ ЛА відбувається в атмосфері, яка має названі вище властивості. В атмосфері тиск і густина повітря з висотою знижуються.

Для сучасної авіації безпосередній інтерес становлять нижні шари атмосфери: *тропосфера* (0–11 км) і *стратосфера* (11–30 км). Параметри атмосфери залежать від географічної широти місцевості, пори року, погоди тощо. Тому, щоб порівняти результати різноманітних розрахунків та експериментальних досліджень, використовують середні значення параметрів повітря для різноманітних висот відповідно до МСА.

У розробці МСА були враховані емпіричні закони розподілу температури T за висотою. Для *тропосфери* – лінійний закон, а для *стратосфери* – закон сталості $T = \text{const}$ ($T = 216,7$ К).

Згідно з МСА, повітря при $H = 0$ м має такі параметри: $p_0 = 101,325$ Н/м²; $T = 288,16$ К; $\rho = 1,225$ кг/м³; $a_0 = 340,28$ м/с; $\nu_0 = 1,4607 \cdot 10^{-5}$ м²/с; $\Delta_0 = 1$, тут $\Delta_0 = \rho/\rho_0$ – відносна густина повітря.

2.4. Основні відомості з кінематики газу

Для успішного вивчення кінематики газ розглядається як суцільне середовище з безперервним розподілом речовини в просторі. Така схематизація дозволяє істотно спростити дослідження руху газу, бо в цьому разі вивчається не хаотичний рух молекул, а рух частинок. Фізичні властивості газів, що пояснюються молекулярною будовою, переносяться до суцільного середовища. Щоб спростити дослідження, розглядають не рух об'єкта в газі, а обтікання газом нерухомого твердого тіла. Можливість обертання руху пояснюється тим, що аеродинамічна сила залежить тільки від відносного руху тіла в повітрі.

Під час вивчення кінематики газу послуговуються такими ключовими поняттями, як «траєкторія частинки», «лінія струму», «цівка».

Траєкторія частинки – лінія, що описується частинкою газу під час її руху за деякий проміжок часу.

Лінія струму – лінія, дотична якої в певний момент часу збігається з вектором швидкості частинок тіла в точках дотику.

Для сталого руху в будь-якій точці простору лінії струму збігаються з траєкторіями частинок і справедливий вираз

$$dV/dt = dp/dt = d\rho/dt = 0. \quad (2.2)$$

Якщо вираз (2.2) не виконується – рух називається *несталим*.

Цівка – частина простору, обмежена поверхнею, створеною траєкторіями частинок, що проходять через точки деякого малого замкнутого контуру. Вивчаючи складні явища, часто використовують спосіб поділу потоку на окремі цівки, застосовуючи до останніх основні закони фізики: закон збереження маси, енергії й закон зміни кількості руху.

2.5. Основні закони аеродинаміки

Теоретична аеродинаміка ґрунтується на найбільш загальних законах фізики. Зупинимось на законі збереження маси та законі збереження енергії.

Розглядаючи ці закони щодо газів, що рухаються, будемо виходити з припущення, що розглядане середовище є суцільним з безперервним розподілом речовини в просторі.

Крім того, газовий потік розподілений на окремі цівки.

Рух цівки в *сталому потоці* – це рух, за якого параметри тиску, густини, швидкості та напрямку руху з часом не змінюються.

Розглянемо умови збереження маси газу всередині виділеної цівки для усталеного руху (рис. 2.5).

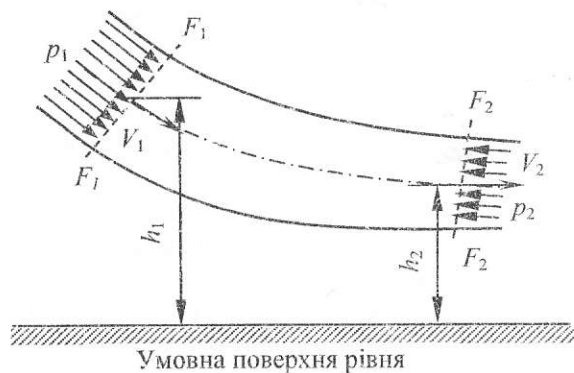


Рис. 2.5. Течія повітря в трубі току

Закон збереження маси в розгляданому випадку зводиться до того, що через кожний перетин цівки за одиницю часу протікає одна й та сама маса газу:

$$m_i = F_i \cdot V_i \cdot \rho_i,$$

де m_i – маса газу, що протікає через будь-який поперечний перетин цівки за одну секунду; F_i – площа поперечного перетину цівки; V_i – швидкість течії газу в даному перетині; ρ_i – масова густина газу в даному перетині.

Це рівняння отримало назву *рівняння нерозривності цівки*.

Відомо, що $\rho_{\text{псв}}$ зі збільшенням швидкості струму зменшується.

Для того щоб отримати більшу швидкість струму в цівці, площа її перетину повинна плавно зменшуватися.

За малих швидкостей руху газу, коли густина газу практично залишається незмінною величиною, рівняння нерозривності цівки можна записати простіше:

$$F_i \cdot V_i = \text{const.}$$

Згідно з цим рівнянням середня швидкість у цівці обернено пропорційна площі її поперечного перетину.

При надзвукових течіях ($M > 1$) збільшення швидкості струму можливе лише в разі збільшення площі поперечного перетину цівки.

Це викликано тим, що зменшення густини повітря зі збільшенням швидкості відбувається настільки інтенсивно, що добуток $\rho_i \cdot V_i$ починає зменшуватися.

Взаємозв'язок тиску та швидкості в струмені газу можна визначити, розглядаючи закон збереження енергії щодо рухомого середовища.

Уважаючи рух сталим, а газ нестисливим, розглянемо відносно деякої умовної поверхні баланс енергії, що надходить через перетин F_1 та виходить через перетин F_2 цівки за час Δt .

Кінетична енергія маси газу m , що проходить крізь перший перетин зі швидкістю V , за час t , дорівнюватиме $m \cdot V^2/2$, а потенційна енергія – роботі сили ваги і становить величину $m \cdot g \cdot h$. Крім того, газ, що знаходиться над першим перетином, виконує роботу, що забезпечує пересування маси, яка міститься попереду. Величина цієї роботи дорівнює добутку сили тиску $p_1 \cdot F_1$ на шлях $V_1 \cdot \Delta t$.

Отже, енергію газу, що витрачається за час Δt у першому перетині, можна записати так:

$$E_1 = m \cdot V_1^2/2 + m \cdot g \cdot h_1 + p_1 \cdot F_1 \cdot V_1 \cdot \Delta t.$$

Аналогічно можна записати величину енергії газу в другому перетині.

Для сталого руху газу в цівці та при допущенні відсутності в'язкого тертя баланс енергії для обох перетинів набуде такого вигляду:

$$m \cdot V_1^2/2 + m \cdot g \cdot h_1 + p_1 \cdot F_1 \cdot V_1 \cdot \Delta t = m \cdot V_2^2/2 + m \cdot g \cdot h_2 + p_2 \cdot F_2 \cdot V_2 \cdot \Delta t.$$

Згідно з рівнянням нерозривності, об'єм газу, що проходить крізь перший перетин, дорівнює об'єму газу, що витікає крізь другий перетин:

$$F_1 \cdot V_1 \cdot \Delta t = F_2 \cdot V_2 \cdot \Delta t.$$

Поділивши обидві частини рівняння балансу енергії на величину об'єму, дістанемо *рівняння Бернуллі* для цівки рухомого газу без урахування стисливості:

$$p_1 + \rho \cdot V_1^2/2 + \rho \cdot g \cdot h_1 = p_2 + \rho \cdot V_2^2/2 + \rho \cdot g \cdot h_2.$$

Якщо газ тече в цівці в горизонтальній площині $h_1 = h_2$, а величина потенційної енергії залишається незмінною, *рівняння Бернуллі спрощується*:

$$p_1 + \rho \cdot V_1^2/2 = p_2 + \rho \cdot V_2^2/2.$$

На підставі рівняння Бернуллі можна зробити висновок, що в струмені рідини або газу при сталому русі сума динамічного тиску (швидкісного натиску) $(\rho \cdot V^2)/2$ та статистичного тиску є величиною сталою. У разі збільшення швидкості руху потоку статичний тиск зменшується.

Рівняння Бернуллі з урахуванням стисливості газу можна записати в такому вигляді:

$$V^2/2 + k/(k-1) \cdot p/\rho = \text{const},$$

де k – показник адиабати (для повітря $k = 1,4$).

Рівняння Бернуллі дозволяє пояснити фізичну сутність виникнення аеродинамічних сил на крилі літака й гвинті вертольота.

2.6. Обтікання тіл потоком повітря

Видима картина обтікання тіл повітрям може бути отримана за допомогою цівок у спеціальних пристроях, які називаються аеродинамічним спектром. На рис. 2.6 показані характерні спектри обтікання в'язким нестисливим газом деяких тіл.

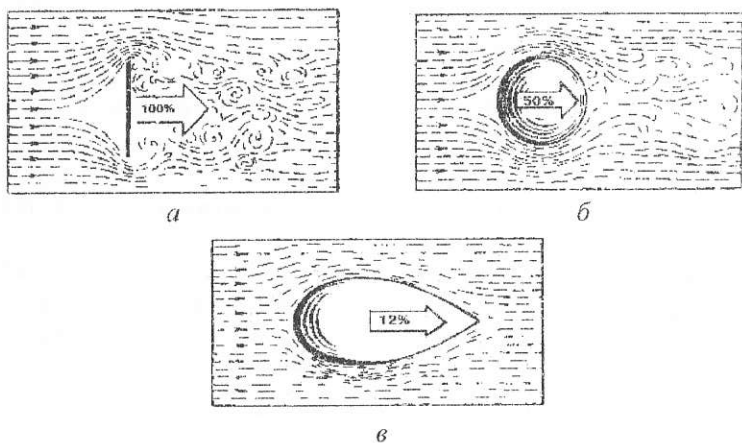


Рис. 2.6. Розподіл лобового опору при обтіканні:
а – пластини; б – кулі; в – добре обтічні тіла

При обтіканні тіла повітрям біля поверхні тіла частинки повітря під дією сили молекулярного зчеплення загальмовуються, немов би прилипаючи до тіла. Біля тіла утворюється тонкий примежовий шар, у якому швидкість міняється від нуля на поверхні тіла до швидкості незагальмованого потоку. Товщина примежового шару збільшується вздовж тіла. За обтічним тілом примежовий шар переходить у вихровий слід. Течія в примежовому шарі, тертя частинок об поверхню тіла й гальмування потоку в примежовому шарі викликає появу сили опору руху тіла – *опір тертя*. За законом

Ньютона для ламінарного примежового шару ця сила визначається за формулою:

$$F = \mu \cdot (\partial V/\partial n)_{n=0} \cdot S,$$

де μ – коефіцієнт в'язкості середовища; $(\partial V/\partial n)$ – градієнт швидкості біля поверхні тіла; S – поверхня тертя.

За турбулентної течії через інтенсивне змішування частинок повітря градієнт швидкості біля поверхні тіла буде більшим, ніж за ламінарної (рис. 2.7).

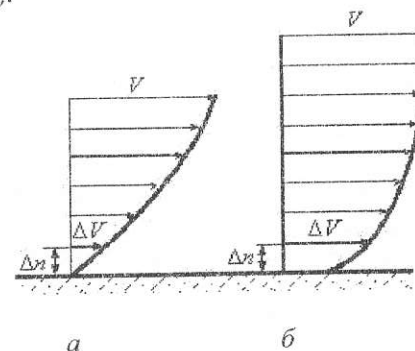


Рис. 2.7. Профіль швидкостей у примежовому шарі:
а – ламінарний; б – турбулентний

Отже, сила опору тертя буде більша при турбулентному шарі. Характер течії в примежовому шарі і сила опору тертя залежать від відношення сили інерції частинок газу до сили в'язкого тертя, доданої до тієї ж частинки. Це відношення характеризується числом Рейнольдса:

$$Re = \rho \cdot V \cdot L/\mu,$$

де V – швидкість потоку; L – характерний лінійний розмір тіла; μ – коефіцієнт динамічної в'язкості.

Ураховуючи, що $\mu = \nu\rho$, можна записати:

$$Re = V \cdot L/\nu,$$

де ν – коефіцієнт кінематичної в'язкості.

Товщина примежового шару залежить від числа Re та координати X точки на профілі або пластині, відрахованої від носка. Для плоскої пластини, що обтікається нестисненим газом

$$\delta_{\text{лам}} \cong 5 \cdot X/(Re_x)^{0,5},$$

тут $Re_x = V \cdot X/\nu$; $\delta_{\text{турб}} = 0,2 \cdot X/(Re_x)^{1/7}$.

Зазвичай при обтіканні тіла на його поверхні з'являється змішаний примежовий шар – біля носка ламінарна ділянка, а за нею турбулентна. Положення точки переходу залежить від багатьох чинників: числа Re , шорсткості поверхні, форми тіла, турбулентності потоку та ін.

На рис. 2.8 схематично показано розвиток примежового шару вздовж плоскої пластини, а на рис. 2.9 зображено структуру потоку, що обтікає крило. Як відомо з теорії примежового шару, тиск у зовнішньому потоці передається через примежовий шар без змін, тобто градієнт тиску по нормалі до тіла в примежовому шарі дорівнює нулю.

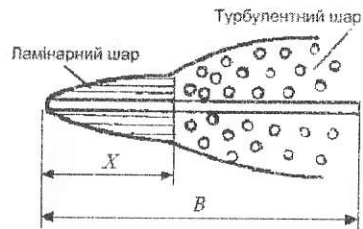


Рис. 2.8. Структура примежового шару плоскої пластини

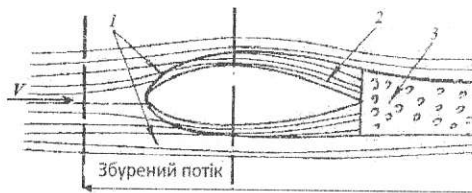


Рис. 2.9. Структура потоку, що обтікає профільоване тіло (крило):
1 – потенціальний потік;
2 – примежовий шар; 3 – вихровий слід

На рис. 2.10 зображено епюри швидкостей у різноманітних перетинах примежового шару. Примежовий шар біля тіла та основний потік впливають один на одного.

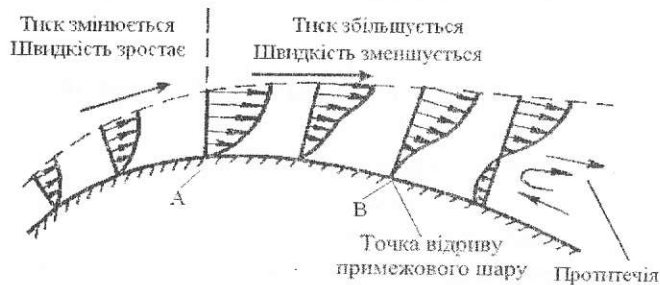


Рис. 2.10. Відрив примежового шару

Унаслідок наявності загальмованого примежового шару товщина обтічного тіла ніби збільшується; перетин цівок, що обтікають тіло, зменшується. При обтіканні тіла, що має криволінійну поверхню

або розташоване під значним кутом до вектора швидкості потоку, що набігає, примежовий шар відривається від поверхні тіла, викликаючи загальний зрив потоку.

Під час руху вздовж тіла цівки спочатку стискаються, а після цього розширюються. Уздовж тіла виникає позитивний градієнт тиску, швидкість зменшується внаслідок того, що потік зазнає гальмування.

Зрив спричиняє низку несприятливих явищ: падіння піднімальної сили, трясіння, втрату керованості, зростання лобового опору.

2.7. Геометричні характеристики крила

Головне призначення крила – створення аеродинамічних сил (при взаємодії його з повітряним середовищем), необхідних для здійснення польоту літака.

Ефективність польоту літака значною мірою залежить від аеродинамічних характеристик крила, зумовлених геометрією крила.

Геометрія крила характеризується формою профілю, видами крила в плані й спереду.

Профілем крила (рис. 2.11 і 2.12) називається форма перетину крила, що утворюється від перетину крила площиною, паралельною площині симетрії літака.

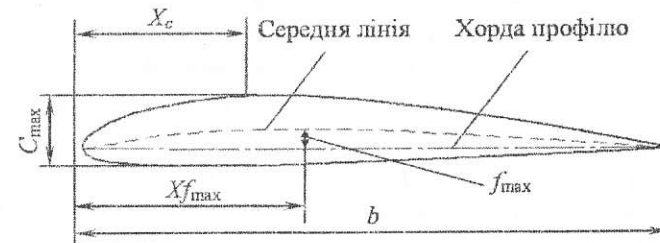


Рис. 2.11. Основні параметри профілю крила

Аеродинамічні характеристики профілю, що залежать від геометричних параметрів, істотно визначають аеродинамічні характеристики всього крила.

До ключових геометричних параметрів профілю належать розмір хорди b , максимальна товщина C_{max} , стріла прогину f_{max} , координати положення C_{max} та f від носка профілю X_c та X_f (рис. 2.11).

Середня лінія профілю – це геометричне місце точок середин перпендикулярних хорді відрізків між верхнім і нижнім контурами профілю.

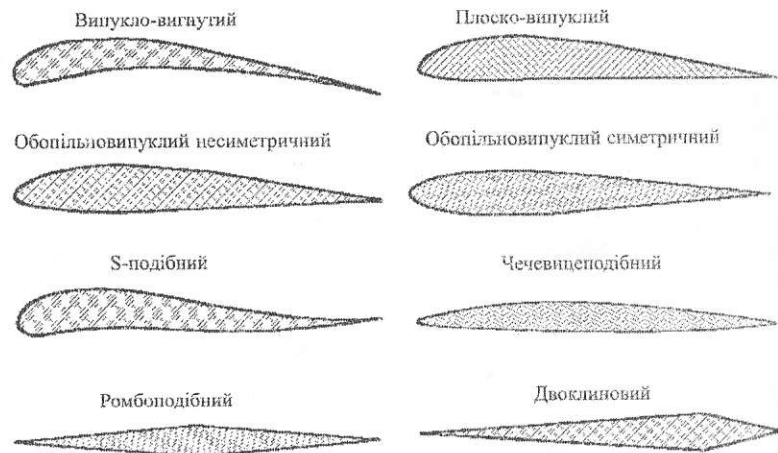


Рис. 2.12. Профілі крила

Хордою профілю b називається відрізок прямої, що з'єднує дві найбільш віддалені точки передньої й задньої кромки профілю.

Кривизна профілю f_{\max} – максимальне відхилення середньої лінії профілю від хорди.

Аеродинамічні характеристики профілю залежать також від співвідношення геометричних параметрів профілю, тому більшість із них задається в безрозмірному вигляді.

Відносна товщина профілю – відношення максимальної товщини профілю C_{\max} до його хорди b , що вимірюється у відсотках:

$$\bar{C} = (C_{\max}/b) \cdot 100 \%$$

Відносна товщина профілю впливає на коефіцієнт лобового опору. Щоб зменшити лобовий опір, товщину профілю прагнуть зробити меншою.

Проте в разі значного зменшення товщини профілю характеристики міцності крила та властивості крила щодо створення піднімальної сили погіршуються.

Для сучасних дозвукових літаків – $\bar{C} = (19-18) \%$, а для надзвукових літаків – $\bar{C} = (2,5-6) \%$.

Відносною вгнутістю профілю f називається вираження у відсотках відношення стріли прогину середньої лінії профілю до його хорди

$$f = (f_{\max}/b) \cdot 100 \%$$

Відносна вгнутість профілів сучасних літаків лежить у межах 0–4 %.

На першій стадії розвитку авіації широко використовувалися опукло-вигнуті профілі, аналогічні профілям крил птахів, у подальшому перейшли до плоско-опуклих і двовипуклих профілів, що володіють невеликим опором на дозвукових швидкостях польоту (рис. 2.12).

Для надзвукових літаків були розроблені двовипуклі симетричні профілі з гострими кромками, ромбоподібні, клиноподібні.

Форма крила в плані може бути прямокутною, еліптичною, стрілоподібною, трикутною та іншою (рис. 2.13).

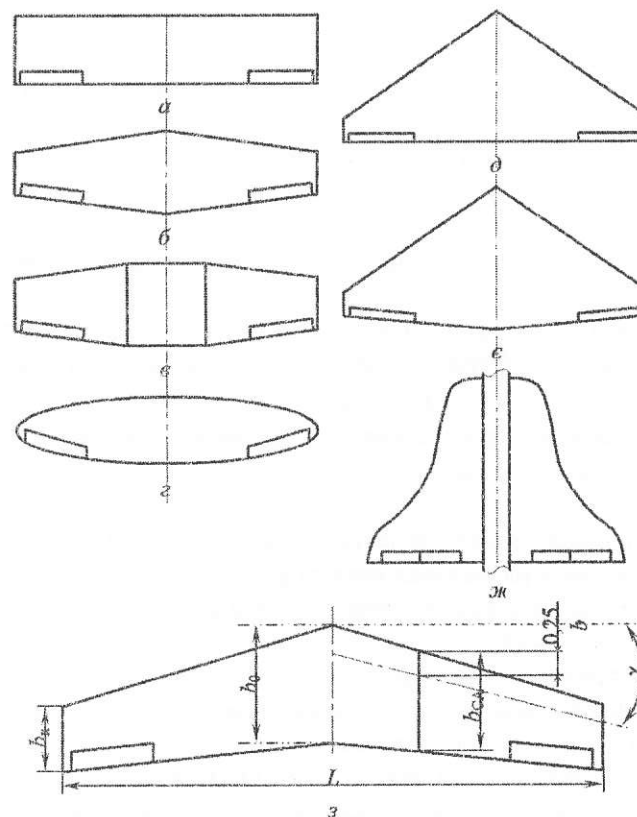


Рис. 2.13. Форма крила в плані: а – прямокутна; б, в – трапецієподібні; г – еліптична; д – стрілоподібна; е – трикутна; ж – оживальна (готична); з – стрілоподібна сучасних транспортних літаків

Прямокутна форма крила застосовувалася на перших типах літаків, зважаючи на простоту виготовлення. Порівняно з прямокутною формою трапецієподібні форми крила більш вигідні з аеродинамічних і вагових міркувань.

На літаках, що літають із більшими дозвуковими й надзвуковими швидкостями, застосовуються стрілоподібні, трикутні крила та крила оживальної форми.

Параметрами форми крила в плані є:

- розмах – L ;
- площа – S ;
- подовження – λ ;
- звуження – η ;
- стрілоподібність – χ .

Розмах крила L – це найбільша відстань між кінцевими точками крила по нормалі до площини симетрії.

Площа крила S – це площа його проекції на площу хорд.

У площу крила входять і площі, вписані у фюзеляж літака і мотогондоли.

Подовження крила λ – відношення квадрата розмаху до площі крила:

$$\lambda = L^2/S. \quad (2.3)$$

Формула (2.3) справедлива для крил будь-якої форми в плані.

Для прямокутного крила форма подовження має простий вигляд:

$$\lambda = L^2/S; \lambda = L/b.$$

Звуження крила η – відношення довжини кореневої хорди b_0 до довжини кінцевої хорди b_k :

$$\eta = b_0/b_k. \quad (2.4)$$

Стрілоподібність крила визначається кутом стрілоподібності χ , тобто кутом, що утворюється перпендикуляром до площини симетрії літака та лінією, яка з'єднує точки, що лежать на 0,25 хорди профілів крила від його носка.

Форма крила в поперечній площині літака (вигляд спереду на літак) визначається кутом поперечного V , тобто кутом між площиною хорд консолю крила та горизонтальною площиною, перпендикулярною до площини симетрії літака (рис. 2.14).

Кут на різноманітних літаках може змінюватися в межах від плюс 7° (рис. 2.14, а) до мінус 7° (рис. 2.14, б).

Цей параметр, як буде видно далі, істотно впливає на поперечну стійкість літака.

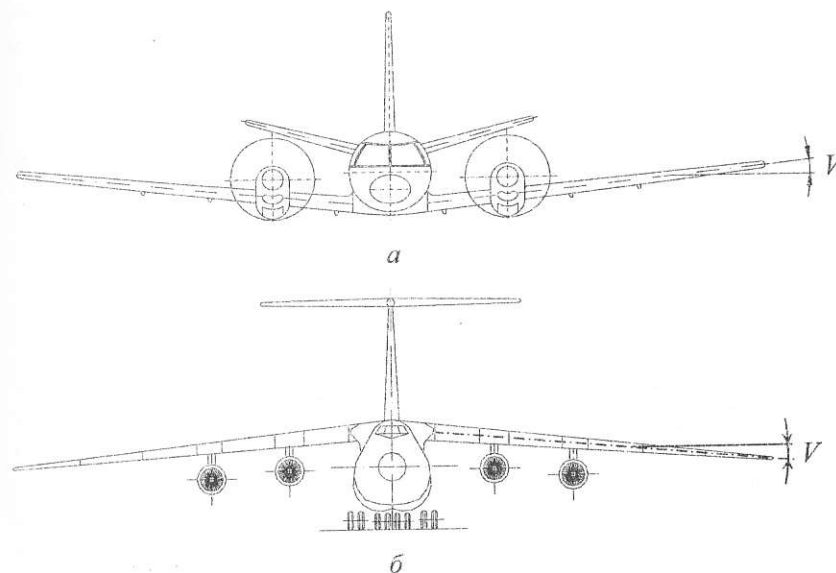


Рис. 2.14. Поперечна стрілоподібність крила:
а – пасажирський літак з низькорозташованим крилом;
б – транспортний літак з високорозташованим крилом

2.8. Аеродинамічні сили та коефіцієнти

На тіла, що рухаються в повітрі, діють аеродинамічні сили.

Щоб переконатися в цьому, достатньо, наприклад, горизонтально виставити долоню у вікно рухомого автомобіля або вагона поїзда (зрозуміло, обережно).

При поворотах долоні навколо горизонтальної осі виникне хвилеподібний рух руки. Сила з боку повітря буде діяти то вгору, коли вітер ударяє в долоню руки, то вниз, коли вітер ударяє в її тильний бік або в ребро (долоня розміщена за потоком вітру) (рис. 2.15).

У першому випадку кут, названий кутом атаки α (між площиною долоні й вектором швидкості V набігаючого потоку), вважається додатним, у другому – нульовим, а в третьому – від'ємним.

Для зручності розглянемо картину обтікання двовипуклого симетричного профілю при різних кутах атаки α (рис. 2.16).

Під час аналізу розглядатимемо тільки сили тertia повітря по поверхні профілю. У випадку симетричного обтікання профілю

(при $\alpha = 0$, рис. 2.16, *a*), наблигаючі на нього цівки повітря скривлюються і внаслідок однакової опуклості профілю площі поперечних перетинів цівок над крилом і під ним зміняться однаково.

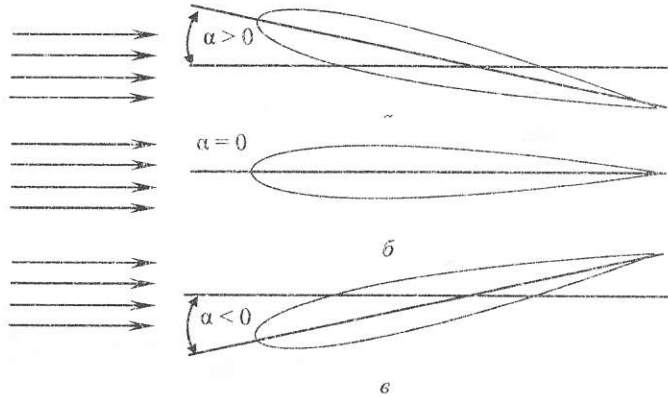


Рис. 2.15. Кути атаки: *a* – додатний; *б* – нульовий; *в* – від’ємний

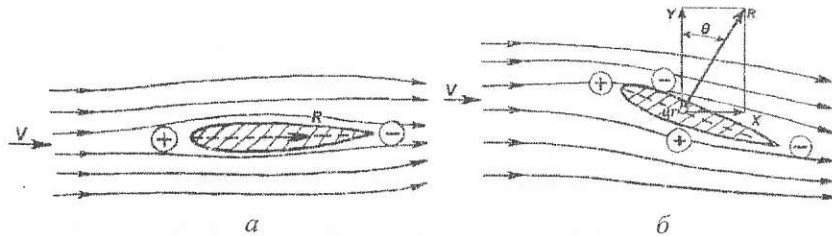


Рис. 2.16. Аеродинамічні сили крила: *a* – за симетричного обтікання профілю; *б* – за несиметричного обтікання профілю

Згідно з рівняннями нерозривності цівки та Бернуллі, швидкість повітряного потоку на верхній та нижній поверхнях крила змінюється однаково, а тому, тиск з обох боків профілю буде однаковим. Біля носової ж частини профілю тиск підвищиться через зменшення швидкості потоку (+), а позаду профілю виникне розрядження (-). Це викликає аеродинамічну силу R , напрямлену в бік руху потоку.

При несиметричному обтіканні профілю (див. рис. 2.16, *б*) повітряним потоком над верхньою частиною профілю площі поперечних перетинів цівок будуть меншими, ніж під профілем, а значить швидкість потоку над профілем буде більшою, ніж під профілем. Отже, тиск повітря над профілем буде меншим, ніж під профілем.

На рис. 2.16 області підвищеного тиску позначені значком «+», а області зниженого тиску – значком «-». За рахунок різниці тисків на поверхнях профілю виникає повна аеродинамічна сила R , напрямлена під кутом до наблигаючого потоку.

Величина сили R та її відхилення від наблигаючого потоку залежать від кута між хордою профілю та напрямком повітряного потоку. Повна аеродинамічна сила буде напрямлена під кутом до наблигаючого потоку і на симетричному профілі при куті $\alpha = 0$.

Точка прикладання повної аеродинамічної сили на профілі називається *центром тиску* (ЦТ).

Розкладемо повну аеродинамічну силу, що діє на обтічне тіло з боку повітря, на дві сили: силу Y , перпендикулярну до вектора швидкості, та силу X , напрямлену вздовж цього вектора. Перша з них називається *піднімальною силою*, друга – *силою лобового опору*.

Від чого залежать ці сили? Щоб відповісти на це запитання, треба виписати ті характеристики процесу, від яких залежать ці сили.

Передусім вони залежать від швидкості V , адже якщо літак у затишну погоду стоїть на місці, він не зазнає дії ані опору, ані піднімальної сили.

Важливо ще, у якому середовищі відбувається рух, бо ці сили залежать від густини середовища ρ . А ще від чого? Звичайно, від розміру рухомого тіла. Спробуйте з однаковою швидкістю змахнути в повітрі долонею й долонею з віялом – одразу стане ясно, що віялом махнути складніше.

Отже, аеродинамічні сили залежать ще й від розміру тіла L .

Випишемо ці величини: V , м/с; ρ , кг/м³; L , м.

На підставі теорії розмірностей з них можна скласти комбінацію вимірності одиниці сили, тобто ньютонів: $1 \text{ Н} = (1 \text{ кг м})/\text{с}$.

Одразу видно, що з трьох параметрів одиниця вимірювання кг входить у вимірність щільності середовища ρ , а секунда – тільки у вимірність швидкості V , де вона в знаменнику.

Відповідно сила буде пропорційна ρV^2 . Але ж вимірністю цієї величини є кг/(м·с), яку потрібно помножити на величину квадрата розміру тіла L^2 . Така комбінація величин V , ρ , L^2 , яка має вимірність сили R , це – $\rho \cdot V^2 \cdot L^2$.

Що це таке? Адже повна аеродинамічна сила R , піднімальна сила Y та сила лобового опору X мають одну вимірність – ньютон; не вже й

формула для них буде одна й та сама? Зрозуміло, що це не так. Наприклад, якщо крило або долоню поставити перпендикулярно до швидкості руху, то опір буде, а піднімальної сил не буде.

Це означає, що перед цими виразами для сили повинен стояти множник, який залежить від кута атаки α , але це – безрозмірний коефіцієнт, тому його могла відбити теорія розмірностей. Цей коефіцієнт для піднімальної сили назвемо коефіцієнтом піднімальної сили, для сили лобового опору – коефіцієнтом лобового опору, а для повної аеродинамічної сили – коефіцієнтом повної аеродинамічної сили.

$$R = C_R \cdot \rho \cdot V^2 \cdot L^2; Y = C_Y \cdot \rho \cdot V^2 \cdot L^2; X = C_X \cdot \rho \cdot V^2 \cdot L^2. \quad (2.5)$$

В аеродинаміку вводять аеродинамічні коефіцієнти дещо інакше:

$$R = C_R \cdot S \cdot (\rho \cdot V^2)/2; Y = C_Y \cdot S \cdot (\rho \cdot V^2)/2; X = C_X \cdot S \cdot (\rho \cdot V^2)/2, \quad (2.6)$$

використовуючи замість L^2 – площу крила S й об'ємну густину – кінематичну енергію набігаючого потоку $\rho \cdot V^2/2$, що було раніше відзначено при введенні рівняння Бернуллі. У рівнянні Бернуллі $\rho \cdot V^2/2$ – це *динамічний тиск*, а в аеродинаміці – *швидкісний напір*.

Не можна вважати, що безрозмірні величини – це занадто просто. Безрозмірні величини потрібні лише для числових операцій ЕОМ. Досліди на моделях крила в аеродинамічних трубах і на літаках доводять, що аеродинамічні коефіцієнти залежать від кута атаки та форми тіла (крила), що обтікається повітрям.

Раніше в тексті були наведені три тіла (див. рис. 2.5) цілком різної форми: одна сигароподібна, друга схожа на диск, третя подібна до кулі. Вони володіють однакоим опором при різних площах їхнього поперечного перетину, при цьому площа перетину диска та площа перетину кулі в багато разів менші.

Наприклад, опір сигароподібного тіла дорівнює опору диска, площа якого у 25 разів менша від площі поперечного перетину сигароподібного тіла.

Із рис. 2.5 видно, що у випадку із сигароподібним тілом лінії струму прилягають до його поверхні на всій протяжності, а у випадку диска й кулі вони відриваються від поверхні.

Це призводить до утворення на задній поверхні диска й кулі зон дуже пониженого тиску (розріджування), а лінії струму поділяються на вихори, обертальний рух яких, поступово загасаючи, перетворює енергію поступального руху тіла в тепло.

Згідно із законом Бернуллі, у першому випадку підвищення тиску незначне, у другому воно стрімко зростає. Сили, що виникають унаслідок різниці тисків на диску та сигароподібному тілі, є силами опору повітря.

Піднімальна сила, сила лобового опору та повна аеродинамічна сила визначаються за формулами (2.4) і (2.5). Ці сили і їхні коефіцієнти пов'язані такими залежностями:

$$R^2 = Y^2 + X^2; C_R^2 = C_Y^2 + C_X^2.$$

Аеродинамічна досконалість крила характеризується аеродинамічною якістю K , що дорівнює відношенню піднімальної сили до сили лобового опору або відношенням їхніх коефіцієнтів:

$$K = Y/X = C_Y/C_X.$$

Величина аеродинамічної якості залежить від напрямку аеродинамічної сили R , кута якості θ (кут між напрямком піднімальної сили Y і напрямком повної аеродинамічної сили R).

Кут θ (див. рис. 2.16, б) визначається так:

$$\text{tg } \theta = X/Y \text{ або } \text{tg } \theta = 1/K.$$

Повна аеродинамічна сила виникає не лише через різницю тиску повітря на поверхнях крила, а й унаслідок тертя повітря об його поверхню. Піднімальна сила, як було з'ясовано раніше, виникає тільки внаслідок несиметричного обтікання крила повітряним потоком.

Лобовий опір крила є сумою сил опору, викликаних різними причинами. Однією з причин появи лобового опору є опір тертя $X_{\text{тер}}$. Іншою причиною появи лобового опору є сила тиску $X_{\text{т}}$, що залежить від розмірів і форми тіла.

Ці сили об'єднуються загальною назвою – *профільний опір*.

$$X_{\text{пр}} = X_{\text{тер}} + X_{\text{т}}$$

Окрім профільного опору, на крилі виникає індуктивний опір $X_{\text{інд}}$. Через різницю тиску над крилом та під ним повітря з областей підвищеного тиску перетікає в області з низьким тиском (рис. 2.17).

Вихори повітря, що збігають з крила, змінюють напрямки потоку на кут ε :

$$\text{tg } \varepsilon = U/V,$$

де V – швидкість незбуреного потоку; U – швидкість скісного потоку.

Зміна напрямку потоку призводить до відхилення на кут ε вектора піднімальної сили Y .

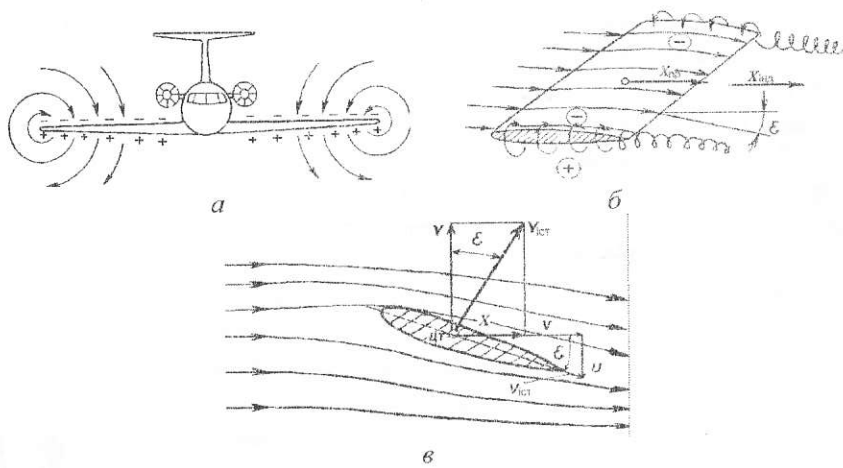


Рис. 2.17. До виникнення індуктивного опору:
 а – кінцеві вихори; б – збігання вихорів з крила;
 в – виникнення скісного потоку та індуктивного опору

Проекція цього вектора піднімальної сили на напрямок незбуреного повітряного потоку називається *індуктивним опором* $X_{інд}$, а проекція на перпендикуляр до напрямку повітряного *істинною піднімальною силою* $Y_{іст}$.

Величину $X_{інд}$ можна визначити за величиною кінетичної енергії, що витрачається на утворення вихорів.

У загальному вигляді формулу індуктивного опору можна записати так:

$$X_{інд} = C_{X_{інд}} \cdot \rho V^2 \cdot S/2,$$

де $C_{X_{іст}}$ – коефіцієнт індуктивного опору.

Повний лобовий опір крила:

$$X = X_{пр} + X_{інд}.$$

Відповідно коефіцієнт лобового опору дорівнюватиме:

$$C_X = C_{X_{пр}} + C_{X_{інд}}.$$

Коефіцієнт індуктивного опору для будь-якого крила виражається залежністю:

$$C_{X_{інд}} = C_y^2 / 4a \cdot \lambda,$$

де a – коефіцієнт, що залежить від форми крила в плані; λ – подовження крила.

Вище було сказано, що у виразах для X та Y безрозмірний коефіцієнт опору C_X й коефіцієнт піднімальної сили C_y залежать від кута атаки α .

У деяких випадках ці коефіцієнти можна розрахувати, а в тих випадках, коли розрахувати їх складно, потрібно вивчати залежність цих коефіцієнтів від кута атаки експериментально – для цього у світі побудовано багато аеродинамічних труб.

У результаті таких експериментів одержують криві залежності цих коефіцієнтів від кута атаки α (рис. 2.18).

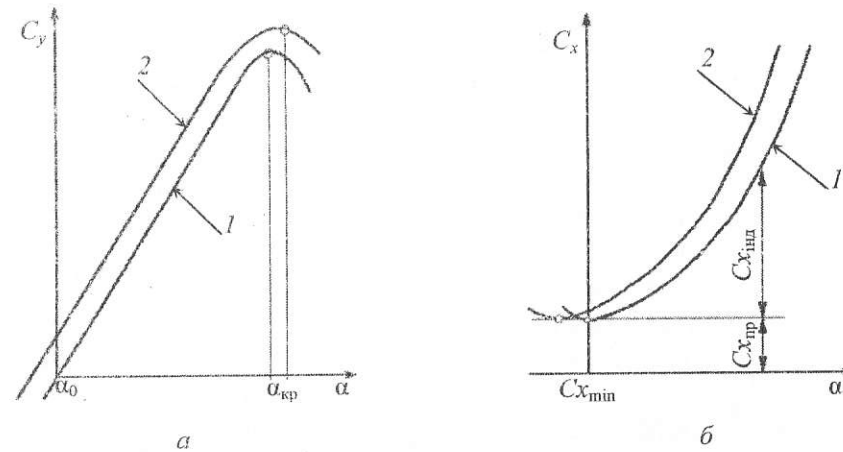


Рис. 2.18. Залежність коефіцієнта піднімальної сили крила (а) та коефіцієнта лобового опору (б) від кута атаки:
 1 – симетричний профіль; 2 – несиметричний профіль

За допомогою експериментальних досліджень в аеродинамічних трубах було встановлено, що в разі збільшення кута атаки збільшується коефіцієнт піднімальної сили C_y .

Проте зростання коефіцієнта піднімальної сили відбувається до певного значення кута атаки (рис. 2.18, а), вище за яке спостерігається різке падіння його значень C_y .

Кут атаки, за якого досягається максимальне значення піднімальної сили, називається *критичним кутом атаки* $\alpha_{кр}$.

Зменшення коефіцієнта піднімальної сили при $\alpha > \alpha_{кр}$ пояснюється тим, що на більших кутах атаки відбувається зрив потоку з поверхні крила й сильне вихороутворення. Критичний кут атаки крил сучасних літаків становить приблизно 15–20°. Наведена на рис. 2.18, а залежність $C_y = f(\alpha)$ справедлива лише для дозвукового обтікання крила.

Під час польоту з більшими швидкостями на величину коефіцієнта піднімальної сили великий вплив виявляє її стисливість повітря.

Кут атаки, за якого C_y дорівнює нулю, називається *кутом нульової піднімальної сили* α_0 . Величина α_0 залежить від кривизни профілю.

Для симетричного профілю цей кут дорівнює нулю (див. рис. 2.18, а, крива 1), бо, справді, при $\alpha = 0$ скривлення цівок набігаючого потоку по верхній і нижній поверхнях профілю буде однаковим (статичний тиск теж однаковий), а повна аеродинамічна сила буде напрямлена строго по потоку (хорді). Для несиметричних профілів α_0 є негативним (див. рис. 2.18, а, крива 2).

Коефіцієнт лобового опору має більш складну залежність від кута атаки. Раніше було встановлено, що $C_x = C_{x_{\text{пр}}} + C_{x_{\text{инд}}}$ — *профільний опір* і, отже, $C_{x_{\text{пр}}}$ у діапазоні $\alpha_0 < \alpha < \alpha_{\text{кр}}$ майже не залежать від кутів атаки.

Коефіцієнт же індуктивного опору в діапазоні кутів атаки α , у якому $C_y = f(\alpha)$, змінюється прямолинійно, залежить від кута атаки за законом квадратичної параболи згідно з формулою (2.36).

Отже, сумарна залежність $C_x = f(\alpha)$ має вигляд квадратичної параболи, зсунутої по осі C_x угору на величину $C_{x_{\text{кр}}}$ (рис. 2.18, б). Як видно з рисунка, на малих кутах атаки опір крила здебільшого

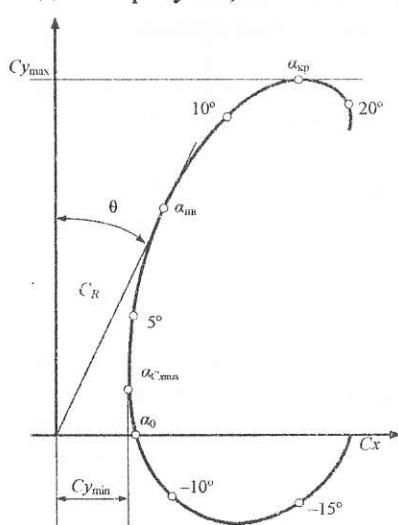


Рис. 2.19. Поляра крила

визначається профільним опором.

Зі зростанням кута атаки індуктивний опір більше впливає на загальний опір крила (рис. 2.18, а, крива 1 — симетричний профіль, крива 2 — несиметричний профіль).

Універсальною характеристикою, що має велике практичне значення, є *поляра крила* (рис. 2.19).

Поляра — крива, яка виражає залежність $C_{y_a} = f(C_{x_a})$ аеродинамічного коефіцієнта піднімальної сили C_{y_a} від коефіцієнта аеродинамічного опору C_{x_a} у швидкісній системі координат за різних кутів атаки. Поняття «поляра» введено О. Ліліенталем.

Поляра крила будується на основі залежностей $C_y = f(\alpha)$ і $C_x = f(\alpha)$. При цьому по осі абсцис та ординат відкладають значення коефіцієнтів C_x і C_y відповідно до певного кута атаки.

У деяких випадках поляру крила розглядають спільно з кривою залежності $C_y = f(\alpha)$.

В останньому випадку потреба у відзначенні кутів атаки на полярі відпадає.

На полярі крила можна виділити характерні точки: α_0 — *кут нульової піднімальної сили*; $\alpha_{C_{x_{\text{min}}}}$ — кут, за якого, $C_x = C_{x_{\text{min}}}$; $\alpha_{\text{нв}}$ — *найвигодніший кут атаки крила*, за якого якість найбільша; θ — *кут якості*; $\alpha_{\text{кр}}$ — *критичний кут атаки*, за якого $C_y = C_{y_{\text{max}}}$.

Аеродинамічні характеристики літака ідентичні характеристикам крила. Відмінність їх полягає в тому, що, розглядаючи аеродинамічні характеристики літака, потрібно враховувати аеродинамічні характеристики не лише крила, а ще й фюзеляжу, оперення та інших частин літака.

Хоч у першому наближенні можна вважати, що $C_{y_{\text{л}}} \approx C_{y_{\text{кр}}}$, опір же літака дорівнює сумі опорів крила, фюзеляжу, оперення та опору інтерференції (взаємного впливу цих частин).

Звідси випливає, що коефіцієнт *лобового опору літака*:

$$C_{x_c} = C_{x_{\text{кр}}} + C_{x_{\text{ф}}} + C_{x_{\text{оп}}} + C_{x_{\text{инт}}}$$

Складові лобового опору $C_{x_{\text{ф}}}$, $C_{x_{\text{оп}}}$, $C_{x_{\text{инт}}}$ об'єднуються під загальною назвою *шкідливого опору*.

Тоді вираз для C_{x_c} можна записати в спрощеному вигляді

$$C_{x_c} = C_{x_{\text{кр}}} + C_{x_{\text{шк}}}$$

Так само, як для крила, можна побудувати поляру й для літака. Вона буде відрізнитися від поляри крила тим, що зсунеться праворуч на деяку величину.

2.9. Особливості аеродинаміки надзвукових швидкостей

Як уже зазначалося, обтікання тіл повітряним потоком залежить від форми тіла, положення його відносно потоку та швидкості потоку.

У разі досягнення швидкості польоту, що дорівнює швидкості звуку, або вищу за неї, картина обтікання різко змінюється з проявом властивостей стисливості повітря.

При надзвукових течіях газу спостерігаються так звані стрибки ущільнення, які являють собою тонкі (порядку довжини вільного пробігу молекули) перехідні шари, у яких відбувається різке стрибкоподібне падіння V і зростання ρ , p і T .

Процеси в цих випадках є незворотними.

Розрізняють два види стрибків ущільнення: *прямий*, при переході через який вектор швидкості не змінює свого напрямку, і *скісний*, при переході через який напрямок швидкості змінюється (рис. 2.20).

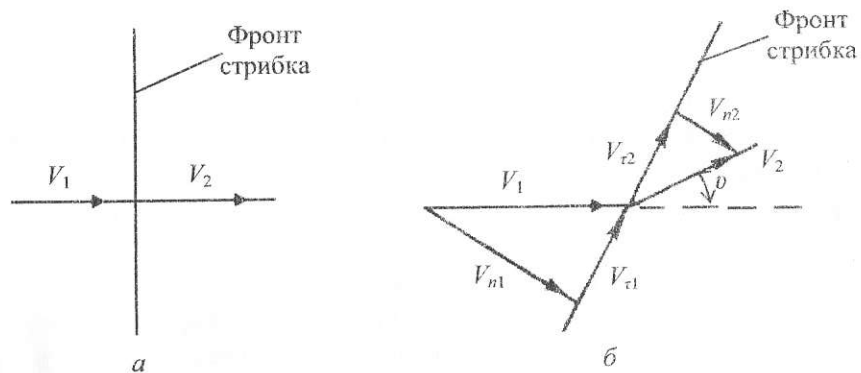


Рис. 2.20. Стрибки ущільнення: а – прямий; б – скісний

Зауважимо, що крім стрибків ущільнення, можуть існувати й стрибки розрідження. У цьому разі швидкість *перед стрибком* – дозвукова, а *після стрибка* – надзвукова.

Такі зміни в потоці можливі лише під дією тепла.

Стрибки ущільнення мають важливе значення в дослідженнях обтікання твердих тіл. Вони призводять до виникнення додаткового, так званого хвильового опору.

Виникнення стрибків ущільнення можна пояснити розглядаючи зміни тиску в потоці газу від точкового джерела збурення, який обтікається з різними швидкостями.

Тіло, поміщене в газове середовище, є джерелом безлічі збурень.

На рис. 2.21 показані характерні стрибки ущільнення при обтіканні надзвуковим потоком газу профілю крила.

Тіло, поміщене в газове середовище, що рухається, є джерелом безлічі збурень (рис. 2.22).

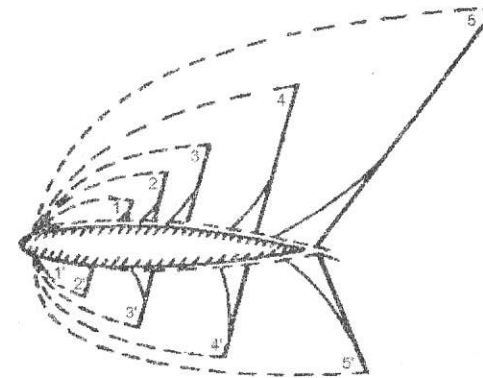


Рис. 2.21. Стрибки ущільнення при обтіканні профілю крила надзвуковим потоком газу:
1–1' при $M = 0,65$; 2–2' при $M = 0,7$; 3–3' при $M = 0,75$;
4–4' при $M = 0,85$; 5–5' при $M = 0,95$

На дозвуковій швидкості збурення охоплюють усі простори навколо тіла, тому потік тут починає поступово деформуватися уже на відстані від тіла.

Швидкість і тиск у цьому разі зменшуються безупинно.

При надзвуковому потоці збурення, викликані тілом, не можуть поширюватися проти течії й лежать усередині конуса збурення з кутом φ_0 .

У цьому разі поступова зміна тиску й швидкості неможлива, ці параметри змінюються стрибком.

Вище був розглянутий прямий стрибок ущільнення. Розглянемо тепер скісний стрибок ущільнення при обтіканні клина надзвуковим потоком (рис. 2.23).

У скісному стрибку ущільнення зазнає стрибкоподібної зміни, не повна швидкість, а лише її нормальна складова.

Тому за однієї й тієї ж швидкості набігаючого потоку скісний стрибок завжди слабший від прямого і, отже, викликає менші втрати енергії.

На відміну від прямого стрибка швидкість V_2 за скісним стрибком може бути як дозвуковою, так і надзвуковою й визначається інтенсивністю стрибка ущільнення

$$\sin \varphi_0 = V/a - 1/M.$$

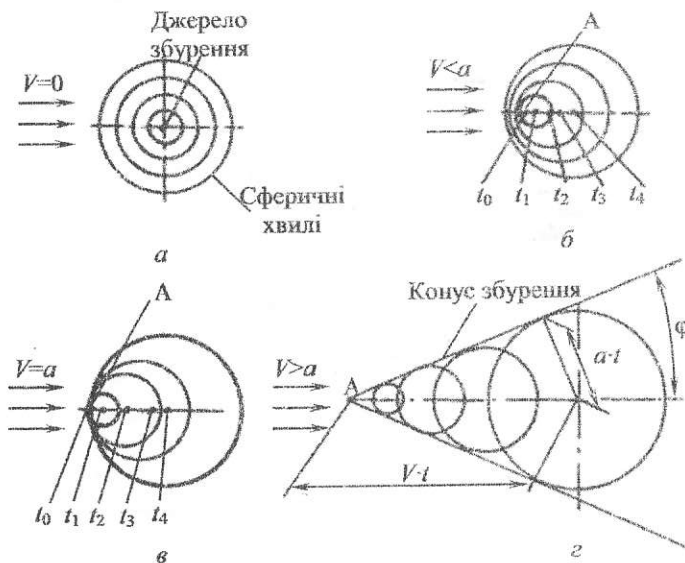


Рис. 2.22. Поширення малих збурень у середовищі: *a* – джерело збурення нерухоме; *b* – швидкість джерела, менша за швидкість звуку; *в* – швидкість джерела, що дорівнює швидкості звуку; *г* – швидкість джерела, більша від швидкості звуку

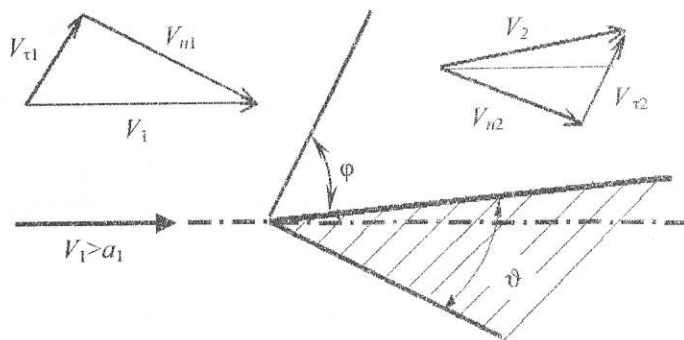


Рис. 2.23. Скісний стрибок ущільнення

Інтенсивність скісного стрибка залежить від кута φ , що визначається величиною кута ϑ .

При наближенні ϑ до 0, кут φ прямує до φ_0 і стрибок переходить у хвилю збурення, у якій практично не відбувається втрат механічної енергії. Зі збільшенням ϑ утрати в стрибку ущільнення

зростають і скісний стрибок може перейти в прямий стрибок ущільнення.

Стрибки ущільнення можуть виникати не тільки за надзвукової швидкості польоту, але й за дозвукової.

Так, наприклад, у разі дозвукового польоту при обтіканні крила повітряним потоком у вузькому перетині цівки місцева швидкість може досягнути звукової.

У частині цівки, що розширюється, відбувається зростання швидкості через інтенсивне розширення повітря. Характер зміни перетину цівки істотно залежить від кривизни профілю крила.

Отже, за деякої швидкості польоту, меншої від швидкості звуку, виникають місцеві надзвукові швидкості руху повітряного потоку, що призводить до утворення стрибків ущільнення.

Швидкість польоту, за якою місцева швидкість досягає величини звукової, називається *критичною* (цій швидкості відповідає критичне число M).

В аеродинаміці використовують такі назви швидкостей: докритична ($M < M_{кр}$), критична ($M = M_{кр}$), транзвукова або білязвукова ($M_{зр} < M < 1$), звукова ($M = 1$), надзвукова ($M > 1$) і гіперзвукова ($M > 5$).

Утворення стрибків ущільнення на надкритичних швидкостях супроводжується виникненням так званого хвильового опору $X_{хв}$, зумовленого відбором енергії на стискання повітря.

У цьому разі лобовий опір крила, крім раніше розглянутих складових, містить додатковий хвильовий опір:

$$X_{кр} = X_{пр} + X_{інд} + X_{хв}$$

Відповідно коефіцієнт лобового опору крила дорівнюватиме:

$$C_{x_{кр}} = C_{x_{пр}} + C_{x_{інд}} + C_{x_{хв}}$$

Отже, якщо на малих швидкостях польоту величина коефіцієнта лобового опору майже не змінюється зі зростанням числа M , то перехід через критичне число M спричиняє значне збільшення опору через розвиток *хвильової кризи* (рис. 2.24).

Максимум $C_{хв}$ досягає в транзвуковій зоні, а після цього, за умов переходу в надзвукову область, починається його зниження.

При цьому в транзвуковій зоні джерелом зростання опору є *прямі стрибки* ущільнення, а в надзвуковій – *скісні*.

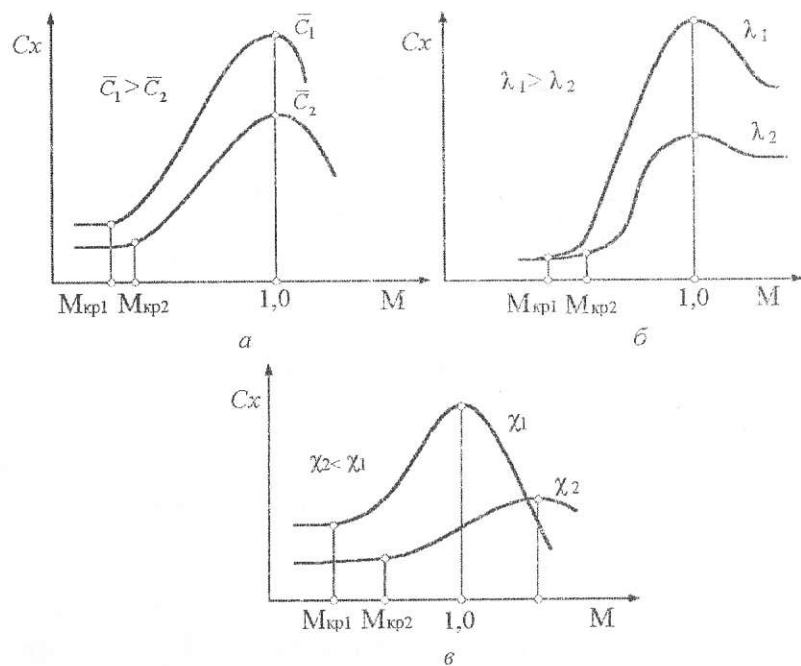


Рис. 2.24. Чинники, які впливають на величину та інтенсивність розвитку хвильової кризи: *a* – вплив відносної товщини профілю крила на кривій $C_x = f(M)$; *б* – вплив подовження крила λ на кривій $C_x = f(M)$; *в* – вплив стрілоподібності крила χ на кривій $C_x = f(M)$

Можна довести, що під час проходження струменя через скісний стрибок ущільнення втрати енергії пропорційні зменшенню швидкості, отже, величина хвильового опору менша, ніж під час проходження струменя через прямий стрибок.

Цим пояснюється характер залежності $C_x = f(M)$.

Однак зменшення втрати енергії $C_{хв}$ в разі збільшення надзвукової швидкості не викликає загалом зменшення сили лобового опору X , яка зростає пропорційно до квадрата швидкості польоту.

Стисливість повітря й розвиток хвильової кризи істотно впливає й на величину коефіцієнта піднімальної сили C_y .

Як показали дослідження, за докритичних швидкостей польоту в стисливому середовищі коефіцієнт C_y збільшується істотніше порівняно з коефіцієнтом піднімальної сили в нестисливому середовищі за одних і тих же кутів атаки:

$$C_{y\text{стис}} = C_{y\text{нестис}} / (1 - M^2)^{0.5}$$

З переходом через $M_{\text{крит}}$ на верхній поверхні крила розрядження зростає, що призводить до ще більшого збільшення C_y . Однак із подальшим зростанням M утворення стрибків ущільнення відбувається й на нижній поверхні крила, що викликає зменшення коефіцієнта піднімальної сили.

Параметри крила, які впливають на інтенсивність розвитку хвильової кризи, зображені графіками (див. рис. 2.24). Як видно з рисунка, зменшення відносної товщини профілю крила сприяє зменшенню хвильового опору й збільшенню $M_{\text{крит}}$.

Більший вплив на характер прояву хвильової кризи виявляє стрілоподібність χ і подовження крила λ (див. рис. 2.24, б, в).

Збільшення стрілоподібності крила призводить до збільшення $M_{\text{крит}}$ і зменшення хвильового опору $X_{хв}$.

Обтікання стрілоподібного крила повітряним потоком має істотну відмінність від характеру обтікання прямого крила.

Швидкість потоку, що обтікає стрілоподібне крило, можна розкласти на швидкість, перпендикулярну до передньої кромки V_n та швидкість уздовж неї V_t (рис. 2.25).

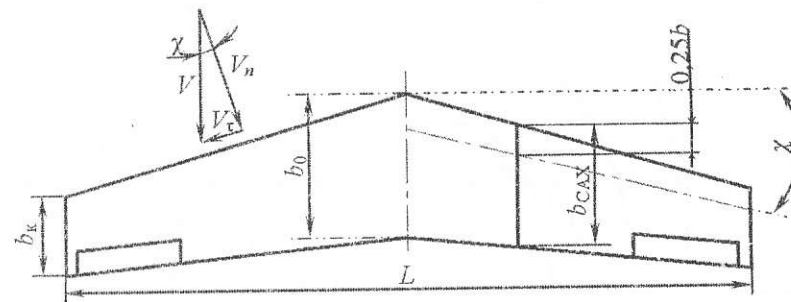


Рис. 2.25. Обтікання стрілоподібного крила

На величину аеродинамічних сил впливає тільки повітряний потік, перпендикулярний до передньої кромки, тобто той, що обтікає крило по профілю.

Потік, що обтікає крило вздовж розмаху, не впливає на величину аеродинамічних сил, бо він фактично не впливає на розподіл тиску по крилу.

Цілком очевидно, що швидкість потоку V_n менша ніж V . Отже, у стрілоподібного крила $M_{\text{крит}}$ більше, ніж у прямого крила. Для літаків зі стрілоподібним крилом:

$V_{п} = V \cdot \cos \chi$ та $M_{п.крит} = M_{крит} \cdot \cos \chi$,
де $M_{п.крит}$ – критичне число прямого крила.

Вплив подовження крила на величину лобового опору можна пояснити торцевим ефектом. Відомо, що в польоті через різний тиск під крилом та над ним повітря через торці крила перетікає з-під крила на верхню її поверхню, унаслідок чого тиск на крилі вирівнюється.

Що меншим буде подовження крила, то на більшу частину крила буде поширюватися торцевий ефект, істотно розгладжуючи піки розрідження тиску, що приводить до зменшення місцевих швидкостей та зростання числа $M_{крит}$.

Вплив стисливості повітря на коефіцієнти C_x та C_y призводить до зміни поляри літака.

На рис. 2.26 наведені типові поляри літака для різних чисел M польоту. При $M < 0,3$ поляра є єдиною для всіх чисел M польоту.

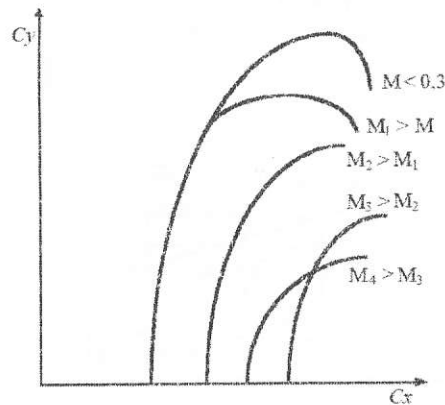


Рис. 2.26. Поляри літака при різних числах M польоту

Температура загальмованого повітря в примежовому шарі досягає великих значень. Температуру примежового шару $T_{гш}$ до чисел $M = 6$ можна з деяким наближенням визначити з такої залежності:

$$T_{гш} = T_0(1 + 0,18M^2),$$

де T_0 – навколишня абсолютна температура, К; M дорівнює числу M польоту.

Оскільки температура повітря, а отже, і швидкість звуку змінюється з висотою, то і температура гальмування є функцією висоти.

У табл. 2.1 наведено розрахункові значення температури гальмування примежового шару в умовах МСА.

Таблиця 2.1

Розрахункові значення температури гальмування примежового шару

Висота польоту, м	Початкова температура, °С	Температура гальмування примежового шару, °С, для різних чисел M				
		1	2	3	4	5
0	15	49	222	481	844	1311
11 000	-56,5	-30,5	99	294,2	683,5	917,7

Природно, що нагрівання конструкції літака буде декілька меншим за температуру гальмування. Обшивка частину тепла передає в навколишній простір, інша частина йде всередину конструкції літака.

Нагрівання призводить до зниження міцності і жорсткості елементів конструкції. Висока температура ускладнює умови роботи авіадвигунів, паливної і гідравлічної систем, радіо- й електронної апаратури, потребує установлення спеціального устаткування для забезпечення нормальних умов життєдіяльності екіпажу і пасажирів.

Гранична температура, що обиралася з умов забезпечення міцності і жорсткості, для дюралюмінію становить 100–120 °С, для титану – 370 °С, для спеціальних сталей – 500–800 °С.

2.10. Аеродинаміка повітряних гвинтів літаків

У літаків ПГ і ТГвД тяга, необхідна для поступального руху, створюється ПГ, що обертається. Він складається з лопатей, втулки, механізмів для кріплення всіх частин гвинта і передачі моменту валу двигунів та механізму повороту лопатей, що крутить (рис. 2.27). Тягу гвинта створюють його лопаті, перетини яких мають ту саму форму, що й профіль крила.

Проте на відміну від крила, яке зазвичай рухається тільки поступально, ПГ ще й обертається. Ко-

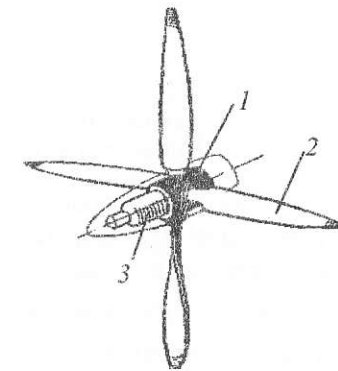


Рис. 2.27. Основні частини ПГ:
1 – втулка; 2 – лопать;
3 – механізм повороту лопатей

лова швидкість кожного перетину лопаті u_r залежить від частоти обертання n_s і відстані r перетину до осі обертання $u_r = \omega r = 2\pi n_s r$ (рис. 2.28).

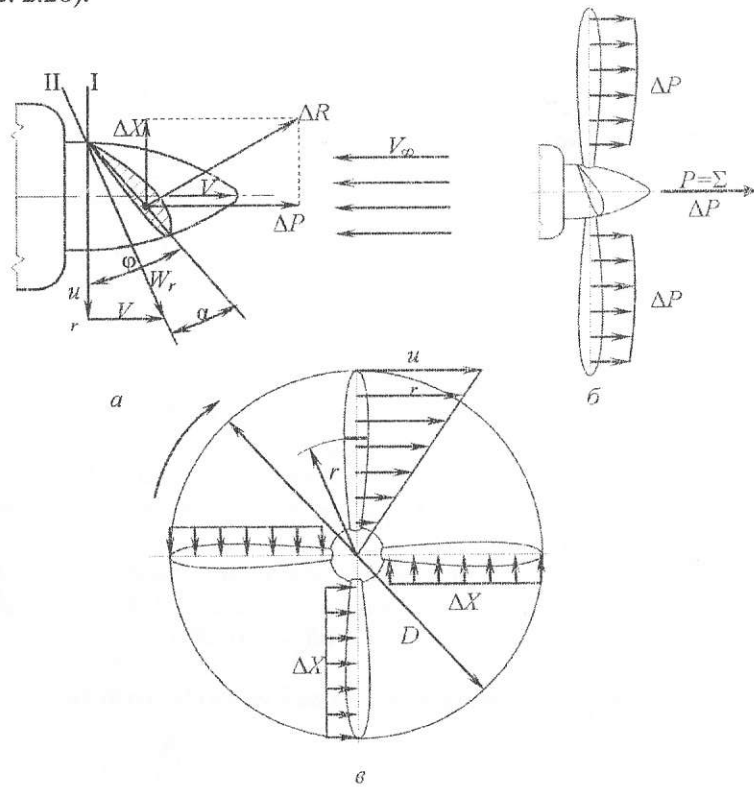


Рис. 2.28. Схема роботи ПГ: *a* – принцип створення піднімальної сили лопаті гвинта; *b* – принцип визначення тяги ПГ; *в* – принцип створення моменту опору лопатей ПГ

Результуюча швидкість повітряного потоку, що набігає на перетин лопаті W_r , складається з двох швидкостей – швидкості польоту літака V і колової швидкості обертання перетину u_r : $W_r = \sqrt{V^2 + u_r^2}$. Кут між хордою перетину лопаті і площиною обертання ПГ називається *кутом установки перетину лопаті* (рис. 2.28).

Кут між хордою перетину лопаті і напрямком потоку W_r – *кутом атаки α* перетину лопаті. Зазвичай цей кут менший від кута

установлення лопаті і приблизно дорівнює йому лише тоді, коли поступальна швидкість літака і ПГ дорівнюють нулю, тобто коли літак із працюючим двигуном стоїть на місці. Так само, як і на крилі, під час набігання повітряного потоку на перетин лопаті під кутом α виникає сила повного аеродинамічного опору ΔR_a , розклавши яку по двох напрямках – у площині обертання і за напрямком польоту, отримуємо елементарну силу опору обертанню лопаті ΔX та елементарну тягу P .

Підсумувавши за радіусом елементарну тягу в кожному перетині, отримуємо повну тягу ПГ (рис. 2.28):

$$P = \kappa \cdot \Sigma \Delta P,$$

де κ – кількість лопатей.

Елементарні сили опору обертанню створюють момент, на подолання якого витрачається потужність двигуна.

Для будь-якого перетину лопаті швидкість V залишається незмінною, але швидкість u_r , залежна від радіуса r , змінюватиметься за лінійним законом від нуля на осі обертання ПГ до максимального значення на кінці лопаті.

Отже, у кожного перетину лопаті підсумкова швидкість W_r не лише відрізнятиметься за значенням, але ще й за напрямком. Звідси зрозуміло, що якщо кут установки φ біля кожного перетину лопаті зробити однаковим, то кути атаки перетинів виходять різними. Вони будуть максимальними на кінці лопаті, зменшуватися в разі зменшення радіуса, у якомусь перетині дорівнюють нулю і набудуть негативних значень біля комля.

З аеродинаміки відомо, що плоско-опукле крило розвиває піднімальну силу тільки за позитивного кута атаки. Тому, для отримання найвигіднішого співвідношення тяги і сил опору обертанню лопаті треба мати змінні по радіусу кути установки φ (великі біля комля і менші на кінці лопатей), а також певну форму в плані і профіль перетину.

Із наведених міркувань виходить, що за незмінного кута установки лопаті φ і збереження сталої частоти обертання n_s у разі збільшення швидкості польоту кути атаки перетинів лопаті зменшуватимуться і навіть набудуть негативних значень. Якщо ж швидкість польоту залишається незмінною, то збільшення частоти обертання приводить до зростання кута атаки. Тяга, що розвивається повітряним гвинтом:

$$P = \alpha \rho n_s^2 D^4,$$

де α – коефіцієнт тяги, що враховує форму лопаті в плані, форму профілю і кут атаки (визначається експериментально); ρ – густина повітря; n_s – частота обертання; D – діаметр гвинта.

Потужність, що витрачається на обертання ПГ:

$$N = \beta \rho n_s^3 D^5,$$

де β – коефіцієнт потужності, залежний практично від тих же параметрів, що й коефіцієнт тяги α .

Діаметри сучасних ПГ коливаються від 3 до 5 м. Кількість лопатей найчастіше дорівнює чотирьом, а для ПГ поршневих малопотужних двигунів – двом-трьом.

На двигунах великої потужності буває вигідно встановити два ПГ, що обертаються в різні боки на одній осі редуктора. Такі ПГ називають *співвісними* (рис. 2.29).

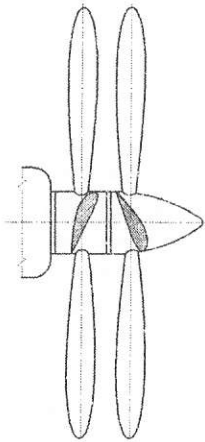


Рис. 2.29. Співвісний ПГ

Застосування співвісних ПГ дозволяє не тільки зняти велику потужність із вала двигуна, але й за рахунок зменшення втрат на закручування повітряного потоку отримати дещо більший ККД, ніж ККД одного гвинта.

Крім того, співвісні ПГ, обертаючись у різні боки, майже не створюють реактивного моменту, що дуже важливо для забезпечення поперечної рівноваги літака.

Найбільш простим є *гвинт фіксованого кроку* (ГФК), у якого втулка і лопаті виконуються цілими. Подібні ПГ нині застосовують тільки на легких літаках. Оскільки у гвинтів фіксованого кроку настановний кут у польоті не змінюється, то такий гвинт буде вигідним лише при польоті в обмеженому діапазоні швидкостей. У решті випадків ККД гвинта невисокий.

Гвинти, у яких кут установлення лопатей можна змінювати в польоті, називають *гвинтами змінного кроку* (ГЗК). Їхні лопаті можуть повертатися відносно своїх подовжніх осей автоматично або за допомогою пілота, змінюючи кут установки φ . *Кутом установлення* ГЗК зазвичай називають кут установлення перетину лопаті, віддаленої від осі обертання ПГ на відстань $r = 0,75 R$.

Для зменшення лобового опору в разі відмови двигуна в польоті застосовують *флюгерні гвинти* (рис. 2.30, а).

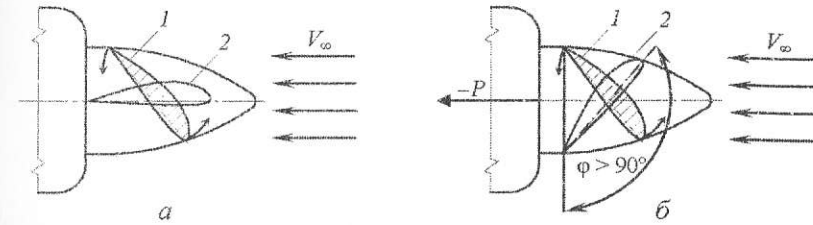


Рис. 2.30. Типи ПГ: а – флюгерний; 1 – польотний кут лопаті; 2 – зафлюгований кут лопаті; б – реверсивний; 1 – польотний кут лопаті; 2 – кут лопаті в разі реверсу

Лопаті флюгерних гвинтів за допомогою спеціального приводу пілот установлює в положення найменшого опору при зупиненому гвинті. Це досягається при куті установлення лопатей $83-85^\circ$.

Поширеними впродовж останніх років стали гальмівні або *реверсивні* ГЗК з пристосуваннями, що дозволяють установлювати лопаті так, що ПГ, обертаючись, розвиває *негативну тягу* (рис. 2.30, б).

Наявність негативної тяги дозволяє скоротити довжину після посадкового пробігу, збільшити кут планерування, підвищити маневреність літака під час руху на землі.

Зміна кута установлення лопатей у ГЗК може проводитися механічним, гідравлічним і електричним приводами.

Запитання та завдання для самоперевірки

1. Що вивчають аеромеханіка й аеродинаміка?
2. Для чого використовуються аеродинамічні труби?
3. Що таке атмосфера Землі та з яких шарів вона складається?
4. Якими параметрами характеризується стандартна атмосфера?
5. Якими основними фізичними властивостями характеризується газове середовище?
6. Що означає рівняння нерозривності цівки? Напишіть і поясніть його формулу.
7. Що означає рівняння Бернуллі? Напишіть і поясніть його формулу.
8. Що таке ламінарний і турбулентний шари рідин і газу?
9. Що таке профіль крила?

10. Перелічіть основні геометричні параметри профілю крила та охарактеризуйте їх.
11. Назвіть параметри форм крила в плані та поперечній площині літака та охарактеризуйте їх.
12. Що називають кутом атаки та яким він буває?
13. Що називають центром тиску профілю крила?
14. Які аеродинамічні сили діють на крило літака в польоті?
15. Що називають аеродинамічною якістю крила?
16. З яких частин складається лобовий опір крила?
17. Що називають критичним кутом атаки?
18. Що називають універсальною аеродинамічною характеристикою крила?
19. Що називають стрибком ущільнення й що в ньому відбувається?
20. Які види стрибків ущільнення існують?
21. Що таке число M та як за допомогою нього характеризується швидкість польоту?
22. Які параметри крила впливають на інтенсивність розвитку хвильової кризи?

Розділ 3 ДИНАМІКА ПОЛЬОТУ

3.1. Балансування, стійкість та керованість літальних апаратів

Наука, що вивчає рух ЛА, називається *динамікою польоту*.

Рух літального апарата може бути усталеним і неусталеним. За усталеного руху, на відміну від неусталеного, будуть відсутні прискорення (за винятком прискорення сили ваги).

Основними різновидами руху, що вивчаються в динаміці польоту, є горизонтальний політ, підйом, зниження, зліт, посадка й віраж.

Перш ніж розглядати питання стійкості та керованості, треба визначити системи координат, що використовуються під час вивчення динаміки польоту.

Системи координат (СК) – праві прямокутні системи координат, які використовуються під час розв'язання задач динаміки польоту, а також для опису геометричних характеристик літаків.

Основними СК, які використовуються в динаміці польоту, є СК, у яких описується рух ЛА в якій-небудь точці простору без урахування переміщень за траєкторією, тобто рухомі, та які рухаються разом з ЛА. Початки усіх таких СК розташовуються в характерній точці ЛА, здебільшого, в центрі мас (ЦМ).

До рухомих СК належать:

- зв'язана;
- швидкісна;
- напівзв'язана;
- зв'язана з просторовим кутом атаки.

Зв'язана СК (OXYZ) (рис. 3.1) – рухома СК, вісь OX якої розташована в площині симетрії ЛА або паралельно до неї, якщо початок координат O поміщено поза площиною симетрії, і напрямлена вперед від хвостової до носової частини ЛА.

Вісь OX називається *повздожньою віссю ЛА*. Напрямок її може бути різним: по осі фюзеляжу, по головних осях інерції ЛА; вибір осі OX повинен бути вказаний. Вісь OY розташована в тій самій площині, що й вісь OX , і напрямлена до верхньої частини ЛА. Її називають *нормальною (вертикальною) віссю ЛА*. Вісь OZ – поперечна вісь – напрямлена до правої частини ЛА, якщо дивитися вперед по осі OX .

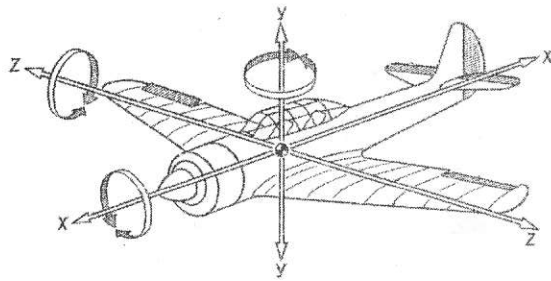


Рис. 3.1. Осі зв'язаної системи координат: OX – повздожня; OY – нормальна (вертикальна); OZ – поперечна

Швидкісна СК ($OX_aY_aZ_a$) – рухома СК, вісь OX_a якої збігається з напрямком швидкості ЛА і називається швидкісною віссю. Вісь OY_a – вісь піднімальної сили – лежить у тій самій площині, що й вісь OY зв'язаної СК, і також напрямлена вгору. Вісь OZ_a – бокова вісь – доповнює систему до правої так само, як і поперечна вісь зв'язаної СК.

Напівзв'язана СК ($OX_cY_cZ_c$) – рухома СК, вісь OX_c якої збігається з проекцією швидкості ЛА на площину симетрії, вісь OY_c – з віссю піднімальної сили, а вісь OZ_c – з поперечною віссю.

Взаємне положення зв'язаної, швидкісної та напівзв'язаної СК визначається *кутом атаки* та *кутом ковзання*.

Зв'язана з просторовим кутом атаки СК ($OX_nY_nZ_n$) – рухома СК, вісь OX_n якої збігається з повздожною віссю OX . Вісь OY_n розташовується в площині, у якій міститься повздожня вісь та вектор швидкості ЛА, а її напрямок протилежний проекції швидкості на площину, перпендикулярну повздожній осі. Вісь OZ_n доповнює систему до правої.

Щоб визначити орієнтацію ЛА в просторі, використовують також рухомі СК, напрямки осей яких збігаються з напрямками осей СК, зв'язаних із Землею або траєкторією руху ЛА. Частіше при цьому використовуються *нормальна* та *траєкторна* СК.

Нормальна СК ($OX_gY_gZ_g$) – рухома СК, вісь OY_g якої напрямлена вгору по місцевій вертикалі, яка збігається з напрямком сили тяжіння в точці, що розглядається. Взаємне положення зв'язаної СК та нормальної СК визначається кутами *рискання*, *тангажа* та *крену*.

Траєкторна СК ($OX_kY_kZ_k$) – рухома СК, вісь OX_k якої збігається з напрямком земної швидкості V_k (швидкості початку O зв'язаної

СК відносно будь-якої земної СК), вісь OY_k лежить у вертикальній площині, яка проходить крізь вісь OX_k і напрямлена зазвичай вгору.

Інерціальна СК ($O_iX_iY_iZ_i$) – СК, початок O_i якої поміщується в певній точці простору або переміщується зі сталою швидкістю, а напрямком осей відносно зірок незмінний.

Земна СК ($O_0X_0Y_0Z_0$) – СК, початок та осі якої фіксовані відносно Землі й обираються відповідно до задач. До нормальної земної СК ($O_0X_gY_gZ_g$) вісь O_0Y_g напрямлена вгору по місцевій вертикалі, яка збігається з напрямком сили тяжіння в розгляданій точці.

Стартова СК ($O_0X_cY_cZ_c$) – СК, початок O_0 якої збігається з характерною точкою (зазвичай ЦМ) ЛА в початковий момент руху, а напрямком відповідних осей обирається так само, як і в нормальній земній СК.

Для опису геометричних характеристик ЛА використовується *базова СК* $O_RX_RY_RZ_R$. У цій системі базова площина $O_RX_RY_R$ – площина симетрії ЛА, базова точка O_R обирається на базовій площині, переважно в ЦМ, базова вісь O_RX_R лежить у базовій площині і напрямлена вперед, вісь O_RY_R напрямлена до верхньої частини ЛА, а вісь O_RZ_R праворуч, доповнюючи систему.

Балансування – забезпечення рівноваги діючих на ЛА в польоті моментів сил відносно однієї або декількох осей зв'язаної системи координат з початком у його центрі ваги та (або) сил, що діють уздовж тих чи тих осей координат (див. рис. 3.1). Залежності, які безпосередньо зв'язують кути відхилення органів керування, переміщення важелів керування або зусиль на них з кутом атаки, креном, перевантаженням, швидкістю тощо в усталених режимах польоту, називаються *балансувальними залежностями*, а значення змінних, що в них входять – *балансувальними значеннями*.

Розрізняють *повздожнє* балансування, яке здійснюється КВ, елевонами, керованим стабілізатором (дестабілізатором), струминними кермами, зміною роботи двигунів, перекосом крил, автоматом перекоосу тощо, та *бокове* балансування, яке здійснюється елеронами, диференційним стабілізатором, КН, керованим кілем, важелями керування двигунами (ВКД), струминними кермами, кермовим гвинтом (КГ) вертольота та ін.

Стійкість ЛА – здатність ЛА відновлювати режим польоту, від якого він відхилився після дії збурення.

Розрізняють *повздоєжню* і *бокову (шляхову (флюгерну) і поперечну) стійкості*.

Повздоєжня стійкість – здатність ЛА відновлювати без утручання пілота вихідний режим повздоєжнього руху після припинення дії збурення.

Бокова стійкість – здатність ЛА відновлювати без утручання пілота вихідний режим *бокового руху* після припинення дії збурення. Аеродинамічно бокова стійкість може бути забезпечена в тому разі, якщо при відхиленні параметрів бокового руху від заданих аеродинамічні моменти крену та ристання змінюються так, щоб відбивати дію моментів збурення.

Боковий рух – рух ЛА, за якого площина його симетрії відхиляється або (і) зміщується від наперед заданої вертикальної площини.

Керованість ЛА – здатність ЛА змінювати режим польоту в разі відхилення органів або важелів керування. Розрізняють *повздоєжню* і *бокову (шляхову і поперечну) керованості*.

Повздоєжня керованість – здатність ЛА змінювати параметри повздоєжнього руху за командою пілота.

Бокова керованість – здатність ЛА змінювати бокові параметри руху за командою пілота. Реакцію літака на команди пілота характеризують *швидкістю крену* ω_x , *швидкістю ристання* ω_y , *кутом ковзання* β (*боковим перевантаженням*), *кутом ристання* φ .

Ристання – відхилення ЛА від деякого заданого напрямку польоту; характеризується *кутом ристання* та *швидкістю ристання*. *Кут ристання* – кут між віссю OX_g нормальної системи координат, яка визначає заданий напрямок руху, та проєкцією повздоєжньої осі OX на горизонтальну площину OX_gZ_g . Кут ψ – позитивний, коли вісь OX_g сполучається з проєкцією осі OX за годинниковою стрілкою, якщо дивитися вздовж цієї осі, змінюється від мінус 180° до плюс 180° .

Швидкість ристання ω_y – складова кутової швидкості ЛА за нормальною віссю OY зв'язаної системи координат; ω_y позитивна при обертанні ЛА навколо осі OY за годинниковою стрілкою, якщо дивитися вздовж цієї осі.

Тангаж – кутовий рух ЛА, за якого його повздоєжня вісь змінює свій напрямок відносно горизонтальної площини; характеризується *кутом тангажа* та *швидкістю тангажа*. *Кут тангажа* θ – кут між повздоєжньою віссю OX та горизонтальною площиною OX_gY_g нормальної системи координат. Маневри зі збільшення θ називаються *кабруванням*, а зі зменшенням – *пікіруванням*.

Крен – відхилення площини симетрії ЛА від місцевої вертикалі до земної поверхні. Характеризується *кутом крену* та *швидкістю крену*.

Для забезпечення керованості літака слугують *елерони* (розташовані на крилі), *КВ* (розташоване на горизонтальному оперенні (ГО)) та *КН* (розташоване на вертикальному оперенні (ВО)) (рис. 3.2).

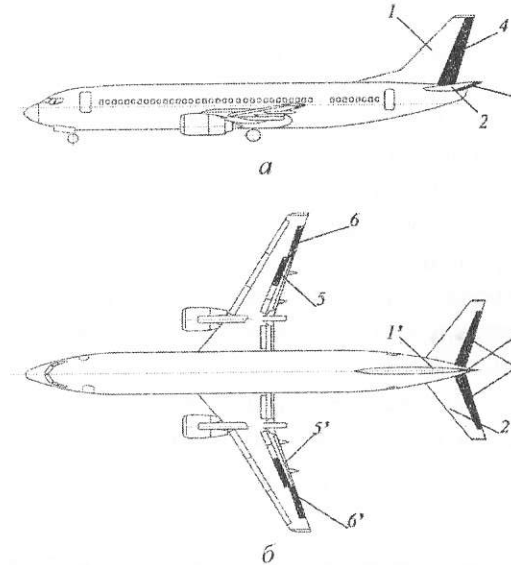


Рис. 3.2. Оперення літака та поверхні забезпечення керованості літака: а – головний вигляд літака; б – вигляд зверху; 1-1' – вертикальне оперення; 2-2' – горизонтальне оперення; 3-3' – кермо висоти; 4-4' – кермо напрямку; 5-5' – інтерцептори; 6-6' – елерони

Для забезпечення поперечної керованості літака слугують *елерони*. Вони являють собою кермові поверхні, які розташовані на кінцях крила біля задньої кромки і які відхиляються вгору або вниз. Відхилення одного елерона вгору, а другого вниз призводить до створення поперечного моменту, який викликає крен літака. Конструктивно елерон подібний до конструкції крила і має такі самі елементи – *лонжерон*, *стрингери*, *нервюри*, *обшивку*.

У перетинах крила, де розташовані елерони, при відхиленні елерона змінюються кривизна профілю та кут атаки. Це приводить до появи додаткових аеродинамічних сил: на напівкрилі з відхиленням вниз елероном коефіцієнт піднімальної сили збільшується, а на півкрилі, де елерон відхилений вгору, зменшується. Ця

різниця в піднімальних силах спричиняє крен літака в бік півкрила з відхиленими вгору елеронами.

На деяких режимах польоту (на великих кутах атаки в разі появи зриву потоку на кінцях крила, під час польоту з надзвуковою швидкістю тощо) ефективність елеронів знижується, що призводить до погіршення поперечної керованості. У цих випадках для забезпечення керованості встановлюються додаткові органи поперечної керованості – *інтерцептори*.

Інтерцептор – це щиток, який у неробочому положенні вписується в обводи крила, а в робочому або відхиляється, або висувається. Це спричиняє підвищення тиску на верхній поверхні крила, що призводить до падіння піднімальної сили на цій половині крила з одночасним збільшенням опору. Інтерцептори використовуються в комбінації з елеронами і розташовані попереду елеронів (рис. 3.2).

У схемах літаків типу «безхвістка», де немає ГО, використовуються *елевони*.

Елевони – аеродинамічні органи керування та балансування літака, які поєднують у собі функції КВ та елеронів (рис. 3.3).

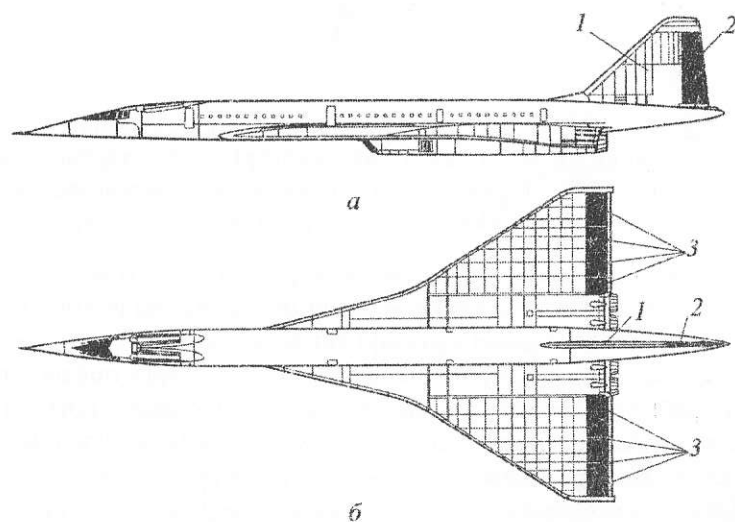


Рис. 3.3. Оперення літака типу «безхвістка»: а – головний вигляд літака; б – вигляд зверху; 1 – вертикальне оперення; 2 – кермо напрямку; 3 – 4-секційні елевони

У деяких схемах літаків використовуються *флаперони*.

Флаперон – аеродинамічний орган керування, який виконує функції елерона та закрилка (в ЦА застосовують обмежено).

Прямолінійний сталий рух літака, що проходить на певному режимі польоту, називається *незбуреним рухом*. У реальних умовах виконання такого польоту ускладнене наявністю різноманітних збурювальних сил, у вигляді пориву вітру, помилок керування. Тому реальний рух літака зазвичай буває збуреним.

Літак називається *стійким*, якщо після припинення випадкового збурення він самостійно повертається до попереднього режиму польоту. У протилежному разі літак називається *нестійким*.

Вивчення стійкого руху, як правило, починають із дослідження статичної стійкості літака. Під статичною стійкістю розуміють здатність літака прагнути до повернення в попередній стан у початковий момент часу після зняття збурення.

Можна виокремити *три стани тіла*, що характеризують його статичну стійкість (рис. 3.4).

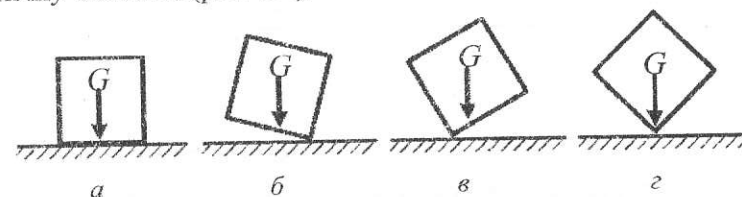


Рис. 3.4. Статична стійкість бруса на площині: а – стійкий стан; б, в – нестійкий стан; г – стан нейтральної рівноваги тіла

Аналогічні стани можуть бути в літака. Зауважимо, що наявність статичної стійкості в літака є потрібною, але недостатньою умовою його стійкості.

Для кращого сприйняття інформації обмежимося розглядом діючих моментів сил у зв'язаній системі координат при статичному стані, тобто коли вони зрівноважені. Усі поверхневі сили (сили тертя та тиску), що діють на тіло, розглядалися раніше на прикладі профілю крила.

Дослідження стійкості без обмеження величини початкових збурень має великі математичні труднощі.

На практиці для розв'язання задачі забезпечення стійкості літака зазвичай обмежуються розглядом дії малих початкових збурень.

Від керованості літака значною мірою залежить його маневрність або спроможність за певний проміжок часу змінювати швидкість, висоту й напрямок польоту.

3.1.1. Поздовжня рівновага, стійкість та керованість

Для того щоб судити про ступінь поздовжньої статичної стійкості, потрібно знати, які моменти діють на літак відносно його поперечної осі OZ , що проходить через ЦМ, при різноманітних значеннях швидкості польоту та кута атаки.

В усталеному горизонтальному польоті на літак діють сила ваги літака G , піднімальна сила крила Y , опір літака X , сила тяги двигунів P , що зосереджені в ЦМ або в центрі тиску, та сила горизонтального оперення $Y_{ГО}$ (рис. 3.5).

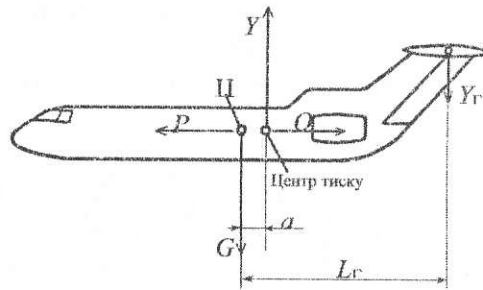


Рис. 3.5. Рівновага сил і моментів у горизонтальному польоті

Умовою поздовжньої рівноваги є рівність нулю суми проєкцій означених сил на осі X , Y та суми моментів цих сил, що діють відносно осі Z .

Поздовжня рівновага може порушитися унаслідок зміни величин сил або зміни відстані їх від ЦМ літака у разі:

- зміни положення ЦМ літака (центрування);
- впливу вертикального пориву повітря;
- зміни режиму роботи або відмови двигунів.

Великий вплив на поздовжню рівновагу літака виявляє положення ЦМ літака. Тому щоб забезпечити поздовжню рівновагу, потрібно робити завантаження літака й виробіток палива, щоб у польоті ці маси переміщувалися в незначних межах, бо зміна центрування зумовлює зміну величин пліч діючих сил відносно ЦМ і ЦТ, де прикладені сила ваги від маси літака й піднімальна сила крила.

Відновлення поздовжньої рівноваги здійснюється за допомогою відхилення КВ.

Поздовжня стійкість – стійкість відносно поперечної осі, тобто здатність літака самостійно, без утручання пілота вертатися до кута атаки, на якому літак перебував у рівновазі, після припинення дії збурювальних зусиль.

Розглянута раніше умова поздовжньої рівноваги літака ще не забезпечує його поздовжньої стійкості. Під дією збурень, що призводять до появи обертального моменту, літак може вийти зі стану рівноваги. Літак буде стійким якщо при цьому русі літака виникає момент, що буде прагнути повернути літак до первинного положення. Літак буде нестійким, якщо невірноважений момент намагатиметься ще більше відхилити літак від первинного положення.

Розглянемо умову поздовжньої стійкості літака (див. рис. 3.5). За усталеного польоту літак перебуває в рівновазі відносно осі, тобто, моменти аеродинамічних сил крила $M_{КР}$ і ГО $M_{ГО}$ дорівнюють:

$$M_{КР} = M_{ГО} \text{ або } Y a = Y_{ГО} L_{ГО},$$

де Y та $Y_{ГО}$ – піднімальні сили, утворені відповідно крилом і ГО, a та $L_{ГО}$ – плечі (див. рис. 3.4), тобто відстані від ЦМ літака до точок прикладання відповідно Y та $Y_{ГО}$.

Моменти сили лобового опору та тяги двигунів не враховуються, бо вони через малість пліч незначні.

Стойкий літак буде прагнути до стану рівноваги за такої умови:

$$\Delta M_{ГО} > \Delta M_{КР},$$

де $\Delta M_{ГО}$ та $\Delta M_{КР}$ – приріст моментів аеродинамічних сил ГО та крила внаслідок зміни кута атаки.

Отже, літак буде стійким відносно поперечної осі, якщо в разі порушення рівноваги момент аеродинамічних сил ГО буде змінюватися швидше від моменту аеродинамічних сил крила.

Момент аеродинамічної сили ГО $M_{ГО}$ залежить від площі ГО $S_{ГО}$ та величини плеча ГО (відстань між ЦМ літака й ЦТ ГО $L_{ГО}$).

Переміщення ЦМ літака вперед спричиняє збільшення поздовжньої стійкості. У разі зміщення ЦМ назад поздовжня стійкість зменшується, і при певних положеннях ЦМ літака (тобто центрування) літак буде нестійким. За третього варіанта (див. рис. 3.5), літак може перебувати в нейтральній рівновазі.

Таке центрування отримало назву *нейтрального*.

Поздовжньою керованістю літака називають його спроможність змінювати кут атаки крила при відхиленні КВ.

Поздовжня рівновага, стійкість та керованість ЛА забезпечуються ГО, яке утворюють *стабілізатор* та *кермо висоти*.

За конструктивно-силовою схемою оперення аналогічне крилу. На важких дозвукових літаках для полегшення балансування стабілізатор іноді роблять переставним, тобто зі змінним кутом установлення в польоті. На надзвукових швидкостях польоту ефективність керм зменшується, тому на надзвукових літаках стабілізатор *керований*, у т.ч. *суцільноповоротний* (ГО без керм).

Відома конструкція V-подібного оперення, яке виконує функції ГО та вертикального оперення (ВО). Багато літаків, особливо надзвукових, виконані за схемою «безхвістка» (ГО відсутнє).

За схемою «качка» (з переднім ГО) побудовано небагато літаків, однак вона продовжує привертати до себе увагу, зокрема завдяки перевазі, яка полягає у використанні для балансування літака позитивної піднімальної сили, що створюється переднім ГО.

За своєю схемою ГО буває таким (рис. 3.6–3.13).

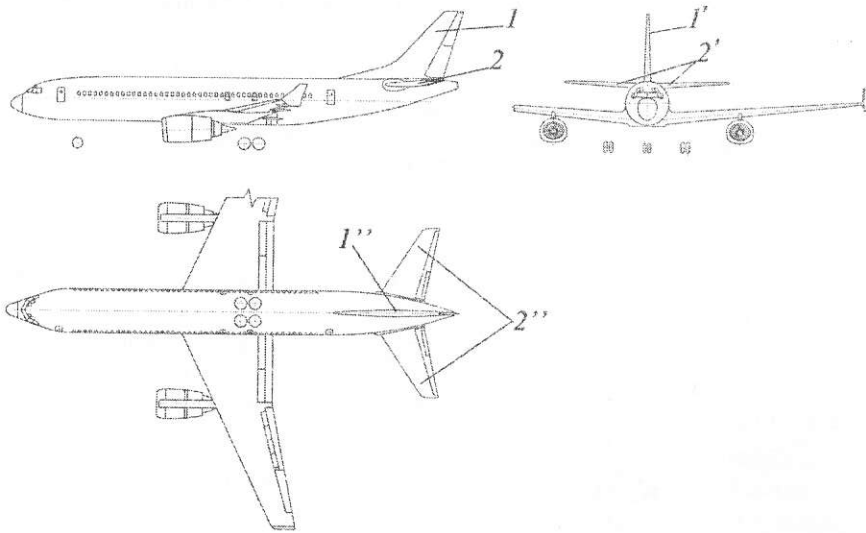


Рис. 3.6. Класична схема хвостового оперення: 1, 1', 1'' – вертикальне оперення (кіль); 2, 2', 2'' – горизонтальне оперення (стабілізатор)

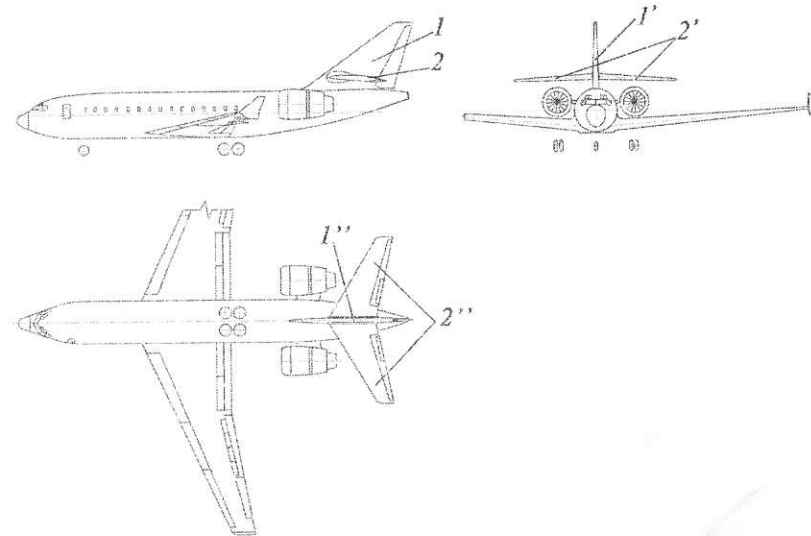


Рис. 3.7. Схема середнього розташування ГО: 1, 1', 1'' – вертикальне оперення (кіль); 2, 2', 2'' – горизонтальне оперення (стабілізатор)

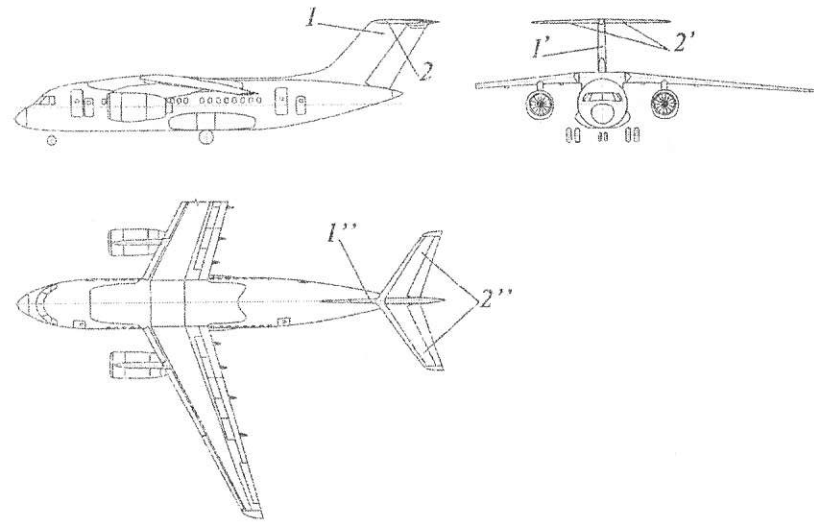


Рис. 3.8. Схема T-подібного розташування ГО: 1, 1', 1'' – вертикальне оперення (кіль); 2, 2', 2'' – горизонтальне оперення (стабілізатор)

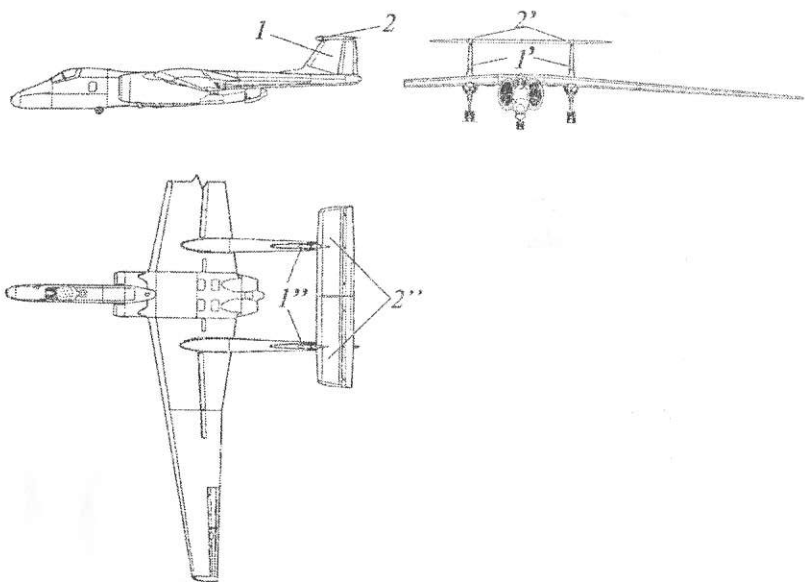


Рис. 3.9. Схема розташування ГО на рознесеному ВО:
 1, 1', 1'' – вертикальне оперення (кіль); 2, 2', 2'' – горизонтальне оперення (стабілізатор)

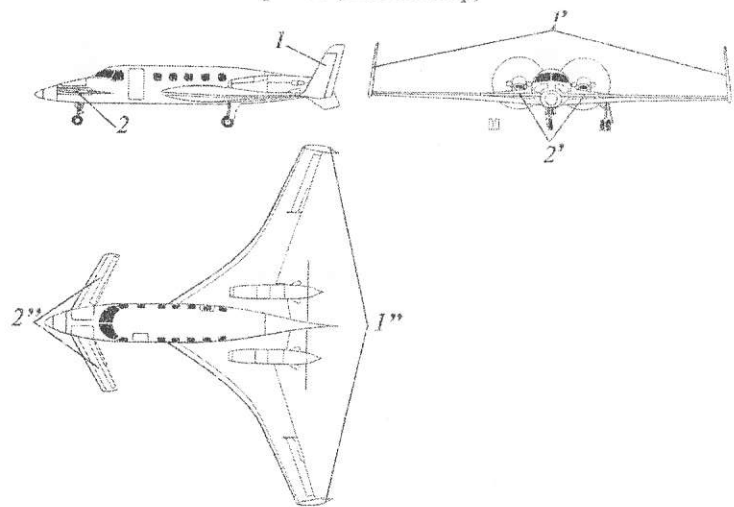


Рис. 3.10. Схема з переднім ГО («качка»):
 1, 1', 1'' – вертикальне оперення (кіль); 2, 2', 2'' – горизонтальне оперення (стабілізатор)



Рис. 3.11. Схема V-подібного оперення літака Beech V35 Bonanza

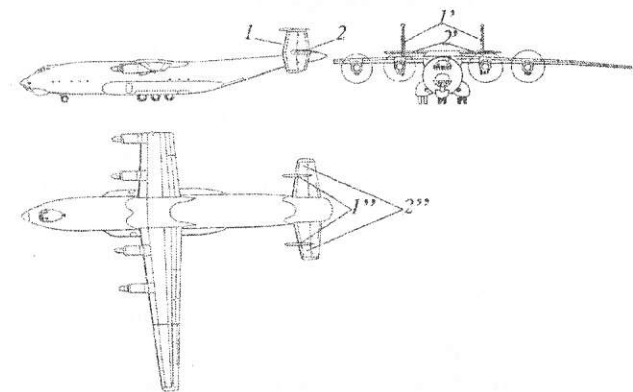


Рис. 3.12. Схема розташування двокільового рознесеного ВО на ГО:
 1, 1', 1'' – вертикальне оперення (кілі); 2, 2', 2'' – горизонтальне оперення (стабілізатор)

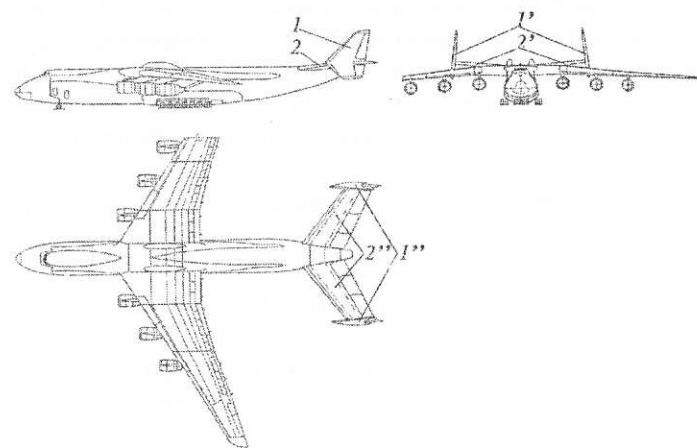


Рис. 3.13. Схема розташування двокільового рознесеного ВО на закінцівках горизонтального оперення:
 1, 1', 1'' – вертикальне оперення (кілі); 2-2'-2'' – горизонтальне оперення (стабілізатор)

У літаків з відсутнім ГО поверхні керування розташовані на крилі (див. рис. 3.3).

Форма ГО в плані аналогічна формі крила. Найбільш поширена трапецієподібна форма ГО. На швидкісних літаках встановлюються стрілоподібне та трикутне оперення. Параметрами, що характеризують форму ГО, є, як і в крила, *площа, подовження, звуження та кут стрілоподібності*.

3.1.2. Шляхова рівновага, поперечна стійкість та керованість

Вертикальне оперення забезпечує шляхову стійкість, балансування та керованість ЛА. Його утворюють киль та КН. За конструктивно-силовою схемою ВО аналогічне крилу. На надзвукових швидкостях польоту ефективність керм зменшується, тому на надзвукових літаках киль так само, як і стабілізатор, може бути *керованим*, зокрема *суцільноповоротним* (ВО без керм).

Найбільш поширене однокільове оперення (див. рис. 3.6–3.8), але створюються також літаки з рознесеним ВО (див. рис. 3.9–3.11, також рис. 3.12, 3.13), ЛА з відсутнім ГО та ВО («літаюче крило», рис. 3.14), та трикільове ВО (рис. 3.15). Відома конструкція V-подібного оперення, яке виконує функції ГО та ВО (див. рис. 3.11).

Вертикальне оперення при вигляді з боку має зазвичай трапецієподібну форму. Еліптична або близька до неї форма можуть використовуватися для рознесеного ВО. На швидкісних літаках встановлюється стрілоподібне та трикутне оперення.

Параметрами, що характеризують форму ВО, є, як і в крила, *площа, подовження, звуження та кут стрілоподібності*.

Для шляхової рівноваги потрібна рівність моментів сил, що діють на літак відносно вертикальної осі Y .

Порушення шляхової рівноваги може відбутися в разі відхилення КН, зміни режиму роботи двигунів або в разі відмови в роботі одного з двигунів.

Момент, що повертає літак, у таких випадках виникає за рахунок несиметричної тяги.

Якщо на літаку встановлені поршневі або ТГвД, то момент, що повертає літак у разі відмови двигуна, зростає через появу сили опору повітряного гвинта.

Порушення шляхової рівноваги усувається відхиленням КН.

Здатність літака самостійно повертатися до стану рівноваги після припинення дії зовнішніх сил називається *шляховою стійкістю*.

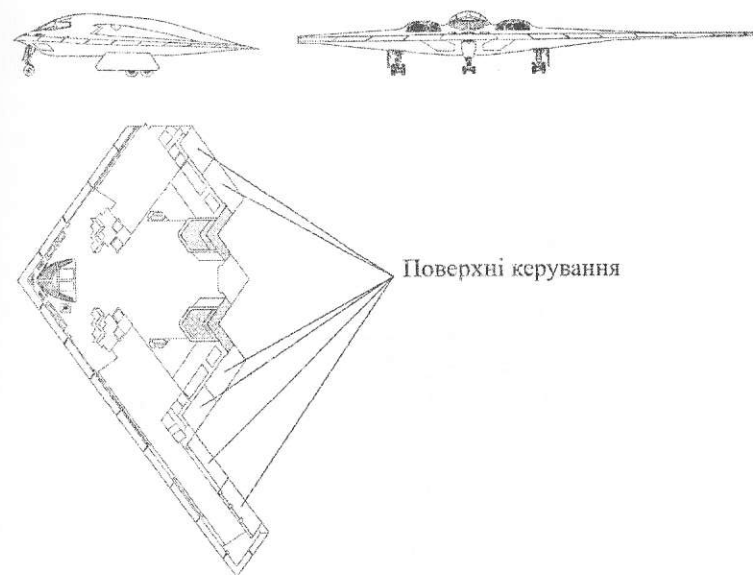


Рис. 3.14. Схема літака «літаюче крило»

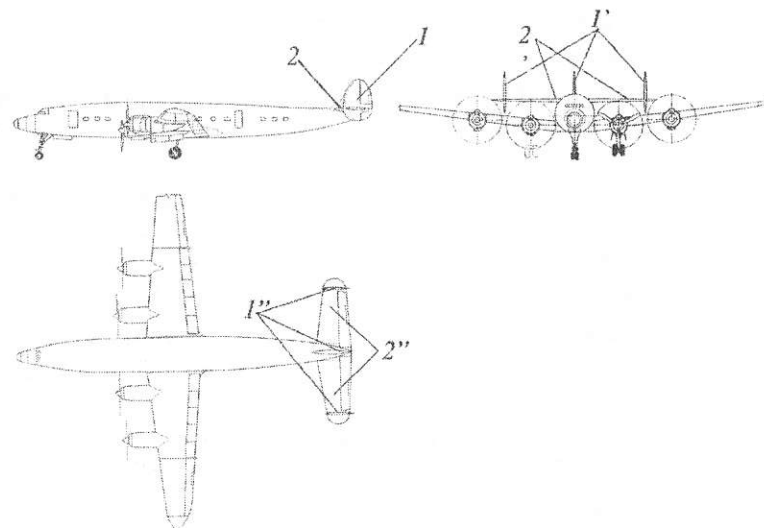


Рис. 3.15. Схема розташування трикільового ВО:
1, 1', 1''' – вертикальне оперення (кілі); 2, 2', 2''' – горизонтальне оперення (стабілізатор)

Розглянемо випадок горизонтального польоту літака зі швидкістю V . Нехай під дією будь-яких зовнішніх сил літак повернеться відносно вертикальної осі на кут β (рис. 3.16).

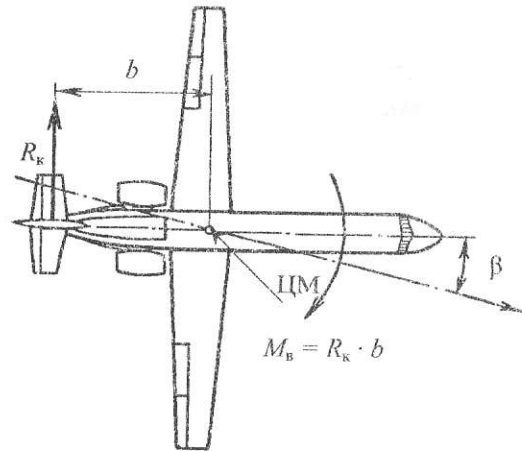


Рис. 3.16. Утворення моменту, що відновлює шляхову рівновагу

У перший період часу літак буде рухатися по інерції в попередньому напрямку. При цьому на ВО (кілі) з'явиться аеродинамічна сила, що відносно вертикальної осі створює момент, який відновлює рівновагу:

$$M_b = R_k \cdot L_{BO},$$

де L_{BO} – плече дії сили R_k відносно ЦМ літака; R_k – аеродинамічна сила, яку створює ВО.

Момент M_b залежить від площі кіля та віддалення його від ЦМ літака. Практично при повертанні літака відносно осі Y аеродинамічна сила, що виникає при обтіканні бічної поверхні фюзеляжу, буде створювати момент, що порушує шляхову рівновагу, а сила, яка діє на хвостову частину, відновлюватиме рівновагу.

Шляховою керованістю називається здатність літака реагувати на відхилення КН. При відхиленні керма виникає бокова аеродинамічна сила, що створює момент, який повертає літак відносно ЦМ. Бічна сила на кілі, як і будь-яка аеродинамічна сила, залежить від швидкісного натиску, площі та кута відхилення керма, а момент сили – від величини сили і її плеча.

3.1.3. Бічна статична стійкість

Шляхова й поперечна рівноваги тісно взаємопов'язані, порушення одної з них спричиняє порушення іншої. Тому створення стійкого літака неможливе в разі роздільного розв'язання завдань поперечної й шляхової нестійкості. У зв'язку з цим потрібно розглядати спільну стійкість, що називається бічною.

Розглянемо взаємозв'язок поперечної та шляхової рівноваги. Якщо, наприклад, літак з будь-якої причини накренився, то під дією складової ваги G він почне ковзати в бік крену (рис. 3.17, а).

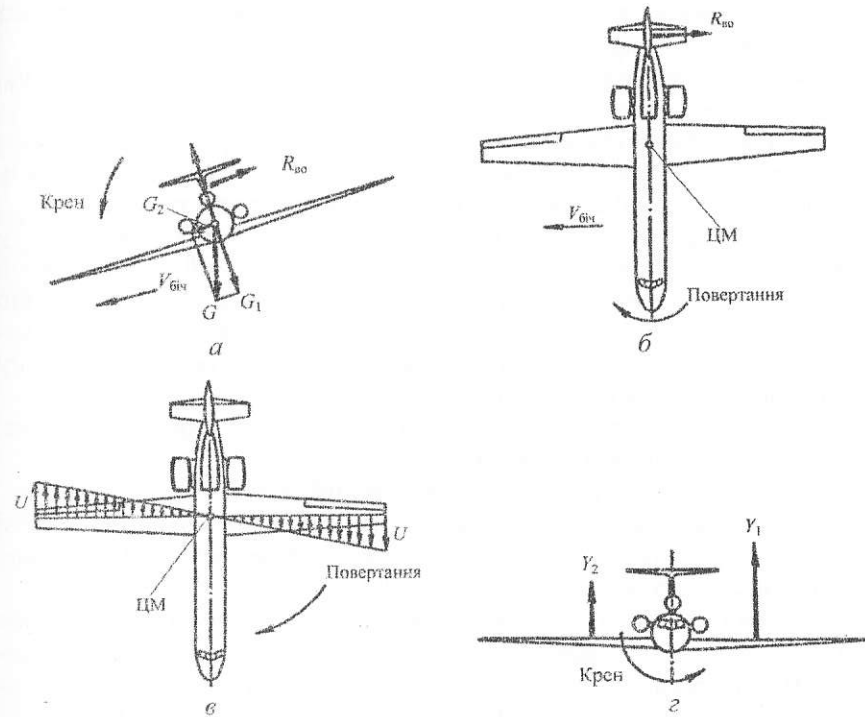


Рис. 3.17. Взаємний зв'язок крену й повороту:
а, б, в, з – проекції літака на відповідні осі СК

Тепер розглянемо інший випадок. Якщо літак під дією швидкості V_{bic} почне розвертатися відносно вертикальної осі, то під час розвертання внаслідок появи колових швидкостей права та ліва частини крила будуть мати різні швидкості обтікання повітряним

потоком (рис. 3.17, б). через це на лівій та правій частинах крила виникнуть різні піднімальні сили, що призведе до появи крену в бік повороту (рис. 3.17, з).

Щоб забезпечити бокову стійкість, потрібно дотримуватися певного співвідношення поперечної та шляхової стійкості, бо недотримання цієї умови може призвести до появи коливальної нестійкості.

Нехай, наприклад, поперечна стійкість мала, а шляхова велика (надмірно велика потужність кіля або кіль далеко розміщений від ЦМ літака). Якщо літак з будь-якої причини накренився, то, як було доведено раніше, під дією сили, що є складовою ваги, відбудеться розвертання в бік крену.

Водночас виникає момент $M_{кр}$, що кренить, та момент $M_{в}$, що відновлює рівновагу літака.

Якщо шляхова стійкість надмірна $M_{кр} > M_{в}$, то літак намагається рухатися по спіральній траєкторії зі зниженням. Літак має коливальну нестійкість, якщо шляхова стійкість мала, а поперечна велика.

У разі крену літака, наприклад на праве крило, та появи у зв'язку з цим ковзання праворуч виникає значний момент, який відновлює рівновагу по крену з великою швидкістю, через що виникають значні повітряні навантаження ВО ліворуч, що призводить до порушення шляхової рівноваги. Літак із правого крену перейде в лівий та почне ковзати в лівий бік.

Унаслідок великої поперечної стійкості знову з'явиться момент, що кренитиме літак на праве напівкрило.

Надалі буде відбуватися розгойдування літака.

Коливально нестійкий літак рухатиметься по хвилястій лінії зі зміною напрямку крену. Зрозуміло, що поперечна й шляхова керованість також тісно взаємопов'язані.

Справді, із розгляду зв'язку крену та повороту видно, що літак можна ввести в розворот не тільки КН, але за допомогою відхилення елеронів, створюючи крен потрібного напрямку. Відхиленням же КН можна здійснити крен літака в той або інший бік.

3.1.4. Поперечна статична стійкість

Для поперечної рівноваги потрібна рівність моментів сил, що діють на літак відносно осі X :

$$\sum M_{лів} = \sum M_{прав}$$

де $\sum M_{лів}$ і $\sum M_{прав}$ – сума моментів, що накренають літак, ліворуч і праворуч відповідно.

Ця рівновага забезпечується точною симетрією літака відносно площини XOY , причому літаки повинні мати не лише вагову симетрію (тобто рівність ваги лівої та правої частин), але й аеродинамічну, що досягається однаковими формами, розмірами та положеннями обох частин (половин) літака.

Поперечна рівновага в польоті може порушуватися при відхиленні елеронів (корм крену) або при пориві вітру на одне напівкрило, що викликає появу моменту, який кренить літак.

Порушення рівноваги можна відновити за допомогою елеронів. Елерони встановлюються на лівій і правій частинах крила.

Вони відхиляються одночасно у протилежні боки (вгору або вниз).

Якщо елерони відхиляються вниз, піднімальна сила напівкрила збільшується. Водночас елерон на другій половині крила відхиляється вгору, що викликає зменшення піднімальної сили на цьому напівкрилі. Діючи елеронами, можна зберегти поперечну рівновагу літака.

Поперечною стійкістю літака називається його спроможність самостійно усувати крен, що виникає з будь-якої причини, після припинення дії зовнішніх збурень. Нехай з якоїсь причини літак накренився (рис. 3.18).

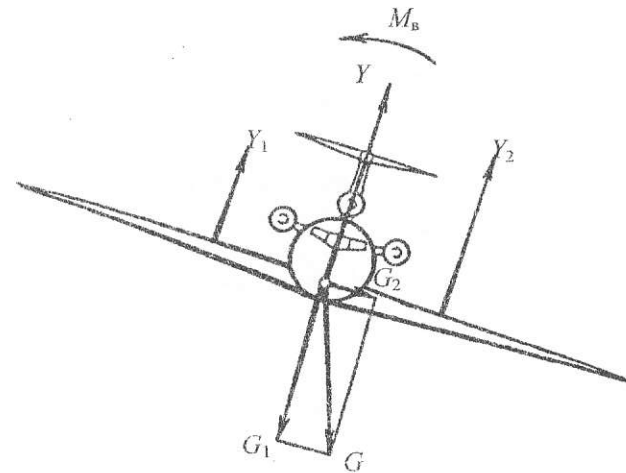


Рис. 3.18. Сили, які впливають на літак під час ковзання

Унаслідок цього літак під дією складової ваги буде ковзати в бік крену. При цьому на опущеному вниз напівкрилі літака піднімальна сила буде більшою, ніж сила на піднятому вгору напівкрилі.

Це пояснюється тим, що друге напівкрило затінене фюзеляжем, а отже, умови обтікання його повітряним потоком погіршуються.

Момент, що виникає через різницю піднімальних сил M_B , намагається повернути літак до попереднього положення.

На поперечну стійкість літака великий вплив має кут поперечного V (рис. 3.19). За наявності позитивної поперечної V стійкість літака підвищується.

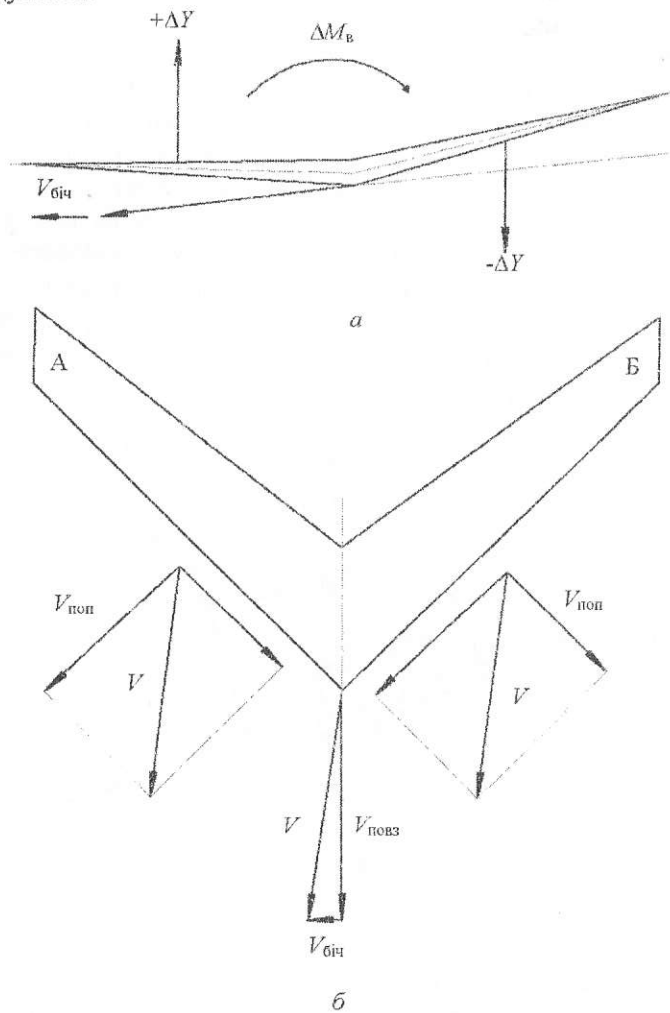


Рис. 3.19. Вплив поперечного V крила на поперечну стійкість

Справді, під час бокового ковзання зі швидкістю V (рис. 3.19, а), на опущеному напівкрилі відбувається збільшення піднімальної сили на величину $+\Delta Y$, а на другому напівкрилі піднімальна сила зменшується на величину $-\Delta Y$.

Це відбувається тому, що перше напівкрило обдувається повітряним потоком знизу й кут атаки його збільшується, а друге напівкрило обдувається потоком зверху, окрім того, що воно затінене фюзеляжем. Завдяки цим явищам утвориться момент, що намагається повернути літак у рівноважний стан.

Позитивний кут збільшує поперечну стійкість, бо під час ковзання крила зі швидкістю $V_{біч}$ (див. рис. 3.19, б) його права і ліва частини обтікаються повітряним потоком з різними поперечними швидкостями $V_{поп}$. Унаслідок цього піднімальна сила напівкрила А буде більшою за піднімальну силу напівкрила Б, тобто виникає момент, що відновлює первинне положення літака.

Попереочною керованістю називається здатність літака повертатися відносно повздовжньої осі при відхиленні елеронів. Крило з позитивним поперечним V створює великий запас стійкості, що негативно відбивається на поперечній керованості.

Для вантажних літаків є потреба покращити, тобто підвищити, функції керованості, тому кут V роблять негативним.

3.2. Горизонтальний політ

Горизонтальним польотом називається прямолінійний політ літака у вертикальній площині на постійній висоті.

У горизонтальному польоті на літак діють: вага літака G , прикладена в центрі ваги, піднімальна сила Y та сила лобового опору X , які прикладені в центрі тиску, сила тяги P , яка напрямлена по осі двигуна.

Для зручності вважатимемо, що всі сили прикладені в ЦМ (рис. 3.20):

$$Y = G \text{ або } C_Y \cdot S \cdot \rho \cdot V^2 / 2 = G. \quad (3.1)$$

Умовою рівномірності руху є рівність сили тяги і лобового опору:

$$P = X \text{ або } P = C_X \cdot S \cdot \rho \cdot V^2 / 2. \quad (3.2)$$

Літак буде підніматися (при $Y > G$) або знижуватися (при $Y < G$), тобто відбудеться скривлення траєкторії, якщо не забезпечується рівність піднімальної сили та ваги літака.

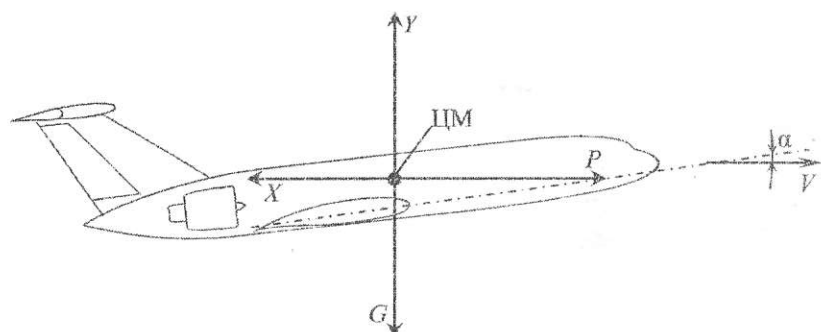


Рис. 3.20. Схема сил, що діють на літак у горизонтальному польоті

Літак буде летіти з прискоренням, а швидкість літака V , навпаки, зменшуватиметься, якщо тяга двигуна перевищуватиме силу лобового опору ($P > X$).

З умови постійності висоти польоту можна отримати формулу для визначення швидкості, потрібної для виконання горизонтального польоту:

$$V = (2 \cdot G / (C_Y \cdot S \cdot \rho))^{0.5}. \quad (3.3)$$

Із цієї формули видно, що потрібна швидкість горизонтального польоту залежить від польотної ваги літака G , густини повітря ρ , площі крила S і величини коефіцієнта піднімальної сили (кута атаки).

Формула (3.3) дає змогу вивести вираз для теоретично мінімальної швидкості V , що дозволяє здійснювати горизонтальний політ:

$$V_{\min} = (2 \cdot G / C_{Y_{\max}} \cdot S \cdot \rho)^{0.5}.$$

Отже, мінімальній швидкості польоту літака V_{\min} відповідає максимальний $C_{Y_{\max}}$.

Проте виконувати політ з теоретично мінімальною швидкістю V_{\min} не рекомендується, бо на критичних кутах атаки $\alpha_{\text{кр}}$ (коефіцієнт піднімальної сили має максимальне значення при $\alpha = \alpha_{\text{кр}}$) політ буде нестійким.

Практично безпечна мінімальна швидкість польоту дещо більша (до 15 %), ніж теоретична швидкість V_{\min} , бо політ відбувається на кутах атаки $\alpha < \alpha_{\text{кр}}$.

Із рівняння сталої швидкості можна дістати формулу для сили тяги $P_{\text{потр}}$, потрібну для виконання горизонтального польоту,

$$P_{\text{потр}} = 0,5 \cdot C_X \cdot S \cdot \rho \cdot V^2.$$

Оскільки $V^2 = 2 \cdot G / (C_Y \cdot S \cdot \rho)$, то, підставивши у формулу цей вираз, отримуємо

$$P_{\text{потр}} = G \cdot C_X / C_Y = G / K.$$

Як видно, потрібна тяга для виконання горизонтального польоту залежить від ваги літака і від аеродинамічної якості (зі збільшенням ваги літака під час польоту на тих же кутах атаки потрібна більша тяга).

Мінімальне значення потрібної тяги буде під час польоту з максимальною якістю (тобто з найвигіднішим кутом атаки):

$$P_{\text{потр. min}} = G / K_{\max}.$$

Виконуючи розрахунки льотних даних літака (швидкості польоту, висоти польоту, дальності польоту та тривалості польоту), зручно користуватися графічними залежностями тяг (потужностей) від швидкості та висоти польоту.

Ці залежності називають кривими М. Є. Жуковського (рис. 3.21, 3.22).

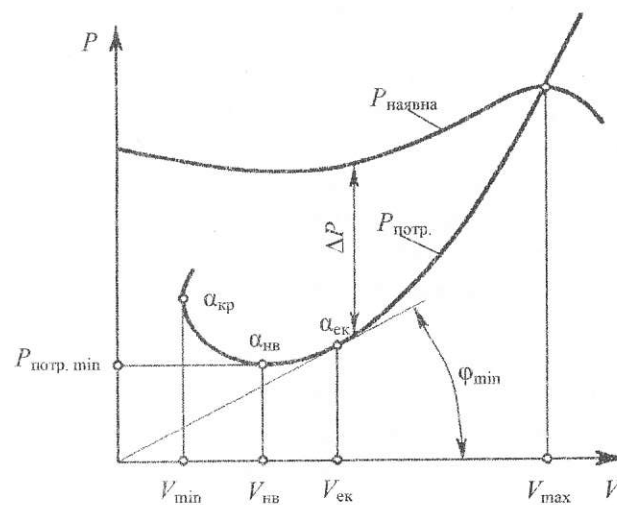


Рис. 3.21. Криві потрібних та наявних тяг

При побудові кривих потрібних тяг використовують рівняння сталої горизонтального польоту.

Вхідними даними для розрахунку є поляри літака, побудовані для різноманітних M , площа крила $S_{\text{к}}$, вага літака G , задана висота польоту літака H .

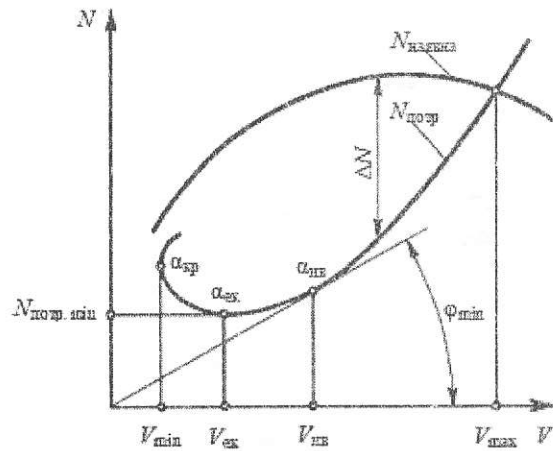


Рис. 3.22. Криві потрібних та наявних потужностей

Розрахунок зазвичай починають для висоти $H = 0$ і виконують у такій послідовності:

- задаються рядом значень чисел M та знаходять значення C_Y , відповідне польоту на даній висоті H і швидкості V із рівняння (3.1), яке визначає умову сталості висоти польоту;

- на полярі літака для обраного числа M та отриманого значення C_Y визначають із рівняння (3.2) величину C_X , а після цього обчислюють якість $K = C_Y/C_X$;

- розраховують значення потрібних тяг за формулою:

$$P_{\text{потр}} = G/K.$$

На підставі отриманих даних можна побудувати залежності $P_{\text{потр}} = f(V)$, на яких відкладаються значення кутів атаки.

Аналогічно можна провести розрахунок $P_{\text{потр}} = f(V)$ для інших висот. При цьому зі збільшенням висоти польоту через зменшення густини повітря криві $P_{\text{потр}} = f(V)$ зміщуються праворуч зі збільшенням нахилу правої гілки.

Розрахунок льотних даних літаків робиться при одночасному зображенні на одному аркуші кривих потрібних та наявних тяг $P_{\text{потр}} = f(V)$. Останні являють собою залежності тяги двигуна на максимальному режимі роботи від швидкості польоту літака та висоти. На рис. 3.21 як приклад показано криві наявних тяг, які побудовані для однієї висоти польоту.

За кривими потрібних та наявних тяг розглянемо характерні швидкості горизонтального польоту. Крайня ліва точка перетину кривої потрібної тяги з кривою наявних тяг відповідає мінімальній (теоретичній) швидкості польоту V_{min} . Крайня права точка перетину кривих потрібних та наявних тяг відповідає максимальній (теоретичній) швидкості польоту V_{max} , це найбільша швидкість, що досягається літаком у горизонтальному польоті за максимальної тяги двигуна.

Швидкість, що відповідає мінімальній потрібній тязі, називається найвигіднішою швидкістю горизонтального польоту. Різниця між V_{max} і V_{min} називається діапазоном швидкостей.

Зі збільшенням висоти польоту мінімальна швидкість збільшується, а максимальна зазвичай зменшується.

Для розрахунку льотних даних літаків з поршневіми або ТГВД зручніше користуватися порівнянням потрібних і наявних потужностей. Потужність, потрібна для горизонтального польоту, дорівнює тязі, помноженій на швидкість:

$$N_{\text{потр}} = P_{\text{потр}} V = G \cdot V/K.$$

Побудова кривої потрібної потужності подібна до побудови кривої потрібних тяг. На отриманий графік наноситься крива наявних потужностей $CU N_{\text{потр}}$ (рис. 3.22).

Найвигіднішу швидкість польоту літака можна визначити з графіка $N_{\text{потр}} = f(V)$, для цього з початку координат потрібно провести дотичну до даної кривої (точці дотику буде відповідати $V_{\text{нв}}$).

Справді, з формули, яка визначає потрібну потужність, видно, що

$$P_{\text{потр. min}} = (N_{\text{потр}}/V)_{\text{min}} = \text{tg } \varphi_{\text{min}},$$

де φ_{min} – кут нахилу дотичної.

Швидкість польоту, за якої потрібна потужність є найменшою, називається економічною швидкістю $V_{\text{ек}}$.

3.3. Підйом і зниження

Підйом літака являє собою прямолінійний рух літака по нахилу траєкторії вгору. Підйом літака вважається *сталим*, якщо при цьому швидкість зберігається сталою.

Схема сил, що діють на літак при підйомі з кутом нахилу траєкторії до горизонту θ , зображена на рис. 3.23.

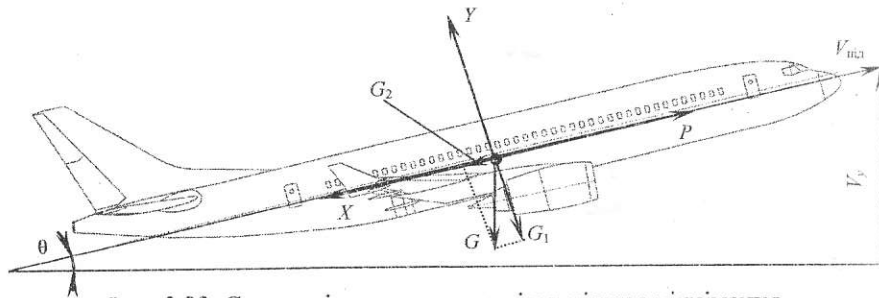


Рис. 3.23. Сили, які впливають на літак під час піднімання

Умови сталого підйому можна записати в такому вигляді:

$$P = X + G_2 = X + G \cdot \sin\theta, Y = G_1 - G \cdot \cos\theta.$$

Виходячи з того, що $Y = 0,5 \cdot C_Y \cdot S \cdot \rho \cdot V^2$, потрібна швидкість підйому літака дорівнюватиме:

$$V_{\text{під}} = V \cdot (\cos\theta)^{0,5}.$$

Під час підйому літака тяга витрачається на подолання лобового опору X і сили G_2 , яка є складовою ваги літака. Отже, для підйому необхідна тяга більша, ніж для горизонтального польоту з того ж кута атаки. Надлишок тяги ΔP , потрібний для набору висоти, визначається так:

$$\Delta P = P_{\text{потр}} - X = G \cdot \sin\theta.$$

Звідси можна розрахувати вертикальну швидкість підйому літака.

Оскільки $\sin\theta = V_y/V_{\text{під}} \approx V_y/V$, то $V_y = \Delta P \cdot V/G$, тобто очевидно, що:

$$V_{y \text{ max}} = (\Delta P \cdot V)_{\text{max}}/G.$$

Зниженням літака називається прямолінійний рух по нахилу вниз траєкторії. Зниження літака за відсутності тяги двигунів називається *планеруванням*. Схема сил, що діють на літак під час планерування, показана на рис. 3.24.

Рівняння сталого руху під час планерування мають такий вигляд:

$$Y = G \cdot \cos\theta; X = G \cdot \sin\theta.$$

Звівши обидва рівняння до квадрата та склавши праві й ліві частини нових рівнянь, отримаємо

$$Y^2 + X^2 = G^2, \text{ або } G = (Y^2 + X^2)^{0,5}.$$

Як видно, під час планерування вага літака врівноважується повною аеродинамічною силою. З першого рівняння руху літака під час планерування можна дістати вираз для швидкості планерування

$$V_{\text{пл}} = (2 \cdot G \cdot \cos\theta / (C_Y \cdot S \cdot \rho))^{0,5} \text{ або } V_{\text{пл}} = V \cdot (\cos\theta)^{0,5}.$$

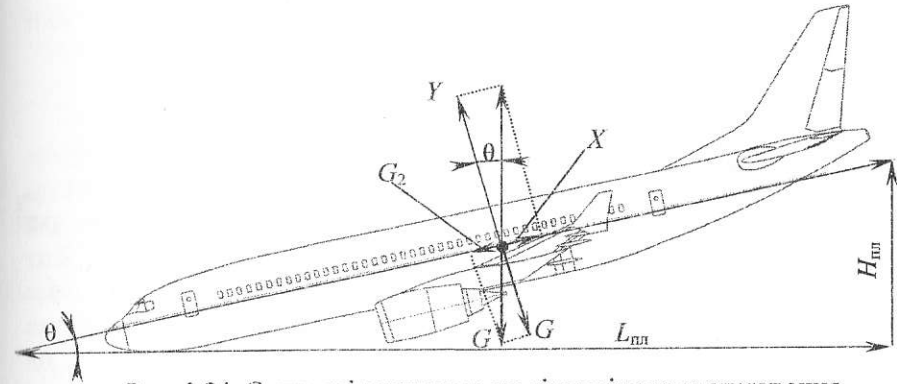


Рис. 3.24. Сили, які впливають на літак під час планерування

Зі схеми сил, що діють на літак під час планерування, видно, що $\text{ctg}\theta = Y/X = K$.

Звідси випливає, що найбільш полого планерування θ_{min} відбувається під час польоту з кутом атаки $\alpha_{\text{пв}}$, за якого $K = K_{\text{max}}$.

Дуже важливою характеристикою планерування є *відстань планерування* $L_{\text{пл}}$, тобто відстань по горизонту, яку проходить літак від початку до кінця планерування. Із рис. 3.24 легко помітити, що

$$L_{\text{пл}}/H_{\text{пл}} = Y/X = K \text{ або } L_{\text{пл}} = H_{\text{пл}} K,$$

де $H_{\text{пл}}$ – висота планерування.

Найбільша відстань планерування відповідає планеруванню з $\alpha_{\text{пв}}$, тобто за максимальної аеродинамічної якості.

На відстань планерування істотно впливає вітер. За наявності вітру відстань планерування змінюється:

$$L_{\text{пл}} = H_{\text{пл}} \cdot K \pm wt,$$

де t – час планерування, протягом якого діяв вітер; w – швидкість вітру.

Зустрічний вітер зменшує, а вітер, що збігається з рухом літака, збільшує $L_{\text{пл}}$. Рівність сил під час зниження з працюючими двигунами запишемо так:

$$P = X - G \sin\theta; Y = G \cos\theta,$$

де P – тяга двигунів.

3.4. Зліт та посадка

Зліт літака складається з етапів розбігу по землі, відриву та набору висоти. Під час розбігу літак здійснює пришвидшений рух по землі до швидкості, відповідної відриву від землі $V_{\text{відр}}$, зі збільшенням кута атаки в кінці розбігу.

За цієї швидкості величина піднімальної сили дорівнює вазі літака. Швидкість відриву можна розрахувати за формулою

$$V_{\text{відр}} = (2 \cdot G / (C_{Y_{\text{відр}}} \cdot S \cdot \rho))^{0,5},$$

при цьому беруть $C_{Y_{\text{відр}}} = 0,85 C_{Y_{\text{max}}}$.

Після відриву від землі здійснюється набір висоти за одночасного розгону літака. Літаки з малим надлишком тяги після відриву переходять у режим підтримання сталої висоти для збільшення швидкості, потрібної для продовження зльоту. Зліт літака закінчується після досягнення ним певної висоти, що зазвичай дорівнює 10,6 або 25 м. Проекція траєкторії зльоту літака від початку розбігу до моменту набору зазначеної висоти на горизонтальну площину літака називається *довжиною злітної дистанції*.

Довжина злітної дистанції $L_{\text{зл}}$ залежить від величини швидкості відриву $V_{\text{відр}}$, тягоозброєності літака (відношення тяги двигунів до ваги літака), стану атмосфери (густини повітря, швидкості вітру) та ін. Зменшенням $V_{\text{відр}}$ або збільшенням тягоозброєності літака можна значно змінювати злітну відстань $L_{\text{зл}}$.

Для відриву літака за наявності зустрічного вітру потрібна менша швидкість відносно землі та менша довжина розбігу.

Для наближеного визначення довжини розбігу $L_{\text{розб}}$ можна скористатися формулою: $L_{\text{розб}} = V^2 / 2g \cdot (P/G - f)$, де P – тяга всіх двигунів на швидкості $0,7 V_{\text{відр}}$; f – коефіцієнт тертя кочення (для сухого бетону $f = 0,02 - 0,03$).

Посадка є завершальним етапом польоту літака та складається зі зниження, вирівнювання, витримання, приземлення й пробігу по землі до повної зупинки. Під час зниження двигуни створюють незначну тягу.

Зниження зазвичай здійснюється зі швидкістю, що перевищує мінімальну швидкість польоту ЛА на 25–30 %, задля уникнення можливого зриву потоку. У кінці зниження літак вирівнюють так, щоб траєкторія його руху стала паралельною до землі. Щоб вирівняти літак, треба збільшити кут α , при цьому C_Y зростає, а V зменшиться. Після вирівнювання літак продовжує летіти на малій висоті з поступовим зменшенням швидкості за збільшення кута α (для збереження рівняння $Y = G$).

Після досягнення посадкової швидкості, коли піднімальна сила стає меншою за вагу літака, літак торкається землі. Швидкість у

момент приземлення називається *посадковою* та приблизно розраховується за формулою:

$$V_{\text{пос}} \approx 0,94 \cdot (2 \cdot G / (C_{Y_{\text{max}}} \cdot S \cdot \rho))^{0,5}.$$

Завершальним етапом посадки є пробіг літака по землі, під час якого швидкість зменшується від посадкової до нуля. Горизонтальна проекція траєкторії посадки літака з висоти 10,6 м або 25,0 м до закінчення пробігу називається *довжиною посадкової дистанції* $L_{\text{пос}}$.

Щоб скоротити $L_{\text{пос}}$, потрібно домагатися зниження посадкової швидкості й застосовувати різноманітні гальмівні прилади.

Однак зменшення посадкової швидкості обмежене величиною $C_{Y_{\text{max}}}$. Збільшення $C_{Y_{\text{max}}}$ можливе в разі застосування так званої механізації крила.

У ролі гальмівних приладів можуть застосовуватися колісні гальма, гальмівні лижі, повітряні гальма, аеродромні гальмівні прилади, реверси тяги (зміна напрямку тяги двигунів). Застосування цих засобів дозволяє скоротити довжину пробігу у 2–2,5 рази.

3.5. Віраж

Віражем називають криволінійний політ літака в горизонтальній площині. Віраж – це найбільш поширений вид криволінійного польоту, що слугує для зміни напрямку польоту. Розрізняють *правильний* і *неправильний* віражі.

Правильним віражем називається політ літака по дузі кола зі сталим радіусом, на сталій висоті зі сталою швидкістю та без ковзання, бо вектор швидкості лежить у площині симетрії літака (рис. 3.25). Під *ковзанням* розуміють кут між вектором швидкості й площиною симетрії літака.

Неправильний віраж – це політ літака по криволінійній траєкторії з ковзанням і змінною величиною радіуса.

Для виконання віражу потрібна сила, що прагне до центру. Отримати її можна, якщо здійснити крен літака на деякий кут. Кутом крену називають кут між площиною симетрії літака й вертикальною площиною.

Розглянемо умови правильного віражу (рис. 3.25). Рівняння правильного віражу, виходячи зі схеми сил, які діють при цьому на літак, можна записати в такому вигляді:

– умова польоту в горизонтальній площині:

$$Y_B = G = Y \cdot \cos \gamma;$$

– умова сталості швидкості польоту:

$$P = X.$$

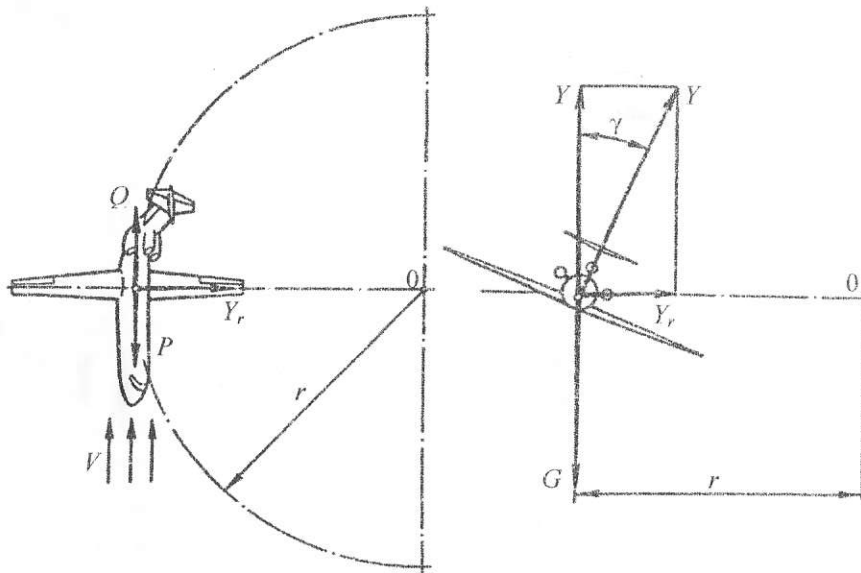


Рис. 3.25. Сили, які впливають на літак під час віражу

Умова криволінійного руху по дузі кола радіуса має такий вигляд:

$$G \cdot V_B^2 / (g \cdot r) = Y \cdot \sin \gamma.$$

Отже, під час віражу на літак діють сили, що врівноважують тягу двигунів і лобового опору літака, вертикальну складову піднімальної сили, а також вагу літака. Горизонтальна складова піднімальної сили не врівноважена та слугує силою, що прагне до центру, спричиняючи скривлення траєкторії.

Під час віражу Y повинна бути більшою, ніж у звичайному горизонтальному польоті. Отже, при віражі величину перевантаження можна визначити через співвідношення Y до Y при горизонтальному польоті:

$$n_b = V_{\text{вир}} / V_{\text{гл}} = Y_{\text{вир}} / G,$$

де n_b – перевантаження.

У горизонтальному польоті перевантаження дорівнює одиниці, бо в цьому разі піднімальна сила рівна вазі літака. При віражі

очевидно, що величина піднімальної сили (перевантаження) повинна бути тим більша, чим більший крен літака.

Оскільки під час віражу $G = Y \cdot \cos \gamma$, то $n_b = Y / (Y \cdot \cos \gamma) = 1 / \cos \gamma$.

Отже, за правильного віражу перевантаження визначається тільки кутом крену й не залежить від типу та ваги літака. Характерними параметрами віражу є швидкість і радіус траєкторії. Оскільки для виконання віражу піднімальна сила має бути збільшена, то очевидно це можливо здійснити, збільшивши швидкість.

Вище було з'ясовано, що однією з умов правильного віражу є рівняння:

$$G = Y \cdot \cos \gamma \text{ або } G = 0,5 \cdot C_Y \cdot S \cdot \rho \cdot V^2 \cdot \cos \gamma.$$

Розв'язуючи отримане рівняння відносно швидкості, дістанемо:

$$V_B = (2 \cdot G / (C_Y \cdot S \cdot \rho \cdot \cos \gamma))^{0,5} \text{ або } V_B = V \cdot n^{0,5}.$$

Радіус віражу можна знайти з умови криволінійного руху літака під час віражу. Установлено, що:

$$G \cdot V^2 / (g \cdot r) = Y \cdot \sin \gamma,$$

звідси визначимо радіус віражу:

$$r = 2 \cdot G / (g \cdot \rho \cdot C_Y \cdot S \cdot \sin \gamma).$$

Наведена формула дозволяє оцінити вплив різноманітних чинників на радіус віражу. Однак у цю формулу в явному вигляді не входить швидкість, яка, певно, впливає на радіус віражу.

Як же розрахувати величину радіуса правильного віражу, якщо відома необхідна швидкість? Із рис. 3.25 видно, що:

$$V_r = V_B \cdot \text{tg} \gamma = G \cdot \text{tg} \gamma, \text{ а } Y_r = G \cdot V_B^2 / (g \cdot r).$$

Прирівнявши праві частини рівнянь, отримаємо вираз для радіуса віражу:

$$r = V_B^2 / (g \cdot \text{tg} \gamma).$$

Ця формула показує, що радіус віражу зі збільшенням швидкості за сталого кута крену зростає, а в разі збереження сталої швидкості зі збільшенням кута крену зменшується.

Але швидкість чинить на радіус віражу значно більший вплив, ніж крен літака. Остання формула радіуса віражу дозволяє визначити час виконання віражу:

$$t = 2 \cdot \pi \cdot r / V_B = 2 \cdot \pi \cdot V_B / (g \cdot \text{tg} \gamma).$$

Як видно, час віражу меншою мірою, ніж радіус, залежить від швидкості.

Запитання та завдання для самоперевірки

1. Чим характеризується сталий, а чим неусталений рух літального апарата?
2. Що називають стійким польотом літака?
3. Визначте стани стагичної стійкості твердого тіла.
4. Що називають керованістю літака?
5. Що називають повздовжньою рівновагою та некерованістю?
6. Яким рівнянням визначається повздовжня стійкість літака?
7. Як змінюється повздовжня стійкість літака від переміщення його центру мас?
8. Що називають поперечною стійкістю літака?
9. Яким рівнянням визначається поперечна стійкість літака?
10. Якими органами керування порушується поперечна рівновага літака? І як це робиться?
11. Що називають шляховою стійкістю літака та за яких умов вона може бути порушена?
12. Що називають бічною стійкістю та за яких умов вона може бути порушена?
13. Що називають горизонтальним польотом літака?
14. Яким рівнянням руху визначаються умови горизонтального польоту?
15. Що таке криві залежності М. Є. Жуковського?
16. Що називають підйомом літака?
17. Яким рівнянням можна записати підйом літака?
18. Яким рівнянням можна визначити відстань планерування?
19. Що називають зниженням літака й планеруванням?
20. Що називають зльотом літака?
21. Що називають посадкою літака?
22. Що називають правильним віражем літака?
23. Що називають неправильним віражем літака?
24. Як можна розрахувати радіус віражу?

Розділ 4

ЗАГАЛЬНІ ВІДОМОСТІ ПРО ЛІТАКИ ТА СИЛИ, ЩО ДІЮТЬ НА НИХ У ПОЛЬОТІ

4.1. Льотні характеристики літаків

Ефективність використання ЛА як транспортного засобу визначають його ЛТХ. Зупинимось на загальноприйнятих визначеннях ЛТХ ЛА.

Максимальна швидкість польоту – швидкість сталого горизонтального польоту при використанні повної потужності або тяги СУ.

Відстань польоту – найбільша відстань, яку літак може подолати по прямій без поповнення запасу палива.

Відстань *істотно* залежить від висоти й швидкості польоту.

Стеля літака – це гранична висота, на яку літак може піднятися та на якій він може виконувати горизонтальний політ без подальшого набору висоти (*теоретична стеля*).

На відміну від теоретичної, *практична стеля* – це висота, на якій літак ще володіє деякою умовною вертикальною швидкістю.

Під поняттям *динамічної стелі* розуміють висоту, що досягається літаком не лише за рахунок повної потужності або тяги двигунів, але й за рахунок запасу кінетичної енергії, якої набуває літак під час розгону до набору висоти.

Тривалість польоту – це час, упродовж якого літак може бути в повітрі до повного вироблення палива.

Відстань L та тривалість T польоту за відомого запасу палива $G_{\text{пал}}$ визначаються за допомогою величин кілометрової витрати палива h_k (кг/км) та годинної витрати палива $h_{\text{год}}$ (кг/год)

$$L = G_{\text{пал}} / h_k;$$

$$T = G_{\text{пал}} / h_{\text{год}}.$$

Характеристики витрати палива залежать від ваги літака, що змінюється в польоті, аеродинамічної якості літака, швидкості й висоти польоту.

Швидкопідйомність – час набору літаком заданої висоти. Швидкопідйомність залежить від вертикальної швидкості підйому.

Вантажопідйомність – вага вантажів, зокрема й пасажирів, які є на літаковій, при заданій польотній вазі й запасі палива.

Замість терміна «вантажопідйомність» найчастіше використовують термін «комерційне навантаження».

Злітно-посадкові характеристики (ЗПХ) – це характеристики, що дають змогу визначати розміри та клас аеродромів, на яких може експлуатуватися літак. До ЗПХ належать: довжина розбігу при зльоті й довжина пробігу при посадці, злітна та посадкова швидкості літака. Льотно-технічні характеристики ЛА в процесі розвитку авіаційної науки й техніки постійно поліпшуються.

4.2. Основні конструктивні елементи літака

Нині існує багато типів літаків, але незважаючи на це всі літаки мають одні і ті самі основні агрегати, що виконують подібні функції. До таких агрегатів належать: крило, фюзеляж, ГО та ВО, шасі й СУ.

Розглянемо призначення кожного з них.

Крило створює піднімальну силу під час руху літака в повітрі. Усі конструкції крила становлять приблизно 9–12 % злітної ваги літака.

Крім піднімальної сили, крило забезпечує поперечну стійкість та несе на собі органи поперечного керування – *елерони*. До крила часто кріпляться СУ, головні опори шасі, усередині крила зазвичай міститься паливо.

Крила літаків оснащують також закрилками, передкрилками, інтерцепторами та іншими приладами, що слугують для поліпшення ЗПХ літаків. Ці прилади називають *засобами механізації крила*.

Фюзеляж, або корпус літака, слугує для розміщення екіпажу, пасажирів, вантажів, інколи двигунів і опор шасі (як носових, так і основних), а також для з'єднання основних частин літака в одне ціле. Вага конструкції фюзеляжу становить приблизно 8–10 % ваги літака.

Горизонтальне оперення забезпечує повздовжню стійкість (стабілізацію) та керування (див. розд. 3). Воно складається з нерухомої або обмежено рухомої частини стабілізатора й рухомої частини – керма висоти.

Вертикальне оперення здійснює шляхову стабілізацію й керування в площині (див. розд. 3). Воно складається з нерухомої частини – кіля й рухомої частини – керма напрямку.

На надзвукових літаках ГО, а інколи й ВО роблять суцільно-поворотним, тобто цілком керуючим.

Усі конструкції ГО й ВО становлять 1,5–5 % ваги літака.

Шасі являє собою систему опор на колесах або лижах, що забезпечують літакові розбіг під час зльоту, пробіг після посадки, пересування по летищу та стоянку.

Під час руху літака шасі сприймає статичні та динамічні навантаження, оберігає конструкцію літака від руйнування, за рахунок роботи інших елементів конструкції шасі. Усі конструкції шасі становлять близько 4–7 % ваги літака.

Силова установка, необхідна для створення сили тяги, являє собою комплекс двигунів з агрегатами, системами та приладами, що забезпечують роботу двигунів у різноманітних умовах польоту.

Поршневий двигун створює тягу ПГ, ТГвД з допомогою ПГ і частково реакцією газів, а реактивний двигун тільки реакцією газів.

4.3. Класифікація літаків

4.3.1. Класифікація літаків за призначенням

Різнманітність літаків зумовила потребу класифікувати літаки за різними ознаками.

З-поміж численних ознак, за якими можна класифікувати літаки, найбільш важливою є їхнє призначення (рис. 4.1). Ця ознака визначає ЛТХ, розміри і компонування літака, склад обладнання на ньому та ін.

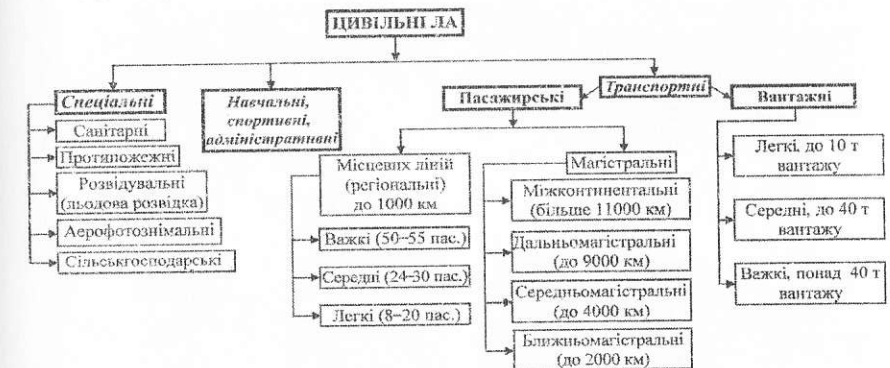


Рис. 4.1. Класифікація цивільних літаків за призначенням

За цією ознакою усі літаки ЦА поділяють на (рис. 4.2–4.9):

- транспортні;
- пасажирські;
- спеціального використання і навчальні;
- спортивні;
- адміністративні.

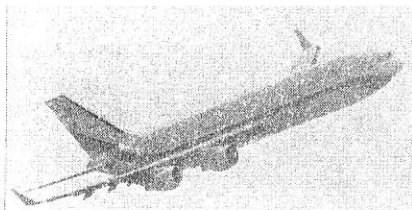


Рис. 4.2. Міжконтинентальний пасажирський літак Іл-96

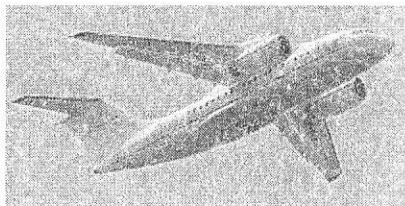


Рис. 4.3. Близькомагістральний пасажирський літак Ан-148

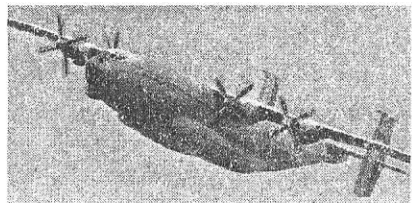


Рис. 4.4. Дальньомагістральний вантажний літак Ан-22 «Ангей»



Рис. 4.5. Прогіпожежний літак Ан-32П

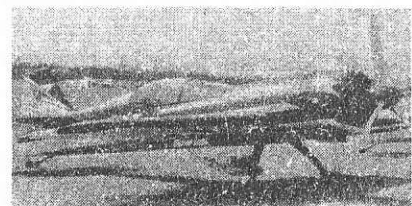


Рис. 4.6. Спортивний літак Су-26



Рис. 4.7. Регіональний літак Л-410

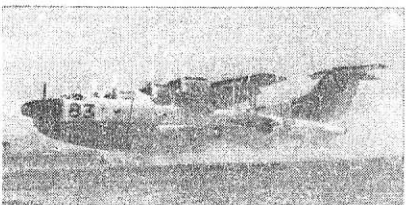


Рис. 4.8. Пошуково-рятувальний літак Shin Meiwa US-1

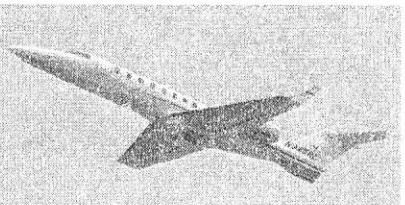


Рис. 4.9. Адміністративний літак Learjet 45

Транспортні літаки призначені для перевезення пасажирів, пошти і різноманітних вантажів, а тому поділяються на пасажирські й вантажні. Часто той самий літак буває конвертованим, тобто вантажним або пасажирським, відрізняючись тільки обладнанням.

Під час проектування літаків розв'язуються три основних завдання: забезпечити безпеку польотів, отримати високі економічні і експлуатаційні показники, забезпечити комфорт для пасажирів.

Вантажні літаки від пасажирських відрізняються відсутністю побутового обладнання, збільшеними розмірами вантажних кабін, силовою підлогою, приладами на борту для механізації вантажних робіт. Ці літаки повинні володіти великою вантажопідйомністю й економічністю.

Літаки спеціального застосування виконують найрізноманітніші завдання в сільському та лісовому господарствах, займаються аерофотозніманням, досліджують атмосферу, ведуть розвідку рибних косяків, простежують міграцію звірів тощо.

Навчальні літаки використовуються для навчання пілотів та інших членів екіпажу.

4.3.2. Класифікація літаків за аеродинамічною схемою

Аеродинамічна схема літака характеризується кількістю і взаємним розташуванням його несних частин (крила й оперення). Сучасні літаки ЦА – це переважно моноплани класичної або нормальної зрідка схеми «качка» (рис. 4.10) чи схеми «літаюче крило».

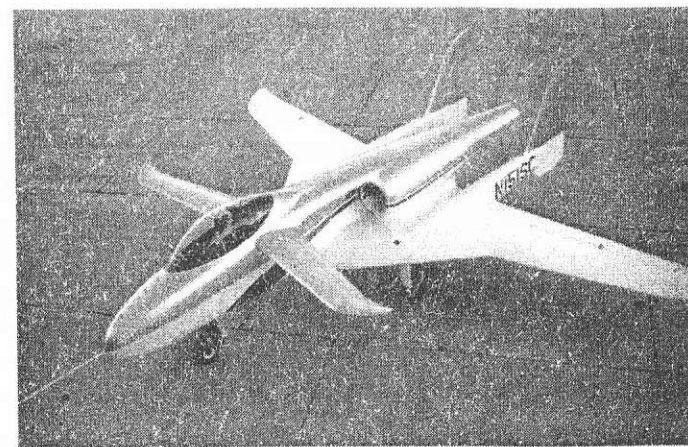


Рис. 4.10. Літак схеми «качка»

Для літаків класичної схеми характерним є розташування горизонтального й вертикального оперення за крилом (рис. 4.11). Це найпоширеніша схема літаків у ЦА.



Рис. 4.11. Класична схема літака Boeing 767

Класична схема добре досліджена та має низку переваг над іншими схемами:

– перед крилом немає жодних частин, що могли б створювати йому «аеродинамічну тінь» і знижувати його несну спроможність на всіх режимах польоту;

– розміщення оперення ззаду крила дає можливість обрати оптимальні розміри носової частини фюзеляжу та допомагає зменшити площу ВО за рахунок ефективності створення дестабілювального (шляхового) моменту носовою частиною фюзеляжу відносно вертикальної осі літака;

– скорочення носової частини фюзеляжу поліпшує огляд передньої півсфери.

Разом з перевагами схема має істотні недоліки:

- робота ГО в скісному і збуреному крилом потоці значно знижує його ефективність, що викликає потребу застосовувати ГО більшої площі (а отже, і маси). Винесення ГО зі збуреного потоку, наприклад розташування його на ВО, теж не розв'язує проблеми – зростає маса ВО і фюзеляжу;

- майже на всіх режимах польоту ГО створює негативну піднімальну силу, унаслідок чого зменшується піднімальна сила всього літака, причому втрати піднімальної сили особливо великі на режимах зльоту й посадки. Щоб нейтралізувати це явище, слід збільшувати площу крила, що призведе до збільшення його маси.

У схемі «качка» ГО (див. рис. 4.10) розміщене на передній частині фюзеляжу перед крилом. Переваги такої схеми такі:

– крило не порушує характеру обтікання ГО, а горизонтальне оперення в польоті створює позитивну піднімальну силу;

– за досягнення більших кутів атаки зрив потоку на ГО автоматично переводить літак на малі кути атаки, що зменшує небезпеку переходу крила на закритичні кути атаки;

– переміщується фокус літака назад при збільшенні швидкості на цій схемі меншою мірою, ніж на класичній схемі, що призводить до меншої зміни ступеня повздожньої статичної стійкості літака і полегшує його керуваність.

Недоліками цієї схеми є:

- зменшення шляхової стійкості через збільшення дестабілювального моменту, створюваного подовженою носовою частиною фюзеляжу й порівняно малого плеча сили ВО;

- при зриві потоку на ГО відбувається не лише вихід літака на менші кути атаки, але й його «просідання» внаслідок зменшення його загальної піднімальної сили. Це явище особливо небезпечне на режимах зльоту та посадки через близькість Землі;

- наявність у носовій частині фюзеляжу ГО погіршує огляд нижньої півсфери.

Літаки схеми «літаюче крило» (рис. 4.12) не мають ГО і можуть не мати фюзеляжу. Літак із фюзеляжем, що не має ГО, часто називають «безхвісткою» (рис. 4.13).

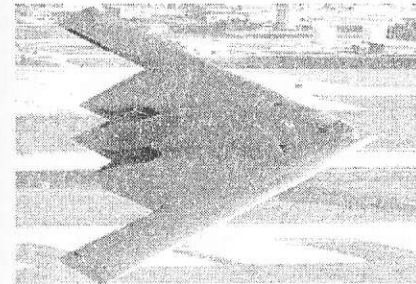


Рис. 4.12. Літак схеми «літаюче крило» B-2

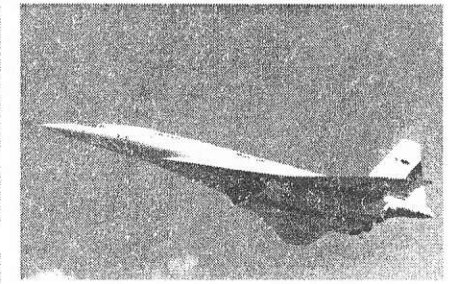


Рис. 4.13. Літак схеми «безхвістка» Ту-144

Літак схеми «літаюче крило» має такі переваги:

– володіє мінімальним аеродинамічним опором;

– має найменшу масу, оскільки вся основна маса літака сконцентрована в крилі, що створює піднімальну силу;

– відсутність фюзеляжу дає незначний дестабілювальний момент відносно вертикальної осі (шляхова стійкість). Це дає змогу

істотно зменшити площу ВО. Стабілізацію і керування літаком можна здійснити і без використання ВО (у птахів «ВО» немає).

Недоліком цієї схеми є складність забезпечення стійкості польоту ЛА.

Літак схеми «безхвістка» має такі переваги:

- зменшений лобовий аеродинамічний опір, що особливо важливо для літаків з великою швидкістю, зокрема крейсерською (зменшується витрата палива);

- велика жорсткість крила на кручення, що поліпшує його характеристики аеропружності;

- високі характеристики маневреності.

Основні недоліки цієї схеми:

- для балансування літака на деяких режимах польоту частину засобів механізації задньої кромки крила (закрилків) і кермових поверхонь треба відхилити вгору, що зменшує піднімальну силу літака;

- суміщення органів керування літака відносно горизонтальної і повздовжньої осей (унаслідок відсутності КВ) погіршує характеристики його керованості. Відсутність спеціалізованого оперення змушує кермові поверхні, розміщені на задній кромці крила, виконувати функції й елеронів, і КВ. Ці кермові поверхні називають *елевонами*. Характеристики керованості погіршуються й через незначне плече елевонів до осі фюзеляжу, що спричиняє потребу збільшити їхні розміри і масу;

- використання частини засобів механізації для балансування літака погіршує його ЗПХ. Доводиться здійснювати зліт і посадку без використання механізації крила, оскільки повздовжній момент, який виникає при її відхиленні, практично нічим зрівноважити. Це призводить до того, що треба встановлювати крило значно більшої площі, і опір крила знову зростає.

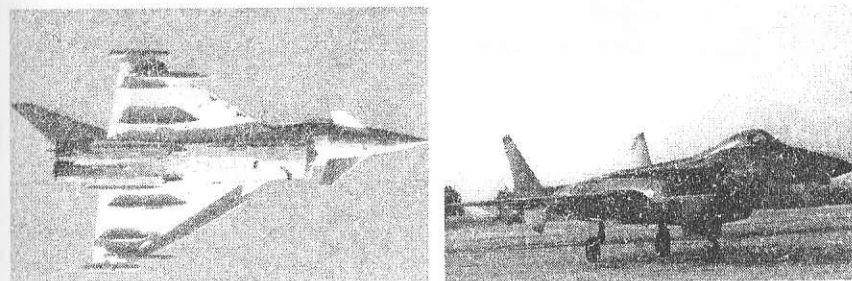
Виготовляють також літаки таких аеродинамічних схем:

- комбінованої;
- конвертованої;
- тандемної.

До *комбінованої схеми* відносять літаки, які мають ГО й у хвостовій, і в носовій частинах фюзеляжу (рис. 4.14).

Ця схема дозволяє використовувати *безпосереднє керування піднімальною силою*. При цьому носове ГО разом із закрилками

створюють додаткову піднімальну силу. Момент тангажа, який виникає в цьому разі, буде спрямований на збільшення кута атаки. Для відбиття цього моменту хвостове ГО повинно створити момент на зменшення кута атаки.



а

б

Рис. 4.14. Літаки комбінованої схеми: а – «Тайфун»; б – МіГ-1.44

Для цього сила на хвостовому ГО теж має бути спрямована вгору, тобто відбувається прирощення піднімальної сили на носовому ГО, на крилі і на хвостовому ГО без повороту його в повздовжній площині.

У цьому разі ЛА піднімається без будь-яких еволюцій відносно свого ЦМ.

І навпаки, за такого аеродинамічного компонування літака він може здійснювати еволюції відносно ЦМ у повздовжній площині не змінюючи траєкторії свого польоту. Можливість такого маневрування значно поліпшує тактико-технічні характеристики маневрених літаків, особливо в поєднанні з системою безпосереднього керування боковою силою. Для цього літак повинен мати не лише хвостове, але й носове ВО. Подібне компонування найчастіше застосовують у маневрених – військових літаках.

Літаки *конвертованої схеми* мають у носовій частині фюзеляжу *дестабілізатор* (рис. 4.15).

Функцією дестабілізатора є зменшення в певних межах, а то й повне унеможливлення зміщення назад аеродинамічного фокуса літака на надзвукових режимах польоту. Це збільшує маневрені характеристики літака (для військових, наприклад – винищувач), збільшує дальність або зменшує витрату палива (важливо для надзвукових пасажирських літаків).

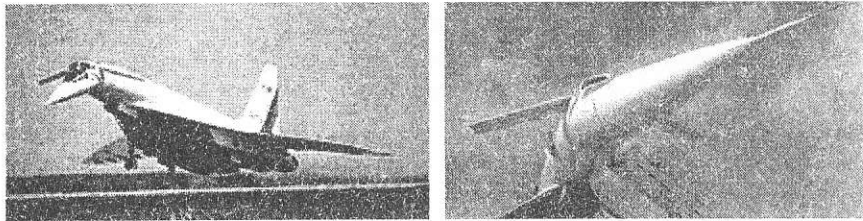


Рис. 4.15. Літак Ту-144 «літаюча лабораторія»:
а – посадка літака; б – носова частина

Дестабілізатори можуть також використовуватися на режимах зльоту-посадки для компенсації пікірування, яке виникає при відхиленні механізації крила (закрилки, передкрилки, щитки) або носової частини літака (наприклад, літаки Ту-144, Concorde), під час виконання польоту на дозвукових швидкостях, де стабілізатор прибирається всередину фюзеляжу або встановлюється в режим роботи флюгера (вільно орієнтується за потоком).

Однак наявність дестабілізатора ускладнює конструкцію, підвищує масу та знижує надійність ЛА. Саме тому дестабілізатори застосовують не часто.

Для ЛА схеми «тандем» (рис. 4.16) характерне розташування двох крил одне за одним. Таке рішення використовують, щоб збільшити площу крила за тих же значень його розмаху і довжини фюзеляжу, що зменшує питоме навантаження на крило.

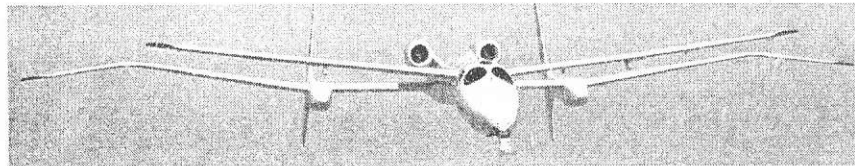


Рис. 4.16. Літак Proteus схеми «тандем»

Недоліками такої схеми передусім є великий аеродинамічний опір, збільшення моменту інерції, особливо відносно поперечної осі літака. Крім того, при збільшенні швидкості польоту змінюються характеристики повздовжнього балансування літака. Кермові поверхні на таких літаках можуть розташовуватися як безпосередньо на крилах, так і на оперенні.

Літаки схеми «тандем» не мають широкого застосування.

4.3.3. Класифікація літаків за конструктивними ознаками

Конструктивні ознаки літаків різноманітні. Так, літаки можна класифікувати за:

- кількістю і розташуванням крил;
- типом фюзеляжу;
- формою та розміщенням оперення;
- типом, кількістю та розташуванням двигунів;
- схемою шасі, кількістю та взаємним розташуванням опор.

У наш час моноплан є основним типом літака. За розміщенням крила відносно фюзеляжу розрізняють *низькоплани*, *середньоплани* та *високоплани*.

Низькоплан – літак з нижнім розташуванням крила відносно фюзеляжу. За низького розташування крила конструктивно простіше розмістити хвостове оперення вище крила й вивести його із зони затінення, яке створює крило, стояки шасі стають компактними, полегшеними за вагою з простою кінематикою прибирання. За такої схеми літака менша небезпека для пасажирів та екіпажу буде під час аварійної посадки, оскільки приземлення (приводнення) відбувається на крило, що також значно знижує ймовірність капотування (рис. 4.17).

Однак низькоплан з аеродинамічного погляду через взаємний вплив крила та фюзеляжу (*інтерференції*) є менш вигідним.

Середньоплан – літак із середнім розташуванням крила, який має кращі аеродинамічні якості, бо в нього загальний опір, що визначається інтерференцією крила й фюзеляжу, найменший. Недоліком літака з середнім розташуванням крила є необхідність пропускати поздовжні силові елементи крила через фюзеляж, що ускладнює розміщення в цьому місці вантажів, обладнання та пасажирів (рис. 4.18). Ця схема отримала розвиток здебільшого в бойових літаках.

Високоплан – літак, у якого крило кріпиться у верхній частині фюзеляжу. *Інтерференція* між крилом і фюзеляжем у такого літака мінімальна, зменшується можливість потрапляння у двигун твердих частинок з поверхні аеродрому, гарний огляд нижньої півсфери, легкість завантаження або розвантаження літака (рис. 4.19, 4.20).

Разом з перевагами ця схема має й недоліки, зокрема ускладнене обслуговування СУ при розташуванні двигунів на крилі, необхідність підсилення конструкції нижньої частини фюзеляжу. Класифікація літаків за ознаками наведена на рис. 4.21.



Рис. 4.17. Широкофюзеляжний літак Aerobus A-320

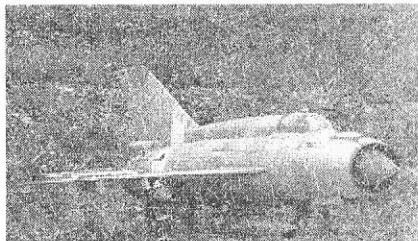


Рис. 4.18. Типовий представник схеми середньоплан MiГ-21

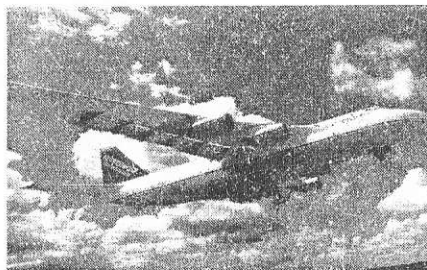


Рис. 4.19. Транспортний літак Ан-124 «Руслан»



Рис. 4.20. Пасажирський літак Ан-140

Розглянемо в цій групі класифікацію за кількістю й розташуванням крил. За кількістю крил літаки поділяються на моноплани (з одним крилом) і біплани, із коробкою крил (два крила) (рис. 4.21, 4.22).

Літаки з високо розташованим крилом поширені в транспортній авіації для перевезення вантажів, але експлуатуються й для перевезення пасажирів (див. рис. 4.19, 4.20, 4.21).

Літаки розрізняють також за типом фюзеляжу. Більшість літаків мають фюзеляжі, що зв'язують між собою крило, хвостове оперення та слугують для розміщення екіпажу, пасажирів, вантажу й обладнання. Фюзеляжі, що не мають оперення, називають *гондолами*. Оперення в цьому випадку зав'язане в силову схему з крилом двома балками. Така схема зручна для вантажних літаків.

У літаків може бути два або три фюзеляжі, так звана багатофюзеляжна схема (рис. 4.23). Літак без фюзеляжу називається «літаючим крилом». Функції фюзеляжу може виконувати гондола, вмонтована в крило, або саме крило, якщо літак має великі розміри (див. рис. 4.12).

Залежно від типу шасі літаки поділяють на *сухопутні*, *гідролітаки* та *амфібії* (рис. 4.24).

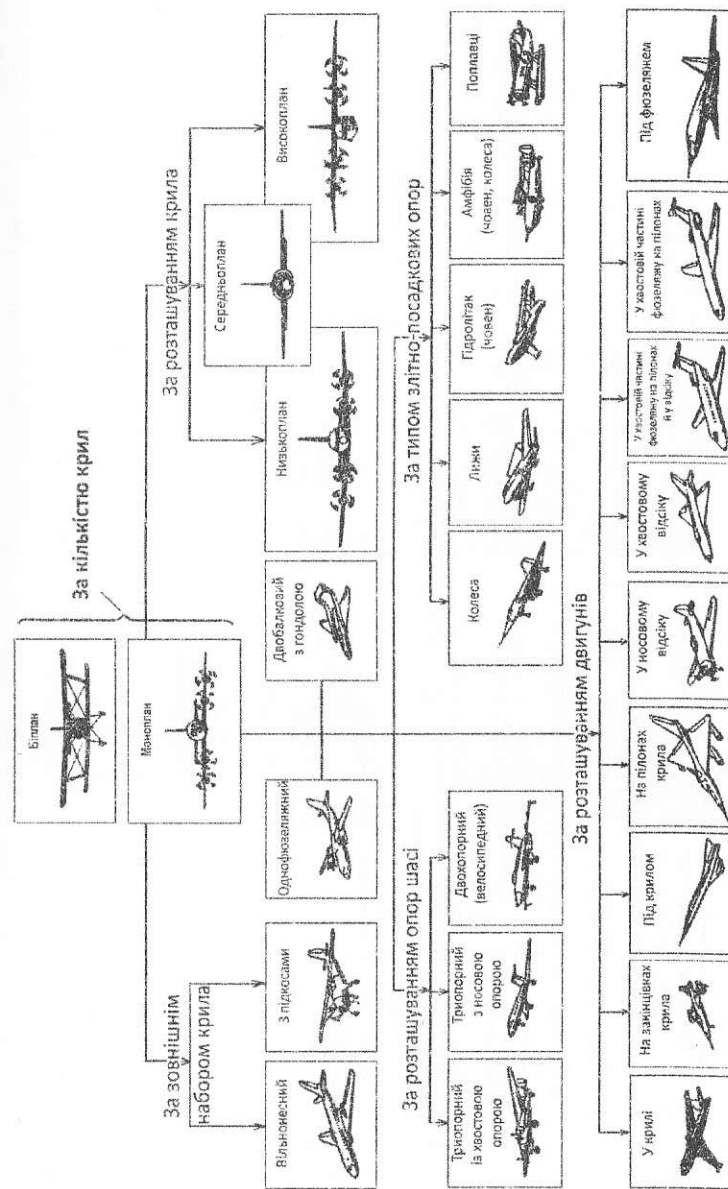


Рис. 4.21. Класифікація літаків за конструктивними ознаками

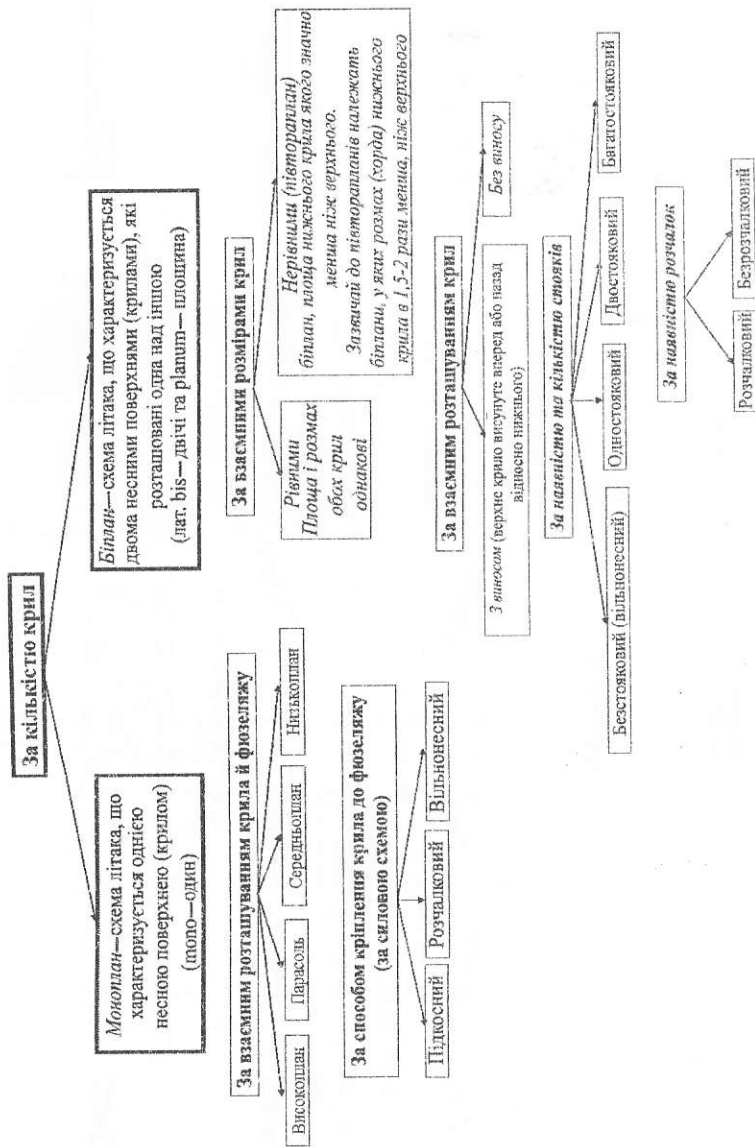


Рис. 4.22. Класифікація літаків за аеродинамічною схемою крила

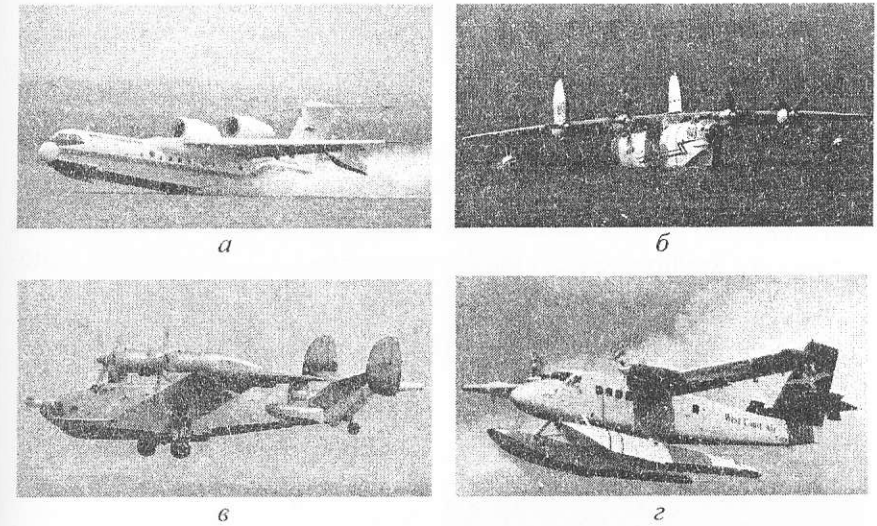


Рис. 4.24. Гідролітаки та амфібії:
 а — зліт з води літака-амфібії Бе-200; б — літаючий човен;
 в — літак-амфібія Бе-12; г — двооплавковий гідролітак DHC-6

Гідролітаки поділяють на дві групи: *човнові* та *поплавкові*. У гідролітаків човнової схеми фюзеляж слугує для розміщення екіпажу, пасажирів, вантажів і обладнання, а також для зльоту з води й посадки на неї. У гідролітаків поплавкової схеми для зльоту й посадки слугують спеціальні поплавки (рис. 4.24).

Шасі сухопутних літаків буває: колісним, лижним та гусеничним. Гусеничні шасі не поширені. Лижний варіант можна розглянути на прикладі літака Ан-2 (рис. 4.25).

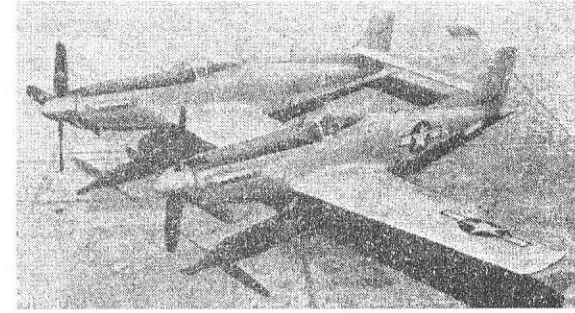


Рис. 4.23. Двофюзеляжний P-82A Twin Mustang

Сухопутні літаки з колісним шасі можуть бути виконані (залежно від кількості опор) на двох-, три, та багатоопорних схемах. Двохопорне (велосипедне) шасі найчастіше використовується на літаках з підкрильними допоміжними опорами (рис. 4.26).

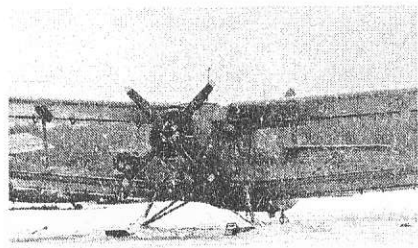


Рис. 4.25. Лижний варіант літака Ан-2

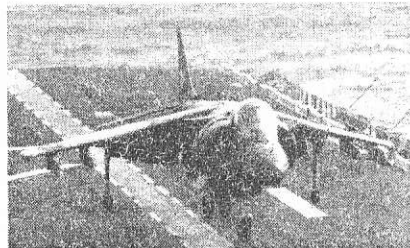
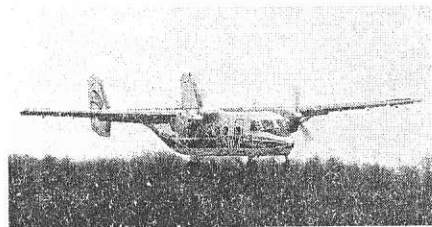
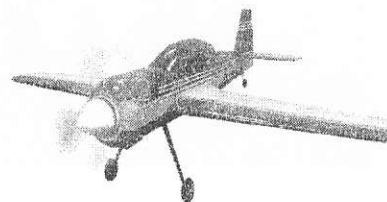


Рис. 4.26. Велосипедне шасі літака AV-8

Трьохопорне шасі може виконуватися у двох варіантах – з передньою або хвостовою опорами (рис. 4.27–4.29). Багатоопорне шасі застосовують на тих літаках, для яких виникає обмеження щодо стоянкової завантаженості коліс (рис. 4.30–4.32). Переваги й недоліки цих схем будуть розглянуті в підрозд. 5.5



a



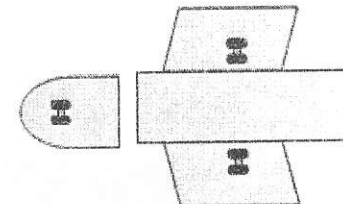
б

Рис. 4.27. Трьохопорне шасі: *a* – з носовим колесом (літак Ан-38); *б* – із хвостовим колесом (літак Су-29)

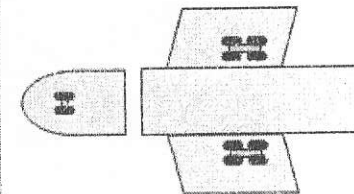
Літаки розрізняють також за типом, кількістю та розташуванням двигунів. За типом двигунів літаки можна поділити на поршневі (рис. 4.25, 4.27, *б*), турбогвинтові (рис. 4.27, *а*) та турбореактивні двоконтурні (ТРДД) (рис. 4.28–4.32).

Щодо кількості двигунів, то літаки можуть бути з одним (рис. 4.25, 4.27), двома (див. рис. 4.27, *а*, 4.28, 4.29), трьома (див. рис. 4.33), чотирма (див. рис. 4.30, 4.31) та шістьма (див. рис. 4.32).

Тип та кількість двигунів визначає їхнє розміщення на літакові. Розміщення двигуна повинно задовольняти аеродинамічні вимоги, а зміна тяги не повинна істотно впливати на балансування літака і його стійкість. Обслуговування, ремонт та заміна двигуна мають бути по можливості простими.



a



б

Рис. 4.28. Трьохопорне шасі пасажирських літаків сімейства Airbus: *a* – літак А-321-200; *б* – літак А-313-300

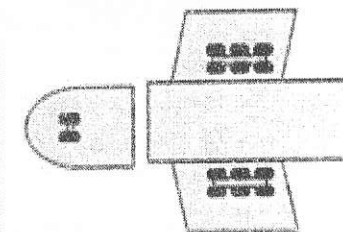
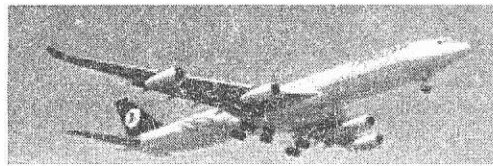
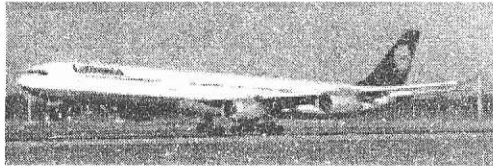


Рис. 4.29. Трьохопорне шасі пасажирського літака Boeing 777-200



a



б



в

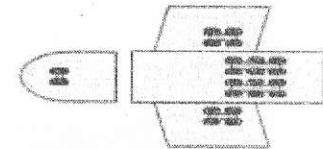
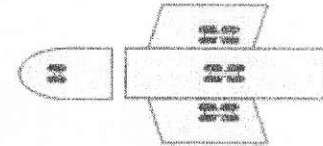
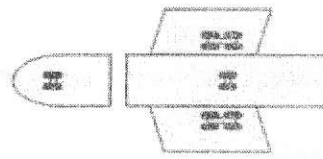


Рис. 4.30. Багатоопорне шасі пасажирського літака сімейства Airbus:
a – літак А-340; *б* – літак А-340-500 (модифікований); *в* – літак А-380



Рис. 4.31. Багатоопорне шасі пасажирського літака Boeing-747-400

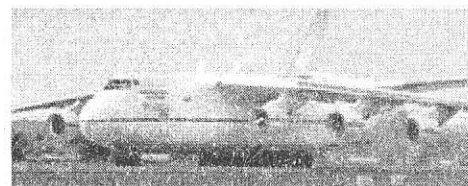
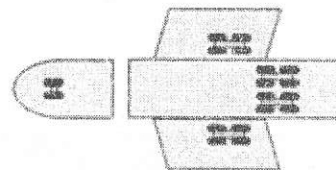
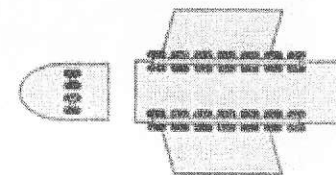


Рис. 4.32. Багатоопорне шасі пасажирського літака Ан-225 «Мрія»



a



б

Рис. 4.33. Літаки з трьома двигунами:
a – літак Lockheed L-1011 TriStar; *б* – літак DC-10-30F

Поршневі та ТГвД найчастіше розташовують на крилі (у багатомоторних літаках), а ТРДД – усередині фюзеляжу, всередині крила, під крилом або над крилом (рис. 4.34, *a*), у добре обтічних гондолах і на фюзеляжі.

Багато проєктованих літаків мають двигуни, розташовані з боків фюзеляжу у хвостовій його частині (рис. 4.34, *б*).



a



б

Рис. 4.34. Літаки з двома двигунами:
a – літак Ан-74TK300; *б* – літак Learjet-60

Таке розташування двигунів має низку переваг перед двигунами, розміщеними на крилі, а саме: зменшується величина моменту, що розвертає літак, у разі відмови одного з двигунів; «крило чисте», має високу аеродинамічну якість; значно знижується шум у пасажирській кабіні.

Недоліками такого розташування двигунів є: більш посилені та більш важка хвостова частина фюзеляжу; подовжені комунікації керування двигунами.

4.4. Загальні вимоги до конструкції літака

До літака в умовах його виробництва й експлуатації висувається низка різноманітних вимог. Зупинимося на загальних вимогах:

1. Аеродинамічні вимоги визначаються оптимальними формами й параметрами, що забезпечують задані ЗПХ. Літак повинен бути стійким та добре керованим на всіх режимах польоту, безпечно злітати та здійснювати посадку.

2. Вимоги міцності визначаються найбільш істотними видами навантажень, які діють на силові елементи конструкції й вузли в будь-яких випадках польоту, зльоту, посадки й руху по аеродрому (ці навантаження визначаються згідно з нормами міцності).

3. Вимоги жорсткості визначаються деформацією конструкції літака. У польоті недопустимі надмірні деформації, що можуть призвести до виникнення небезпечних вібрацій конструкції та залишкових деформацій. Недостатня жорсткість конструкції може призвести до її передчасного зруйнування.

4. Вимога найменшої маси визначає один з головних показників досконалості конструкції літака. При обраних параметрах літака потрібно раціонально визначити їхні конструктивно-силові схеми, прагнучи ефективно використати елементи силового набору крила, фюзеляжу й оперення.

5. Вимоги експлуатаційного комплексу: надійність, що забезпечується міцністю та жорсткістю конструкції, безвідмовним функціонуванням його систем і обладнання протягом заданого проміжку часу; простота технічного обслуговування (ТО) при періодичному огляді; можливість ремонту; можливість заміни основних агрегатів і вузлів конструкції в процесі експлуатації літака; високі економічні показники, тобто якомога менша собівартість польоту; великий ресурс і висока вагова віддача.

6. Вимоги щодо виробничо-технологічного комплексу визначаються прогресивними й економічними процесами в технології виробництва.

Від пасажирських літаків вимагається вигідне розміщення пасажирів, забезпечення комфорту на борту, створення найбільш сприятливих умов життєдіяльності для організму людини.

Не можна не помітити суперечності багатьох з перелічених вимог. Неможливо, наприклад, забезпечити максимальну міцність конструкції за мінімальної ваги, добру тривалість і водночас добру маневреність та керованість.

Неможливість одночасного задоволення суперечливих вимог унеможливило створення багатоцільового літака. Будь-який літак проектується під розв'язання конкретних завдань залежно від його призначення.

4.5. Авіаційні матеріали

Авіаційні матеріали повинні мати: високі фізико-механічні властивості в широкому діапазоні температур; високі технологічні властивості для обробки з урахуванням передових технологічних процесів у літакобудуванні (штампування, зварювання, лиття, термообробка та ін.). Крім того, під час вибору матеріалу слід ураховувати його вартість і дефіцитність.

У конструкції сучасних літаків застосовуються різноманітні матеріали: легкі алюмінієві, магнієві та титанові сплави, декоративні тканини, гума, пластмаси та ін. Доцільність застосування того або іншого матеріалу визначає його технічні властивості та сферу застосування. Для оцінювання придатності певного матеріалу в силовій каркасній схемі літака користуються поняттям його питомої міцності. Питома міцність матеріалу виражається відношенням межі міцності до його питомої ваги (σ / γ).

Наведемо приклад питомої міцності основних металів літакових конструкцій при роботі на розтяг (σ / γ):

- титан – $22,6 \cdot 10^5$ см, ($\sigma = 1,0$ кПа);
- легована сталь – $20,4 \cdot 10^5$ см, ($\sigma = 1,6$ кПа);
- нержавіюча сталь – $17,01 \cdot 10^5$ см, ($\sigma = 1,3$ кПа);
- магнієвий сплав – $16,5 \cdot 10^5$ см, ($\sigma = 0,3$ кПа);
- алюмінієвий сплав – $15,8 \cdot 10^5$ см, ($\sigma = 0,44$ кПа).

Розглянемо характеристики найбільш уживаних матеріалів.

Алюмінієві сплави застосовуються в конструкціях літаків, що літають у діапазоні дозвуків і трансзвукових швидкостей. Широке використання гами алюмінієвих сплавів пояснюється високими значеннями їхньої питомої міцності й гарними технологічними властивостями.

З алюмінієвих сплавів у літакових конструкціях використовуються листи, профілі, труби та ін. Це сплави Д16, В95, АМц та ін. з міцністю $\sigma = 0,35\text{--}0,61$ кПа. Істотним недоліком алюмінієвих сплавів є їхня низька теплова міцність. Цей матеріал зберігає достатньо високі механічні властивості в діапазоні температур до $100\text{--}150$ °С.

Сталеві сплави використовуються в усіх літакових конструкціях. Це болтові з'єднання, стикові вузли крил, фюзеляжу та оперення, елементи стояків шасі та вузли установлення й кріплення двигунів.

Характеристики сталей, що використовуються в літакобудуванні, можуть за бажанням бути змінені в досить широкому діапазоні за допомогою термічної обробки (гарту, відпуску, відпалу, нормалізації). До речі, сталь 30ХГСА залежно від термообробки змінює міцність на розтяг від 0,7 до 2,1 кПа.

У конструкціях крил, фюзеляжу та оперення надзвукових літаків застосовуються жаростійкі сталі.

Магнієві сплави при високих значеннях питомої міцності володіють порівняно низькими значеннями межі міцності, тому вони використовуються для зменшення ваги в конструкціях слабко навантажених деталей, наприклад, для барабанів коліс шасі, штурвалів, качалок, колонок, педалей керування та ін.

Титан і його сплави – високоміцні й термоміцні метали. У літакобудуванні поширені вітчизняні сплави ВТ1 і ВТ6. Вони використовуються для деталей і конструктивних елементів, які працюють за температури 400–500 °С. Титанові сплави володіють високим значенням питомої міцності на межі міцності при розтягу разом з малою питомою вагою.

Поряд з металами в авіації застосовують композиційні матеріали на основі волокон бору, скловолокна або вуглець-волокна з різноманітними заповнювачами. Як заповнювач використовується щільник з алюмінієвої фольги. Матричною основою пластиків є фенольні, епоксидні та інші смоли. Використання таких матеріалів дозволило істотно знизити масу деяких конструктивних елементів, наприклад, оперення.

У літакобудуванні, окрім металів та сплавів, для несилкових елементів застосовуються гума, пінопласт, поролон, плексиглас, фторопласт та багато інших матеріалів.

4.6. Сили, що діють на повітряне судно в польоті

Вивчаючи сили, що впливають на повітряне судно (ПС) чи його частини в польоті і під час руху по землі, використовують метод кінетостатики, в основі якого лежить принцип Д'Аламбера.

Цей принцип формулюється так: тіло, що рухається, можна розглядати в конкретний момент часу, як таке, що перебуває в рівновазі під впливом усіх діючих на нього сил, включно з силами інерції.

Використовуючи метод кінетостатики, можна порівняно просто (на підставі рівнянь руху) визначити навантаження, які діють на елементи конструкції ПС, що рухається, а за навантаженнями обчислити зусилля в їхніх елементах.

Визначаючи нормативні навантаження для розрахунку на міцність конструкції ПС сили, що впливають на неї, поділяють на *масові та поверхневі*.

Масові сили впливають на конструкцію, її елементи і пропорційні їхнім масам. До них належать вага та інерційні сили.

Поверхневі сили впливають на поверхні (прикладені до них) конструкції і її частин. До них належать аеродинамічні сили, тяга двигунів (гвинтів), реакція землі при посадці та сили взаємодії між елементами конструкції.

За поступального руху літака в повітрі рівнодійні R_n – поверхневих сил літака й R_m – масових сил літака та вантажів, що містяться всередині нього, пройдуть відповідно через ЦМ літака.

Відповідно до принципу Д'Аламбера, у цей момент часу літак і вантажі під впливом цих сил можна розглядати як такі, що перебувають у рівновазі. Тоді для літака загалом можна записати:

$$\bar{R}_n + \bar{R}_m = 0, \text{ звідки випливає, що } \bar{R}_n = -\bar{R}_m,$$

де \bar{R}_n – вектор рівнодійної поверхневих сил (сума векторів аеродинамічних сил і тяги двигунів); \bar{R}_m – вектор рівнодійної масових сил (ваги й інерційних сил).

За рівності векторів їхні модулі дорівнюють $\bar{R}_n = \bar{R}_m$. Аналогічні вирази можуть бути записані окремо для будь-якого вантажу в літаку

$$\bar{R}_{ni} + \bar{R}_{mi} = 0, \bar{R}_{ni} = -\bar{R}_{mi}.$$

У розділі 3.2 були розглянуті умови горизонтального польоту та сили, які впливають на літак на цьому режимі польоту.

У горизонтальному польоті масовою силою є тільки вага літака G , а поверхневі складаються з піднімальної сили Y , сили лобового опору Q і сили тяги P .

Піднімальна сила Y менша ваги літака G у сталих режимах піднімання або зниження літака. Частина ваги літака за сталого

піднімання врівноважується тягою двигунів (гвинтів), а під час зниження горизонтальна складова ваги виконує роль тяги та врівноважується силою лобового опору.

4.7. Навантаження літака в криволінійному польоті

Під час виконання польоту літак може зазнавати впливу перевантажень, що направлені вздовж осей X , Y , Z . Найбільшими перевантаженнями є перевантаження в напрямку осі Y , які будуть розглядатися нижче.

У криволінійному польоті (рис. 4.35) на літак діють ті самі сили, що і в горизонтальному польоті, але вони не перебувають у рівновазі. У результаті додавання ці сили дають деяку неврівноважену силу. Згідно з другим законом Ньютона, літак буде рухатися з прискоренням у напрямку цієї сили. Загалом криволінійний політ прискорення можна розкласти за двома напрямками:

$j_t = dV/dt$ – уздовж траєкторії польоту;

$j_n = V^2/r$ – перпендикулярно до траєкторії польоту.

Прискорення j_t та j_n викликають інерційні сили:

$N_t = m(dV/dt)$ – тангенціальну, що приводить до зміни поступальної швидкості V по траєкторії;

$N_n = mV^2/2$ – інерційну відцентрову силу, де $m = G/g$ – маса літака; r – радіус кривизни траєкторії; g – прискорення вільного падіння.

Сила N_t порівняно мала й під час розв'язання питань міцності нею зазвичай нехтують.

Використавши принцип Д'Аламбера, спроектуємо всі сили на осі: перпендикулярно до напрямку руху й за напрямком руху, та прирівняємо суму проєкцій сил до нуля (проєкцією сили тяги для літаків звичайних схем нехтують, а враховують цю силу для апаратів вертикального зльоту й посадки):

$$V - G \cdot \cos \theta - N_n = 0, \text{ або } V = G \cdot \cos \theta + G \cdot V^2/(g \cdot r) = G \cdot (\cos \theta + V^2/(g \cdot r)).$$

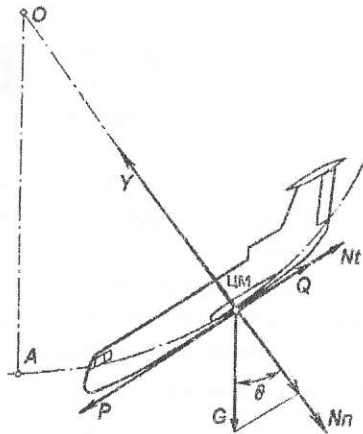


Рис. 4.35. Сили, що діють на літак у криволінійному польоті

Кут θ є змінним, у точці А траєкторії (див. рис. 4.35) дорівнює нулю ($\cos \theta = 1$), тоді $Y = G(1 + V^2/(gr))$. (4.1)

З отриманої формули бачимо, що в розгляданому випадку піднімальна сила більша маси літака.

4.8. Поняття «перевантаження»

Для спрощення обчислень сил, що впливають на ПС в різноманітних режимах руху, використовується прийом подання абсолютних значень силових чинників в уніфікованому безрозмірному вигляді, як уніфікувальна одиниця використовується величина прискорення вільного падіння. Сили та прискорення, виражені за допомогою цього прийому, позначаються терміном *перевантаження*.

Повне перевантаження – це величина векторна, прикладена в ЦМ об'єкта, що має той же напрямок, що й сумарна поверхневих сил, та являє собою відношення сумарної поверхневих сил R_n до модуля ваги G об'єкта в даний момент часу:

$$\bar{n} = \bar{R}_n / G.$$

Тобто повне перевантаження являє собою сумарну поверхневих сил з модулем у безрозмірному вигляді.

Однак коли маса об'єкта $m = \text{const}$, то повне перевантаження може бути виражене:

$$\bar{n} = \bar{i} \cdot a \cdot m / (g \cdot m), \quad \bar{n} = \bar{i} \cdot a / g,$$

де \bar{i} – одиничний вектор; a – модуль повного прискорення об'єкта від поверхневих сил; g – модуль прискорення вільного падіння.

У такий спосіб повне перевантаження виражає в безрозмірному вигляді також повне прискорення об'єкта, а ця властивість істотно спрощує розрахунки.

Модуль перевантаження R_n/G (або a/g) називається *коефіцієнтом перевантаження*.

У сталому горизонтальному польоті коефіцієнт повного перевантаження $n = 1$ (див. формулу (4.1)).

При польоті з прискоренням коефіцієнт повного перевантаження показує, у скільки разів поверхневі сили більші чи менші від поверхневих сил у горизонтальному польоті цього літака.

Поняття «перевантаження» застосовується й до сил, що діють на окремі частини й вантажі ПС, наприклад, повне перевантаження вантажу вагою G_i запишеться так:

$$\bar{n} = \bar{R}_n / G_i.$$

Значення граничних перевантажень на організм людини

Час дії в секундах	Напрямок інерційних сил		
	голова – ноги	ноги – голова	спина – груди
0,1	23	-10	23
1,0	9	-5	16
10	5	-4	13

4.9. Норми льотної придатності

У процесі розроблення ЛА виникає необхідність задати величини граничних зовнішніх навантажень на конструкцію й величини її граничних деформацій.

Розрахунок авіаційних конструкцій ведеться за станом руйнування, а правильність розрахунків та виготовлення зразку перевіряється руйнуванням зразка загалом чи частинами.

Методи визначення граничної завантаженості та граничних деформацій наведено в «Нормах льотної придатності». Цей документ є результатом спільної роботи великих наукових колективів і являє собою звід методів та вимог, обов'язкових до виконання.

«Норми льотної придатності» цивільних ПС є складником «Авіаційних правил».

«Авіаційні правила» – документ на рівні закону, що регламентує розроблення, виробництво та експлуатацію цивільних ПС.

Такі документи розробляються країнами чи об'єднаннями країн на підставі зводу вимог до літаків Міжнародної організації цивільної авіації (ІСАО).

«Норми льотної придатності» регламентують величини й характер розподілу розрахунково-руйнівних навантажень (перевантажень n^p) на конструкцію загалом і її частини та елементи зокрема. Для різних режимів зльоту, польоту й посадки ПС задають граничні величини швидкісного напору q і значення коефіцієнта безпеки f .

Під дією перевантажень, що можуть виникнути в процесі експлуатації, ПС не повинне зруйнуватися, а в його частинах не повинні виникнути залишкові деформації.

Перевантаження, за якого відбувається руйнування конструкції, називається руйнівним.

Для аналізу завантаженості елементів конструкції ПС повне перевантаження подають через її проєкції на потокові чи зв'язані з ПС координатні осі X, Y, Z :

$$\bar{Y} = \bar{R}_{ny}, \quad \bar{X} = \bar{R}_{nx}, \quad \bar{Z} = \bar{R}_{nz}.$$

Коефіцієнти перевантажень по осях набудуть такого вигляду:

$$n_x = X/G, \quad n_y = Y/G, \quad n_z = Z/G.$$

Ці вирази справедливі для розрахунку перевантажень у ЦМ ПС. Для елементів, що не лежать у ЦМ, під час руху з обертанням ПС перевантаження змінюється за рахунок відцентрових зусиль. Так, у випадку польоту з обертанням щодо осі Z у точці конструкції, що відстоїть від ЦМ та має координати x та y , коефіцієнти перевантажень визначають за формулами:

$$n_x = n_x + y \cdot w^2/g;$$

$$n_y = n_y + x \cdot w^2/g,$$

де w – кутова швидкість щодо осі Z .

Коефіцієнт повного перевантаження, якщо відомі модулі проєкцій перевантаження (коефіцієнти перевантаження) за трьома взаємно перпендикулярними осями, знаходиться за формулою:

$$n = (n_x^2 + n_y^2 + n_z^2)^{0,5}.$$

Вплив перевантажень (прискорень) у польоті на організм людини може викликати хворобливі відчуття, головний біль, кровотечу з носа, втрату зору, свідомості та руйнування внутрішніх органів. Фізіологічний вплив перевантаження на організм залежить від величини, напрямку, повторюваності, перевантаження і стану організму.

Під дією інерційних під час прискорення тіла окремі органи прагнуть переміститися один відносно одного.

Найбільш стрімко переміщається під дією прискорення – кров відносно судин. Напрямок прискорення призводить до відтоку крові від голови, серця та легенів до ніг, або до притоку крові до них.

Тому дія перевантаження великою мірою залежить від положення тіла щодо напрямку прискорення.

У табл. 4.1 наведено значення граничних перевантажень для людини з гарним здоров'ям залежно від напрямку й тривалості дії інерційних сил.

Отже, фізіологічний вплив прискорень на організм людини обмежує величину перевантажень, що призначаються при розрахунках ПС на міцність.

Максимально допустимі експлуатаційні перевантаження повинні бути завжди меншими від розрахункових перевантажень n^p і меншими від граничних перевантажень для людини, а для пасажирських ПС також меншими від перевантажень, не прийнятних за умовами комфорту.

Число, що показує, у скільки разів розрахункове перевантаження n^p більше за максимальне експлуатаційне перевантаження n^e , називається коефіцієнтом безпеки

$$f = n^p/n^e.$$

Розрахункове навантаження по осі Y визначається в такий спосіб:

$$Y^p = n_y^p \cdot G = f \cdot n_y^e \cdot G.$$

Що більший коефіцієнт f , то надійніше працює конструкція, але, з іншого боку, збільшення f призводить до збільшення маси конструкції та робить ЛТХ значно гіршими. У зв'язку з цим в «Авіаційних правилах» залежно від типу й маси ПС задаються найменші допустимі значення коефіцієнтів безпеки.

«Авіаційні правила» поділяють літаки на три класи:

- маневрені;
- обмежено маневрені;
- неманеврені.

Перший клас – це надлегкі та спортивні літаки.

Другий – літаки спеціального призначення і транспортні з польотною масою менш ніж 8,5 т.

До третього класу належать усі транспортні літаки з масою понад 8,5 т.

Для забезпечення міцності ПС при всіх можливих видах навантаження в експлуатації в нормах міцності передбачені групи розрахункових випадків за видами: польотні, злітні, посадкові та наземної експлуатації.

Кожен розрахунковий випадок має буквене позначення: A, B, C тощо. Для кожного польотного розрахункового випадку задається метод визначення максимального експлуатаційного перевантаження n_y^e , коефіцієнт безпеки f і одна з двох величин: C_y – коефіцієнт піднімальної сили чи q – швидкісний напір.

Ці величини для конкретного літака зв'язані між собою співвідношенням: $m \cdot g \cdot n_y^e = C_y \cdot q \cdot S$, де m – польотна маса літака; g – прискорення вільного падіння; S – площа крила літака.

Не менш важливе значення мають норми жорсткості. Вони регламентують допустимі деформації частин ПС (прогини і т. ін.), найбільші величини навантажень, за яких не повинні виникати залишкові деформації, а також формують вимоги з критичних швидкостей ПС.

Запитання та завдання для самоперевірки

1. Що називають максимальною швидкістю польоту літака?
2. Що називають відстанню польоту літака?
3. Що називають швидкопідйомністю літака?
4. Що називають корисним навантаженням літака?
5. Які основні конструктивні групи має літак?
6. Для чого призначена механізація крила літака?
7. Що входить до складу механізації крила літака?
8. Поясніть призначення горизонтального та вертикального оперення.
9. Поясніть призначення шасі.
10. Поясніть призначення та назвіть склад рушійної установки літака.
11. Наведіть класифікацію літаків за конструктивною схемою.
12. Наведіть класифікацію літаків за аеродинамічною схемою.
13. Як класифікують літаки за конструктивними ознаками?
14. Яким загальним вимогам повинен відповідати літак?
15. Які матеріали застосовуються в конструкціях сучасних літаків?
16. Які сили, що діють на літак, належать до поверхневих сил?
17. Які сили, що діють на літак, належать до масових сил?
18. Які сили навантажують літак у криволінійному польоті?
19. Що називають максимальним експлуатаційним перевантаженням літака?
20. Що називають розрахунково-руйнівним перевантаженням літака?
21. Що називають коефіцієнтом безпеки?
22. Як перевантаження впливає на стан людини?
23. Що регламентує документ «Авіаційні правила»?

Розділ 5

КОНСТРУКЦІЯ Й РОБОТА ОСНОВНИХ ЧАСТИН ЛІТАКА

Сучасний літак складається з таких основних функціональних груп: планер, шасі, функціональні системи, СУ, система життєзабезпечення, група допоміжних енергетичних систем. Планер літака зазвичай має крило, фюзеляж, оперення і шасі.

5.1. Крило

Крило є основною несною поверхнею літака і призначене для створення аеродинамічної піднімальної сили. Крім цього головного призначення, крило забезпечує поперечну стійкість та керованість (за допомогою елеронів). Крило може бути обладнане засобами механізації для поліпшення ЗПХ літака. Внутрішній об'єм крила використовується для паливних баків та деякого обладнання; на крилі можуть розташовуватися СУ, шасі, озброєння та додаткове обладнання. Крім загальних вимог до крила, відповідно до призначення ставляться вимоги меншого опору в польоті, найбільшого приросту коефіцієнта піднімальної сили при використанні механізації та забезпечення характеристик стійкості й керованості на всіх етапах польоту.

Крило складається з каркаса з повздовжнім (лонжерони, стрингери) і поперечним (нервюри) силовим набором та обшивки (рис. 5.1).

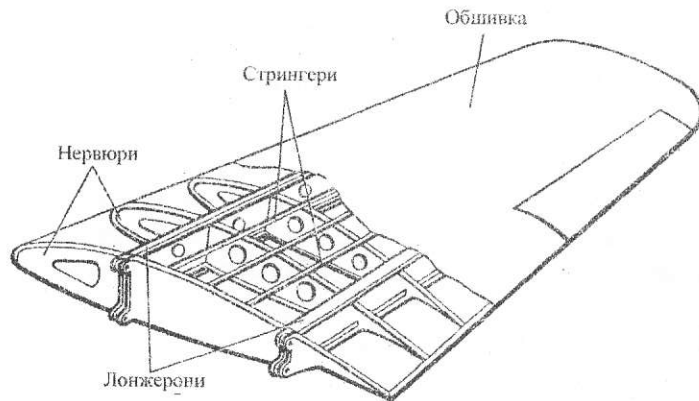


Рис. 5.1. Конструктивна схема крила

Найважливішими моментами в розвитку літака, пов'язаними з конструкцією крила, були завершені у 30-х роках ХХ ст. перехід від схеми біплана до вільно несучого моноплана та перехід від прямого крила до стрілоподібного, що розпочався наприкінці 40-х – на початку 50-х років. На важких літаках з великою дальністю польоту, для яких важливим є збільшення аеродинамічної якості, схема моноплана дозволила збільшити з цією метою розмах крила, а для більш енергоємних літаків (винищувачів) – використати зменшення площі крила та лобового опору для підвищення швидкості польоту. Створення вільно несних монопланів стало можливим завдяки будівельній механіці конструкції та профілюванню крила, а також застосуванню високоміцних матеріалів. Застосування стрілоподібного крила дозволило реалізувати потенційні можливості подальшого збільшення швидкості польоту при застосуванні ГТД. При досягненні деякої швидкості польоту (критичного числа $M_{\text{крит}}$) на крилі утворюються місцеві надзвукові зони зі стрибками ущільнення, що призводить до появи хвильового опору.

Для стрілоподібного крила внаслідок принципу ковзання виникнення таких несприятливих явищ відсувається в область більш високих швидкостей польоту ($M_{\text{крит}}$ більше, ніж у прямого крила), а при надзвуковому обтіканні інтенсивність стрибків ущільнення, що утворюються, більш слабка. Кут стрілоподібності в крила звукового літака становить $20\text{--}35^\circ$, а в надзвукового літака досягає $40\text{--}60^\circ$.

У 50–80-х роках минулого століття створено багато літаків різних типів із ТГВД та турбореактивними двигунами (ТРД), які відрізняються швидкістю й профілем польоту, маневреністю та іншими властивостями, а тому на них використовуються крила, різноманітні за формою в плані, подовженням, відносною товщиною, конструктивно-силовою схемою тощо. Поряд зі стрілоподібним дуже поширеним є трикутне крило, яке поєднує в собі сприятливі для великих надзвукових швидкостей польоту властивості великої стрілоподібності ($\chi \approx 55\text{--}70^\circ$), малого подовження і малої відносної товщини профілю. У зв'язку з необхідністю забезпечити для деяких типів літаків високі аеродинамічні характеристики в широкому діапазоні швидкостей польоту були створені літаки з крилом змінної в польоті стрілоподібності ($\chi \approx 15\text{--}70^\circ$), на яких реалізуються переваги прямого крила порівняно великого подовження (злітно-посадкові режими й політ на

дозвукових швидкостях) та крила великої стрілоподібності (політ на надзвукових швидкостях). Різновид цієї схеми – суцільно-поворотне антисиметричне крило. На маневрених літаках знайшло використання крило зі змінною стрілоподібністю по передній кромці, яке містить трапецієподібну частину з помірною стрілоподібністю та кореневі напливи крила великої стрілоподібності, які поліпшують несні властивості крила на великих кутах атаки. Схема літака з крилом зворотної стрілоподібності не дуже поширена через аеропружну нестійкість (дивергенцію) крила при підвищених швидкостях польоту. Поява композиційних матеріалів підвищила можливість усунути цей недолік шляхом забезпечення необхідної жорсткості крила без помітного навантаження конструкції, а крило зворотної стрілоподібності, яке має сприятливі аеродинамічні характеристики на великих кутах атаки, стало наприкінці 70-х та у 80-х роках ХХ ст. об'єктом широких теоретичних та експериментальних досліджень.

Літаки різного швидкісного діапазону відрізняються подовженням крила $\lambda = l^2/S$ (l – розмах крила). Для підвищення аеродинамічної якості збільшують λ , для зниження хвильового опору – зменшують. Якщо подовження дозвукових стрілоподібних крил становить $\lambda = 7-8$ у пасажирських та транспортних літаків, то в надзвукових винищувачів $\lambda = 2-2,5$. Щоб забезпечити необхідну поперечну стійкість літака, консолі крила встановлюють (при вигляді спереду) під деяким кутом до горизонтальної площини (поперечне V крила).

Поліпшення аеродинамічних характеристик крила багато в чому зумовлене вдосконаленням його профілю. На різних етапах розвитку літаків вибір профілю крила визначався аеродинамічними та конструктивними вимогами й рівнем наукових знань. Плоске крило спостерігалось в ранніх проєктах літаків, однак усі перші літаки вже мали профільовані крила.

Для отримання більшої піднімальної сили спочатку використовувалися тонкі вигнуті крила (літаки раннього періоду), а потім – крила з товстим профілем (вільно несні моноплани 20-х років ХХ ст.). У міру збільшення швидкостей польоту використовувалися менш вигнуті і більш тонкі профілі. Наприкінці 30-х років велися роботи з ламінарним профілем малого опору, однак поширеними вони не стали, тому що забезпечення ламінарного обті-

кання висувало високі вимоги до якості оброблення та чистоти поверхні крила. У 70-х роках для дозвукових літаків розроблені суперкритичні профілі, які дають змогу підвищити значення $M_{\text{крит}}$.

На літаках з великою надзвуковою швидкістю польоту для зниження хвильового опору використовуються крила з малою відносною товщиною профілю ($\bar{c} = 2-6\%$) та гострою передньою кромкою. Геометричні параметри крила змінні вздовж його розмаху; воно має звуження, значення \bar{c} зменшується до кінцівок крила, використовується *аеродинамічна та геометрична скрученість* крила тощо.

Важлива характеристика літака – *питоме навантаження* на крило $G/S = C_y \cdot \rho \cdot V^2/2$. На всіх етапах розвитку літака вона зростала – на швидкісних літаках унаслідок зменшення площі крила, а на важких літаках через випереджальне зростання маси літака.

У разі збільшення питомого навантаження на крило відповідно збільшується швидкість на зльоті та посадці, зростає потрібна довжина злітно-посадкової смуги (ЗПС), а також ускладнюється пілотування літака на посадці.

Від розмірів, форми й розташування крила відносно інших частин літака значною мірою залежать льотні характеристики.

Поряд із загальними вимогами, викладеними вище, до крила висувуються специфічні вимоги, що впливають з його призначення:

- мала величина C_x на режимах крейсерського польоту;
- велике значення C_y , що дає можливість літати на великих висотах і здійснювати безпечну посадку на малій швидкості;
- високе значення аеродинамічної якості $K = C_y/C_x$.

Опір крила становить 30–40 % від загального лобового опору літака.

Основними ваговими характеристиками крила є відносна маса крила:

$$\bar{m}_{\text{кр}} = m_{\text{кр}}/m_0,$$

де $m_{\text{кр}}$ – маса крила; m_0 – злітна маса літака і *питоме навантаження* на крило;

$$q_{\text{кр}} = G_{\text{кр}}/S,$$

де $G_{\text{кр}}$ – маса крила; S – площа крила в плані.

Для крил дозвукових літаків:

$$q_{\text{кр}} = 0,20-0,35 \text{ кПа}, \quad \bar{m}_{\text{кр}} = 0,12-0,16.$$

Для крил трансзвукового діапазону:

$$q_{\text{кр}} = 0,35-0,50 \text{ кПа}, \quad \bar{m}_{\text{кр}} = 0,08-0,12.$$

5.1.1. Навантаження, що діють на крило

На крило літака в процесі його експлуатації на режимах зльоту, посадки й польоту діють такі зовнішні навантаження:

- розподілені по поверхні аеродинамічні навантаження від аеродинамічних сил;
- розподілені по поверхні масові навантаження від маси конструкції;
- зосереджені навантаження від маси агрегатів і вантажів, розміщених у крилі або під крилом;
- зосереджені навантаження від немасових сил (тяга двигунів або гвинтів), навантаження від шасі під час посадки літака тощо).

Для визначення діючого навантаження обчислюють значення рівнодійної сили, вказують напрямок її дії, точку прикладання рівнодійної сили, з'ясовують характер розподілу по хорді й розмаху крила.

Рівнодійну повітряних навантажень $R_{пов}$ визначають за значеннями Y і X або за однією з цих сил, кутом відхилення навантаження $R_{пов}$ від вертикалі θ та аеродинамічною якістю крила K .

Значення кута θ невелике навіть при аеродинамічній якості крила $K = 14$ ($\theta = 0,1$), тому можна взяти для повітряного навантаження $R_{пов}$ значення $Y = n^p \cdot G$, де n^p – розрахункове перевантаження; G – маса літака, $n^p = f \cdot n^e$, як було вказано вище.

Масові сили (МС) крила й сили, що діють на крило від агрегатів, пропорційні їхнім масам:

$$P_{мас} = P_{кр} = n^p \cdot G_{кр}; P_{агр} = n^p \cdot G_{агр},$$

де $G_{кр}$ та $G_{агр}$ – відповідно маса крила й агрегатів.

Напрямок дії навантажень визначають у пов'язаних координатах, тобто пов'язаних із крилом. Так само визначається навантаження $R_{пов}$ (рекомендації аеродинаміки), хоча піднімальна сила Y , з якою пов'язане повітряне навантаження $R_{пов}$ орієнтована відносно потокових осей:

$$R_{пов} = C_R \cdot S \cdot q, C_R = (C_x^2 + C_y^2)^{0,5},$$

де C_R – коефіцієнт повного аеродинамічного навантаження; C_x – коефіцієнт аеродинамічного навантаження по осі X ; C_y – коефіцієнт аеродинамічного навантаження по осі Y ; S – площа крила; q – швидкісний напір.

Напрямки коефіцієнта повного аеродинамічного навантаження C_R та повітряного навантаження $R_{пов}$ збігаються (див. розділ 4).

Точку прикладання рівнодійної повітряних навантажень згідно з умовою $R = Y$ можна сумістити з ЦТ. Координати цієї точки $x_{шт}$ визначають за даними продування профілів, з яких складене крило.

Для більшості випадків польоту відносна координата ЦТ від носка середньої хорди дорівнює 0,25 і визначається так:

$$\bar{x}_{шт} = x_{шт}/b_A,$$

де b_A – довжина середньої хорди.

З огляду на це, можна зробити такий висновок: напрямок повітряного розподіленого навантаження $q_{пов}$ збігається з напрямком Y , а масові розподілені навантаження q_m та сили від агрегатів у крилі $P_{агр}$ паралельні повітряному навантаженню, але напрямлені в протилежний бік (рис. 5.2).

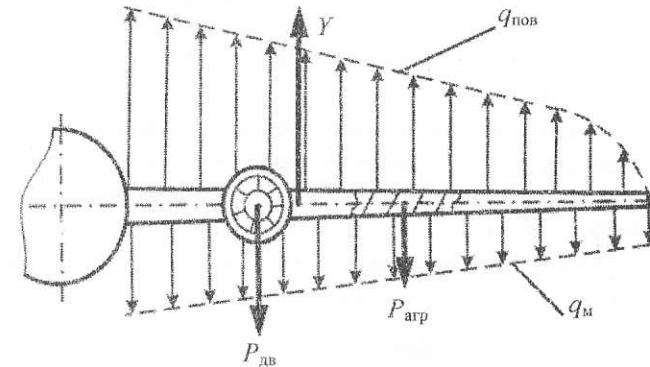


Рис 5.2. Схема навантаження крила

Для зручності виконання спрощених інженерних розрахунків повітряне навантаження $R_{пов}$ замінюють Y .

Знання сил, що діють на крило, їхніх величин, характеру розподілу, а також напрямку дії необхідне для розрахунку крила на міцність. При цьому вхідною величиною під час визначення навантажень є коефіцієнт розрахункового перевантаження, що визначається «нормами міцності».

Повітряне навантаження, прикладене до поверхні крила, має розподілений характер по хорді (рис. 5.3) відповідно до епюри розрідження, а по розмаху – відповідно до циркуляції.

Закони зміни розрядження по хорді та розмаху (циркуляція) крила визначаються продуванням в аеродинамічних трубах.

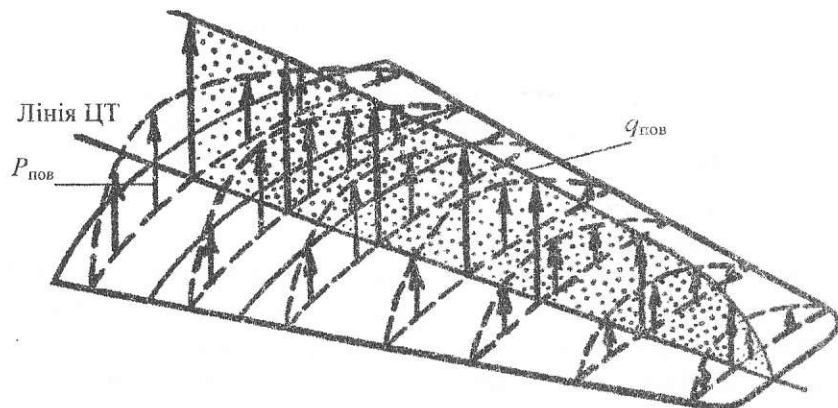


Рис. 5.3. Розподіл повітряного навантаження по консолі крила

У розрахунок аеродинамічного навантаження, яке діє на крило, введемо такі позначення:

$q_{\text{пов}}$ – аеродинамічне навантаження, яке припадає на 1 м^2 крила;

$q_{\text{пов},i}$ – аеродинамічне навантаження, яке припадає на одиницю довжини розмаху крила $\Delta Z = 1$, тобто погонне аеродинамічне навантаження.

Тоді на ділянці крила площею $\Delta S = \Delta Z \cdot b_i$ погонне повітряне навантаження визначиться з виразу:

$$q_{\text{пов},i} = C_{y_i} \cdot b_i \cdot q,$$

де $q = \rho \cdot V^2 / 2$ – швидкісний натиск; b_i – довжина хорди крила на поточній ділянці; C_{y_i} – поточний коефіцієнт піднімальної сили.

Рівнодійну повітряного навантаження, з урахуванням розрахункового перевантаження n^p з'ясовують за формулами $P_{\text{пов}} = Y$, $P_{\text{пов}} = n^p \cdot G$, $Y = C_{y_{\text{укр}}} \cdot b_A \cdot q$, і визначають поточне аеродинамічне навантаження:

$$q_{\text{пов},i} = n^p \cdot G/L \cdot (C_{y_i} \cdot b_i / C_{y_{\text{укр}}} \cdot b_A), \quad q_{\text{пов},i} = n^p \cdot G \cdot \bar{\Gamma},$$

де $\bar{\Gamma}$ – відносна безрозмірна циркуляція; L – розмах крила; b_A – середня геометрична хорда.

У первинних наближених інженерних розрахунках міцності крила зручно замість розподілу погонних навантажень за законом циркуляції використати закон хорд.

Якщо припустити, що $C_{y_i} \approx C_{y_{\text{укр}}}$, то з виразу циркуляції випливає:

$$q_{\text{пов},i} = (b_i / b_A) \cdot n^p \cdot G/L.$$

Остаточна формула для визначення погонного навантаження крила набуде такого вигляду:

$$q_{\text{пов},i} = b_i \cdot n^p \cdot G/S.$$

Інерційні сили від маси конструкції крила q_m (або погонні масові навантаження) розподіляються за законом розподілу ваги вздовж розмаху крила і, отже, прикладені в центрі мас перетинів крила (див. рис. 5.1).

За величиною інерційні МС крила в сучасних ПС становлять 7–11 % від піднімальної сили і напрямлені протилежно до неї, тобто розвантажують крило. Підсумувавши аеродинамічні й масові погонні навантаження крила, отримаємо деяке сумарне погонне навантаження $q_{\text{сум}} = q_{\text{пов}} - q_m$. Зосередження сили від мас агрегатів визначають, виходячи з ваги агрегатів (обладнання) $G_{\text{агр}}$ і величини перевантаження n^p .

5.1.2. Робота крила під навантаженням

Роботу крила під навантаженням розглядають з умов дій аеродинамічних сил, інерційних МС конструктивних елементів крила і зосереджених МС (рис. 5.4). Варто зазначити, що в роботі крила роль інерційних МС принципово така ж сама, що й аеродинамічних сил. Тому, щоб не ускладнювати «картину» навантаження крила, будемо розглядати його роботу під дією тільки сумарного навантаження $q_{\text{сум}}$ (рис. 5.4, а), нехтуючи МС від агрегатів.

Сумарна сила від $q_{\text{сум}}$ у перетині крила, що перебуває на відстані Z від кінцівки крила по його розмаху, обчислюється так:

$$P_{\text{сум},i} = \int_0^Z q_{\text{сум}} dz.$$

Крило уявно можна розсікти площиною, перпендикулярною до його осі. Під дією навантаження відсічена частина крила буде намагатися переміститися вертикально вгору по площині перетину (рис. 5.4, б) та повернутися навколо осі, перпендикулярної до площини перетину (рис. 5.4, в).

Намагання відсіченої частини крила повернутися в площині перетину зумовлене тим, що ЦТ лобового перетину крила не збігається із центром жорсткості (ЦЖ).

Центром жорсткості перетину називається точка, у якій прикладена сила не викликає кручення цього перетину. Відносно цього центру відбувається повертання перетину, якщо діюча сила не проходить через нього (рис. 5.4, з).

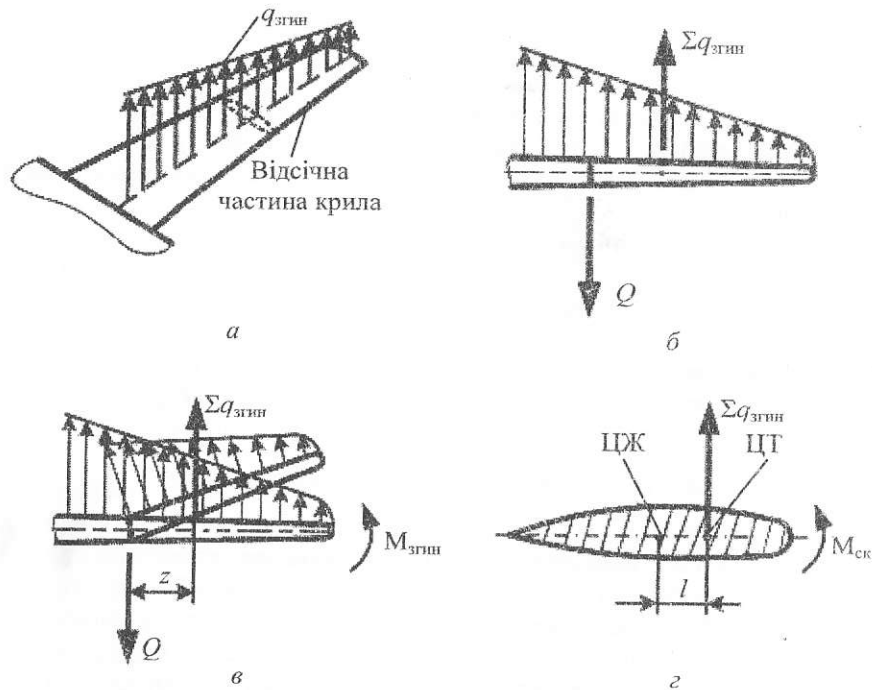


Рис. 5.4. Схема сил та моментів, що діють на крило

Зазначеним переміщенням протидіють елементи каркасної групи крила й обшивка, у яких виникають реактивні сили, що дорівнюють зовнішнім силам від дії навантаження у відсічній частині крила.

У площині уявного розсічення крила виникає сила, що перешкоджає переміщенню відсіченої частини вертикально вгору. Ця сила називається *поперечною* й позначається Q . Величина цієї сили дорівнює сумі зовнішніх сил відсіченої частини крила.

Під дією поперечної сили Q елементи крила працюють на здвиг.

Відсічена частина крила намагається повернутися відносно поперечної осі, тому на нижній поверхні крила виникає *сила розтягу*, а на верхній – *сила стиску*.

Під дією цих сил виникає момент, що врівноважує згинальний момент $M_{згин}$ від дії зовнішніх сил.

Величина згинального моменту для розгляданого випадку (див. рис. 5.4, б) визначається за формулою:

$$M_{згин} = \sum P_{сум i} \cdot z_i.$$

Отже, під дією $M_{згин}$ крило дістає деформацію вигину, а елементи крила працюють на стиск і розтяг. Намаганням відсіченої частини крила повернутися в площині перетину перешкоджають сили, що виникають у конструкції.

Ці сили створюють момент, протилежно напрямлений скручувальному моменту $M_{скр}$.

Величину $M_{скр}$ можна визначити так: $M_{скр} = P_{сум} \cdot l$, де l – відстань від точки прикладання рівнодійної сили $P_{сум}$ до ЦД перетину.

Під дією скручувального моменту $M_{скр}$ крило зазнає деформації крутіння, а елементи крила при цьому працюють на зрушення.

5.1.3. Конструкція й робота конструктивних елементів крила

Конструкція крила складається з каркасної групи, до якої входять *поздовжній* і *поперечний набір* елементів та *обшивка*, що закриває каркас. Поздовжній набір крила містить *лонжерони* та *стрингери*. Поперечний набір крила – *нервюри*.

Крило може виконуватися з *непрацюючою* і *працюючою обшивками*.

У *першому* випадку обшивка до силової схеми крила не входить, а аеродинамічне навантаження передається на каркас крила. Матеріалом для виготовлення таких обшивок слугує полотно (перкаль).

У *другому* випадку обшивка навантажується повітряним навантаженням, під дією якого вона може вигнутися. Аеродинамічне навантаження через заклепки, що працюють на відрив, передається на стрингери та нервюри у вигляді реакцій. Така обшивка, працюючи спільно з поздовжніми елементами крила, може сприймати зусилля стиску й розтягу від дії згинального моменту.

Конструктивно обшивка може виконуватися у вигляді одного або декількох шарів (багатошарова обшивка). Простір проміж обшивкою може заповнюватися спеціальною фольгою (рис. 5.5, б) або заповнювачем у вигляді смол і неорганічних сполук (рис. 5.5, а). Обшивки та заповнювач кріпляться за допомогою шару клею.

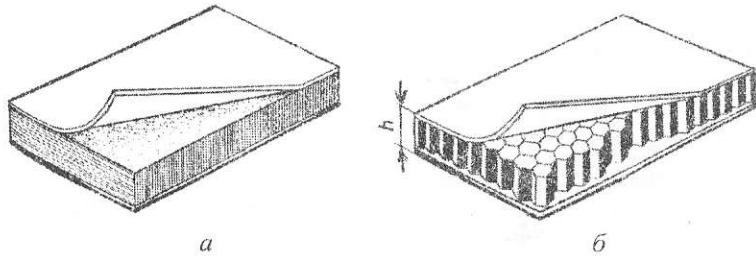


Рис. 5.5. Багатошарова обшивка

Лонжерон – основний силовий елемент крила, що сприймає згинальний момент (повністю або частково залежно від конструктивно-силової схеми крила) і поперечну силу. У конструкціях літаків застосовують балкові й фермові лонжерони.

Балковий лонжерон (рис. 5.6) складається з двох поясів – верхнього і нижнього, зв'язаних між собою стінкою, підкріпленою стояками, і може мати зміцнювальні накладки та вузли кріплення.

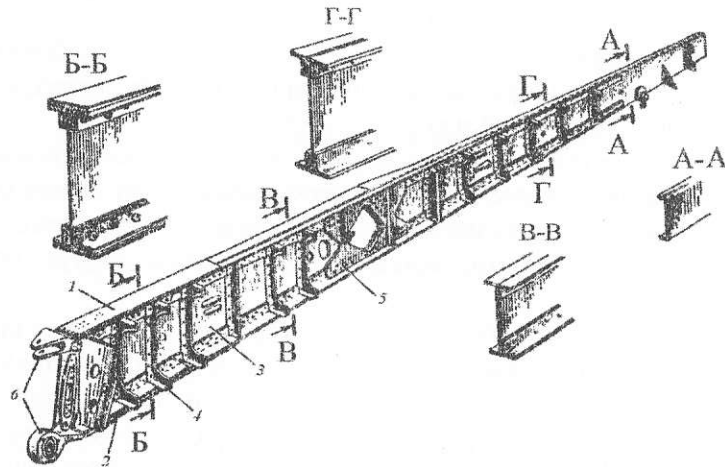


Рис. 5.6. Балковий лонжерон: 1 – верхній пояс; 2 – нижній пояс; 3 – стінка; 4 – стояк; 5 – зміцнювальна накладка; 6 – вузол кріплення

Фермові лонжерони (рис. 5.7) містять пояси, стояки та підкоси, що виконують функцію стінки.

Сприймаючи $M_{згин}$, верхні та нижні пояси лонжерона навантажуються відповідно зусиллями стиску $S_{ст}$ та розтягу $S_{розт}$ (рис. 5.8).

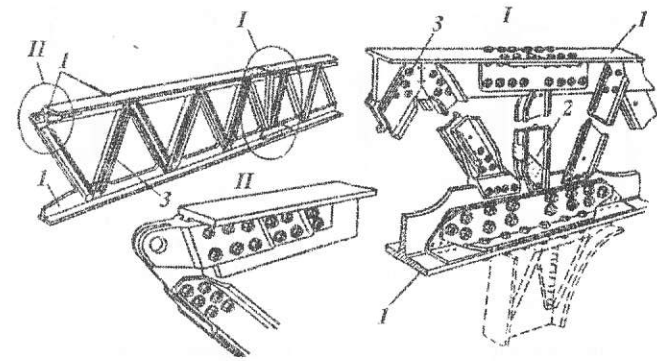


Рис. 5.7. Фермовий лонжерон: 1 – пояс; 2 – стояк; 3 – підкос

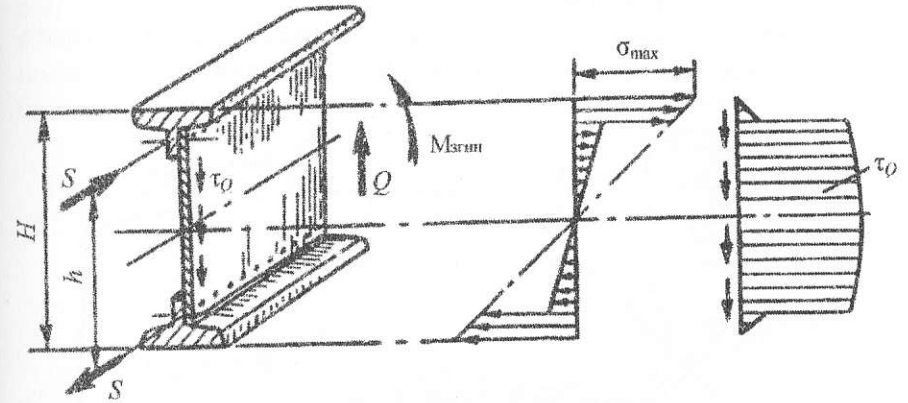


Рис. 5.8. Навантаження лонжерона

Величина зусиль, що стискають та розтягують пояси лонжерона, визначається за формулою:

$$S_{розт} = S_{ст} = M_{згин} / h,$$

де $h = 0,95H$ – будівельна висота лонжерона, а H – габаритна висота лонжерона.

Як видно з формули, висота лонжерона багато в чому визначає його вагу. Стінка лонжерона навантажується поперечною силою Q , яка викликає появу потоку дотичних сил q_Q .

Форми різноманітних перетинів лонжерона, що застосовуються в конструкціях крила, наведені на рис. 5.9.

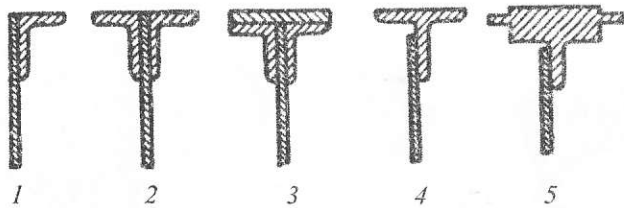


Рис. 5.9. Типи поясів лонжеронів:

1 – кутниковий; 2 – двокутниковий; 3 – двокутниковий зі смугою;
4 – тавровий; 5 – тавровий спеціальної форми

У багатолонжеронній конструкції крила поперечна сила між лонжеронами розподіляється пропорційно їхній жорсткості. Під *жорсткістю* розуміють здатність конструкції опиратися деформуванню під навантаженням.

Розглянемо роботу дволонжеронного крила (рис. 5.10), уважаючи значення поперечних сил Q_1 та Q_2 вже відомими.

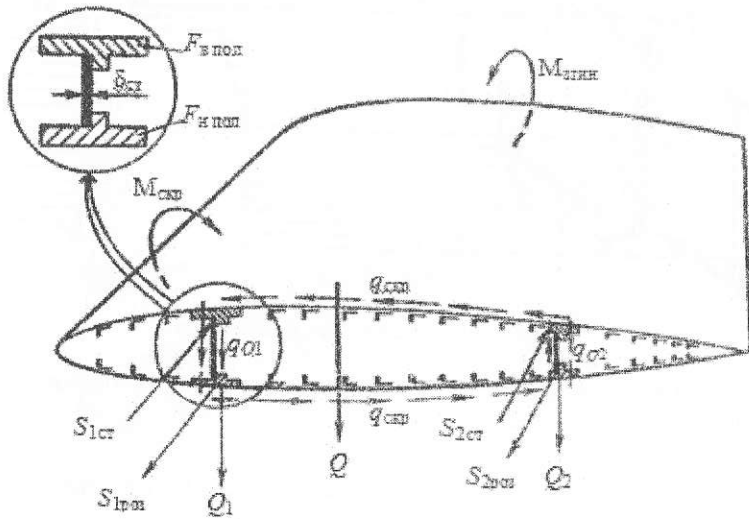


Рис. 5.10. Робота дволонжеронного крила

Поперечні сили Q_1 та Q_2 викликають потік дотичних зусиль у стінках лонжеронів: $q_{01} = Q_1/h_1$, $q_{02} = Q_2/h_2$.

Стінки лонжеронів, створюючи з обшивкою замкнутий контур, беруть участь у сприйманні скручувального моменту $M_{скр}$.

При цьому в них виникають дотичні зусилля q_M , які розраховуються так:

$$q_M = M_{скр}/2 \cdot S_{кк}$$

де $S_{кк}$ – площа контуру, обмеженого стінками лонжеронів і обшивкою.

Отже, пояси лонжеронів сприймають $M_{згин}$ та працюють на розтяг і стиск. Стінки лонжеронів сприймають поперечну силу Q та одночасно з обшивкою працюють на скручення від $M_{скр}$.

Стрингери – елементи, які підкріплюють обшивку. Вони навантажуються основними зусиллями від $M_{згин}$, а також поперечними силами від місцевих повітряних навантажень (рис. 5.11). За конструкцією стрингер являє собою профіль, який пресувався, або гнучий профіль відкритого чи закритого перетину.

Нервюри – поперечні елементи каркаса крила. Вони зв'язують в одне ціле елементи поздовжнього набору й обшивку. Нервюри за конструктивними ознаками поділяються на типові (нормальні) і посилені. Конструктивно нормальні нервюри виконуються у вигляді балок і складаються з поясів, стінок і стояків (рис. 5.12, 5.13).

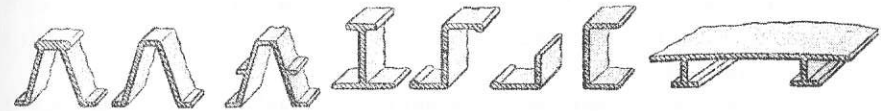


Рис. 5.11. Форма перерізу стрингерів



Рис. 5.12. Типові нервюри: а – балкові; б – фермові

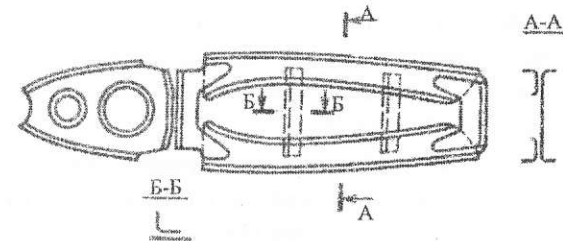


Рис. 5.13. Підсилена нервюра

Головне призначення типових нервюр – збереження профілю крила. Ці нервюри навантажуються повітряними силами через обшивку та стрингери.

Від повітряних сил вони працюють на вигин і зрушення, спираючись на лонжерони й обшивку, а від деформації – на стиск.

Підсилені нервюри встановлюються в місцях кріплення вузлів шасі, механізації крила тощо. Основними навантаженнями тут є зосереджені сили, від яких нервюри працюють на вигин і зрушення. Посилені нервюри мають більш розвинені перетини, ніж нормальні.

5.1.4. Конструктивно-силові схеми крил

Конструктивні схеми крила різноманітні. Ключовою ознакою, що характеризує тип конструкції крила, є характер роботи й ступінь використання обшивки і поздовжнього набору при згинанні й скручуванні крила. За цими ознаками розрізняють *лонжеронні*, *кесонні* та *моноблокові* конструктивні схеми крил.

У крил лонжеронних схем основна частина $M_{згин}$ сприймається поясами лонжеронів. Обшивка тут зазвичай тонка й стрингери слабкі. За кількістю лонжеронів крила поділяються на одно-, дво- і багатолонжеронні.

У *лонжеронних крилах* лонжерони зазвичай встановлюються з урахуванням умови їх навантаження за мінімальної маси конструкції.

Для *моноблокового крила* характерне використання обшивки як основного силового елемента, який працює при згинанні й скручуванні.

У моноблоковому крилі $M_{згин}$ сприймається переважно стрингерами й обшивкою по всьому контуру. Лонжерони в моноблоковому крилі будуть відсутні, а замість них ставлять поздовжні стінки.

Кесонним крилом називають таке крило, обшивка якого спільно з поздовжніми елементами, які його підкріплюють, сприймає всі види навантажень, що діють на крило. У конструкції може бути один, два й більше лонжеронів з послабленими поясами. Кесонні крила являють собою поєднання двох конструктивно-силових схем, а саме: лонжеронних і моноблокових.

Простір крила між стінками лонжеронів, нервюрами та обшивкою, що загерметизовані, називається *баком-кесоном*. Баки-кесони слугують для розміщення палива літака.

Конструктивно крило складається (рис. 5.14–5.16) із *центроплана*, *середньої* та *від'ємної* частин крила.

Центроплан – середня частина крила, яка приєднується до фюзеляжу або складає з ним одним цілим, до якої кріпляться від'ємні частини крила.

Консоль крила – частина крила від його кінця до фюзеляжу.

Наплив крила – частина крила, яка виступає за його основні обводи. Поліпшує ЗПХ та маневреність літака.

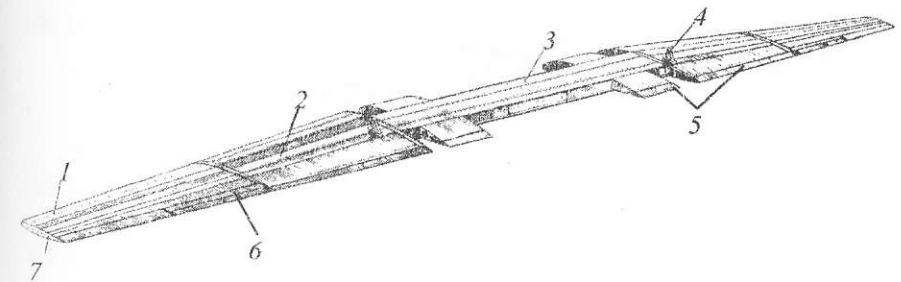


Рис. 5.14. Крило літака Ан-24:

1 – ВЧК; 2 – СЧК; 3 – центроплан; 4 – дренажна щогла;
5 – закрилки; 6 – секції елеронів; 7 – кінцевий обтічник

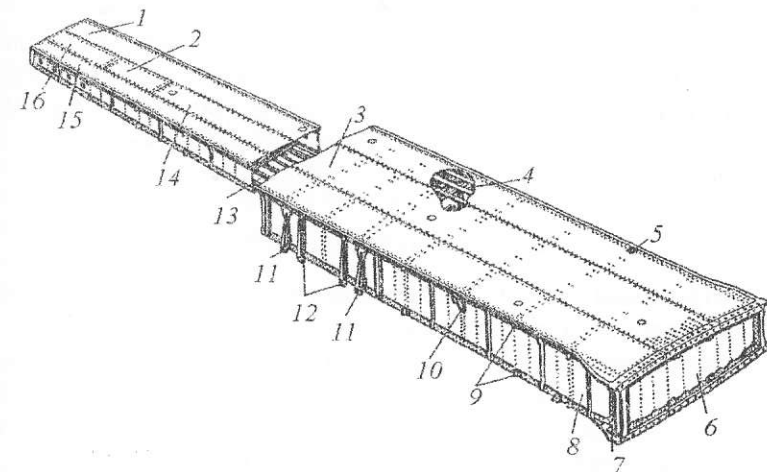


Рис. 5.15. Кесон від'ємної частини крила літака Ан-140:

1, 15 – верхні панелі; 2, 3, 14, 16 – знімні панелі; 4 – нервюра;
5 – страховальний вузол; 6 – нервюра № 3; 7, 9 – кронштейни; 8 – передній лонжерон; 10 – такелажний вузол; 11, 12 – кронштейни кріплення СУ; 13 – нижня панель

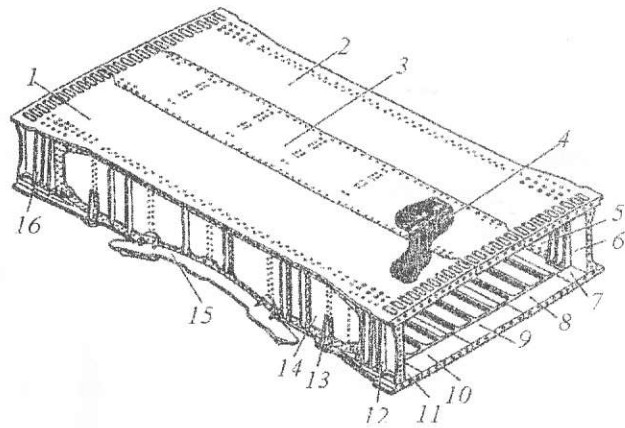


Рис. 5.16. Кесон центроплана літака Ан-140:

1, 2 – верхні панелі; 3 – знімна панель; 4 – нервюра;
5 – задній лонжерон; 6, 12, 13, 16 – кронштейни;
7, 8, 9, 10, 11 – нижні панелі; 14 – передній лонжерон; 15 – дуга

Перегородки на крилі – пластини, встановлені вертикально на стрілоподібному крилі паралельно площині симетрії ЛА.

Перегородки послаблюють несприятливі ефекти, пов'язані з інтенсивними поперечними течіями на верхній поверхні стрілоподібного крила, які напрямлені в бік кінців крила і які призводять до виникнення зривів потоку в кінцевих перетинах крила при порівняно малих кутах атаки.

5.2. Механізація крила

Для отримання великих швидкостей польоту на літак установлюють авіадвигуни з підвищеною тягою, збільшують навантаження на одиницю площі крила і стрілоподібність, зменшують подовження і відносну товщину профілю. Але зазвичай це спричиняє ЗПХ. Так, посадкова швидкість сучасних пасажирських літаків перевищує 200 км/год. Збільшення ж злітної і посадкової швидкостей, довжини розгону і пробігу ускладнює розрахунок і виконання зльоту і посадки та техніку пілотування, потребує значного збільшення ЗПС аеродромів. Тому виникла необхідність забезпечувати крило літака спеціальними пристроями, які можуть збільшити його несну здатність під час зльоту, маневру і посадки. Такі пристрої отримали

назву *механізації крила*, а крило з такими пристроями називають *механізованим*. Крім того, механізація крила дедалі ширше починає використовуватися для підвищення маневреності літака за допомогою безпосереднього керування піднімальною силою і гальмуванням, збільшення ресурсу планера унаслідок активного відбиття перевантажень літака в польоті і перерозподілу навантажень на крилі.

Мінімальна швидкість горизонтального польоту відповідає польоту на критичному куті атаки при $C_v = C_{v_{\max}}$:

$$V_{\min} = \sqrt{\frac{2G}{C_{y_{\max}} \cdot S \rho}}$$

Зменшення швидкості V_{\min} за розглядової польотної маси літака G можливе в разі збільшення площі крила і коефіцієнта $C_{y_{\max}}$. Збільшення площі крила унаслідок збільшення лобового опору призводить до зменшення максимальної швидкості польоту, що не вигідно. Компроміс можливий, якщо змінити площу крила в польоті. У такому разі на злеті і посадці площа крила повинна збільшуватися, а під час польоту і збільшення швидкості – зменшуватися. Зменшити мінімальну швидкість польоту можна збільшенням коефіцієнта $C_{y_{\max}}$, причому це досягається збільшенням кривизни профілю або управлінням примежовим шаром на верхній поверхні крила. Значення C_v росте в міру збільшення угнутості крила. Але збільшення кривизни профілю зумовлює збільшення коефіцієнта C_x . Тому механізація крила, що змінює кривизну профілю, використовується лише під час польотів на малій швидкості, під час заходу на посадку і під час зльоту. На сучасних літаках часто застосовуються комбінації механізмів, при використанні яких одночасно збільшуються площа крила і кривизна профілю, а також здійснюється управління примежовим шаром крила.

Щиток (рис. 5.17, а) – проста механізація крила, що є відхиленою вниз поверхнею (пластиною), розташованою в нижній задній частині крила. *Щиток з ковзаючою віссю* змінює кривизну профілю та збільшує площу крила (рис. 5.17, б).

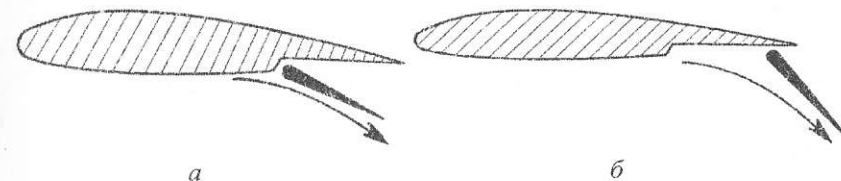


Рис. 5.17. Види щитка: а – щиток, що відхиляється; б – щиток з віссю

У невідхиленому положенні щиток вписується в контур крила. Максимальний кут відхилення щитка дорівнює $55-60^\circ$, хорда щитка становить приблизно 25 % від хорди крила. Коефіцієнт піднімальної сили при відхиленні щитків росте внаслідок збільшення угнутості профілю, що призводить до збільшення розрідження на верхній поверхні крила через відсмоктування повітря в область зниженого тиску за щитком і підвищення тиску під крилом унаслідок загальмовування повітря. За великих кутів відхилення щитка сильно зростає лобовий опір крила, а отже, значно скорочується довжина посадкової дистанції. Це спричиняє зменшення аеродинамічної якості і збільшення кута планерування літака.

Деяко складніший пристрій щитка з ковзаючим шарніром, який одночасно з відхиленням вниз переміщається назад, збільшуючи площу крила. Цей щиток дає великий приріст коефіцієнта піднімальної сили. Щитки можуть розміщуватися і на верхній поверхні крила. Вони називаються ще інтерцепторами, спойлерами або пластинчастими елеронами. У польоті в неробочому положенні вони знаходяться врівень з верхнім обводом крила або містяться всередині крила. Відхиляючись угору, вони істотно і практично миттєво змінюють аеродинамічні сили – зменшують піднімальну силу і збільшують лобовий опір. Це дозволяє використовувати щитки для управління по крену. У цьому разі вони відхиляються вгору разом з елероном і зменшують піднімальну силу напівкрила, створюючи тим самим додатковий керувальний момент. Одночасне відхилення інтерцепторів вгору використовується для збільшення вертикальної швидкості зниження. Також ефективно застосування інтерцепторів під час гальмування на пробігу. Вони не лише збільшують лобовий опір, але й зменшують піднімальну силу крила, що дозволяє енергійніше використовувати гальма коліс шасі.

Закрилок – хвостова частина крила, що відхиляється від свого первинного положення навколо осі, розташованої в носовій частині закрилка. Розрізняють такі типи закрилків: прості, щілинні, висувні (рис. 5.18).

Максимальна піднімальна сила крила із закрилком здебільшого підвищується внаслідок збільшення угнутості крила при відхиленні закрилка вниз. У щілинних закрилків при їх відхиленні між закрилком і крилом утворюється профільована щілина, крізь яку з області більш високого тиску в нижній частині крила повітря

спрямовується в область зниженого тиску на верхній частині крила. Напрявлений струмінь повітря здуває примежовий шар з верхнього боку закрилка.

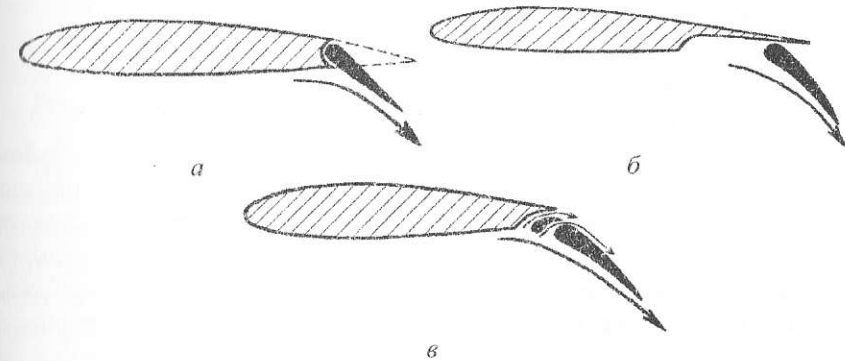


Рис. 5.18. Типи закрилків: а – прості, б – висувні, в – щілинні

Водночас відсмоктується примежовий шар з верхньої частини крила. Для набуття ще більших значень $C_{y_{max}}$ застосовують висувні дво- і навіть трищілинні закрилки, відхилення яких супроводжується також збільшенням площі крила.

Ефективність закрилка залежить від кута відхилення, який при зльоті зазвичай не перевищує 20° , а під час посадки досягає 60° . Відхилення закрилків так само, як і щитків, супроводжується не лише підвищенням C_y , але й ще більшою мірою приростом C_x , тому аеродинамічна якість при випущеній механізації зменшується.

Висувний закрилок зазвичай переміщається по конічній поверхні за допомогою спеціальних кареток по рейках дугоподібної форми. Відхиляються закрилки гвинтовими механізмами з приводом від електро- або гідромоторів.

На тонких крилах надзвукових літаків поширений *носок крила, що відхиляється вниз*. Зрив струменів біля профілів з гострою передньою кромкою настає при порівняно невеликих кутах атаки. Зрив потоку зменшує діапазон льотних кутів атаки, коефіцієнт $C_{y_{max}}$ і сильно збільшує опір профілю. Відхилюваний вниз носок крила або висувний щиток, розташований у носовій частині крила (щиток Крюгера), дозволяє зберегти плавність обтікання тонких профілів до порівняно великих кутів атаки. Максимальний кут відхилення носка крила становить $15-20^\circ$.

Приріст коефіцієнта піднімальної сили ΔC_y при використанні деяких видів механізації крила і відхилення їх на кут δ такий:

Звичайні щитки.....	0,9–1,0;	$\delta = 55^\circ$;
Висувні щитки.....	1,0–1,2;	$\delta = 50^\circ$;
Закрилки.....	0,85–1,0;	$\delta = 50^\circ$;
Висувні щілинні закрilки.....	1,5–1,7;	$\delta = 30^\circ$;
Відхилення носка крила.....	0,4–0,5;	$\delta = 20^\circ$.

Суть роботи *реактивних закрilків* полягає в тому, що струмінь випускних газів ТРД, ТГвД або струмінь стиснутого повітря, що відбирається від компресорів цих двигунів, через систему каналів витікає з довгої вузької щілини, розташованої уздовж задньої кромки крила, вниз під кутом і діє подібно до звичайного закрilка, змінюючи характер обтікання крила. Крім цього, він створює і деяку реактивну тягу ΔP . Надмірний тиск газів, що витікають зі щілини, що рекомендується, 0,15–0,17 МПа. Піднімальна сила крила в такому разі складається з піднімальної сили, що виникає під дією аеродинамічних сил, і вертикальної реакції газів ΔY . Коефіцієнт повної піднімальної сили $C_{yп}$ складається з коефіцієнтів піднімальної сили від дії аеродинамічних сил C_y і вертикальної реакції газів $C_{yр}$. При реактивному закрilку значення $C_{yмаx}$ може досягати 10–15, тобто в 4–5 разів більше, ніж за звичайного закрilка.

Коефіцієнт піднімальної сили крила максимальний за критичного кута атаки. Подальшому зростанню коефіцієнта C_y перешкоджає відрив примежового шару, що починається з верхньої поверхні крила. Управлінням примежовим шаром називають його штучне здування або відсмоктування примежового шару з верхньої поверхні крила (оперення). Відсмоктування або здування примежового шару викликає притиснення потоку до верхньої поверхні крила, збільшення розрідження над крилом і, отже, значне зростання C_y і критичного кута атаки.

Передкрилок – простий вид механізації крила для управління примежовим шаром. Передкрилок устанавлюється вздовж передньої кромки основного крила. Розрізняють фіксовані передкрилки, жорстко зв'язані з крилом, які використовують головню на нешвидкісних літаках, й автоматичні передкрилки, які залежно від кута атаки крила можуть бути притиснуті до нього і вписані в його контур (при польоті на малих кутах атаки) або висунуті. Використовують також відхилювані носки передньої кромки крила (рис. 5.19).

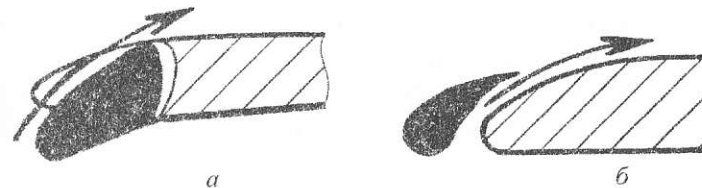


Рис. 5.19. Типи передкрилків: а – носок, що відхиляється; б – передкрилок

Передкрилок висувається автоматично під час польоту на великому куті атаки. При висунутому передкрилку між крилом і передкрилком утворюється профільована щілина, що звужується. Струмінь повітря, що виходить зі щілини з великою швидкістю, притискує повітряний потік до верхньої поверхні крила. Унаслідок цього відрив примежового шару відсовується на великі кути атаки. Коефіцієнт $C_{yмаx}$ збільшується на 40–50 % унаслідок зростання критичного кута атаки. Передкрилки підвищують поперечну стійкість і керованість при польотах на великих кутах атаки.

Управляти примежовим шаром можна за допомогою примусового відсмоктування або здування примежового шару через спеціальні отвори і щілини в обшивці або пористі поверхні, розташовані у відповідних місцях крила (рис. 5.20).

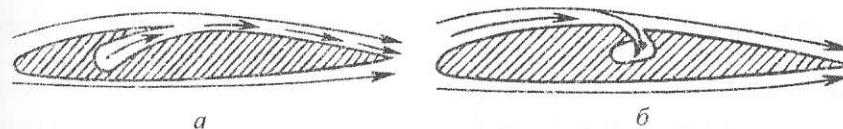


Рис. 5.20. Види управління примежовим шаром: а – здування; б – відсмоктування

Для відсмоктування і здування примежового шару застосовують насоси і компресори з приводом від допоміжних двигунів або використовують компресори турбореактивних і турбогвинтових основних двигунів. Крім розглянутих видів механізації крила, застосовують й інші засоби, що поліпшують обтікання і тому сприяють підвищенню несної здатності крила.

При обтіканні повітряним потоком стрілоподібного крила під дією усталеної швидкості, напрямленої вздовж розмаху, збільшується товщина примежового шару. Це призводить до ранішого відриву потоку і до падіння коефіцієнта C_y на кінцевих перетинах крила, а також до зменшення ефективності елеронів.

Для усунення цього ефекту застосовують аеродинамічну і геометричну скрученість крила; на верхній кромці крила встановлюють аеродинамічні гребені; розмішують «дзьоб» на передній кромці крила; установлюють турбулізатори на верхній кромці крила.

За аеродинамічної скрученості крило має різні типи уздовж розмаху профілі. При цьому менш несні профілі встановлюють у кореневій частині крила, а більш несні (з великим значенням $\alpha_{кр}$) – на його кінцях.

За геометричної скрученості середні і кінцеві перетини крила поступово закручуються (встановлюються під меншим кутом, ніж кореневі на 2–5°). Аеродинамічні гребені – пластини заввишки 15–20 см, прикріплені до верхньої кромки впоперек крила. Гребені ділять крило на ділянки і перешкоджають перетіканню повітряного потоку по розмаху крила, завдяки чому збільшення товщини примежового шару вздовж розмаху обмежується.

Такий самий ефект, але на нижній частині крила створюють пілони підвіски двигунів (літаки Іл-76, Іл-86). «Дзьоб» («запилювання») утворений збільшеною довжиною хорд крила, починаючи, приблизно, з напіврозмаху з незначним відгином їхньої носової частини вниз. У плані передня кромка такого крила має сходинки (крило літака Іл-62). «Дзьоб» створює на крилі повітряну «перегородку» на шляху поперечних струменів і захоплює за собою примежовий шар, що накопичується.

Турбулізатори вихорів виконують у вигляді невеликих пластин, прикріплених до верхньої частини обшивки крила. Турбулізатори генерують невеликі за інтенсивністю вихори, примежовий шар змішується із завихреним потоком, унаслідок чого примежовий шар ніби прилипає до поверхні крила. Турбулізатори затягують початок відриву потоку на великі кути атаки, збільшують ефективність елеронів.

До засобів механізації, що дозволяють збільшити тільки лобовий опір літака, належать *гальмівні щитки* та *інтерцептори*.

Інтерцептор являє собою пластину на верхній поверхні крила (рис. 5.21), що відхиляється або висувається з крила. Висування або відхилення інтерцептора викликає інтенсивний зрив струменя повітря на поверхні крила. Це призводить до різкого зниження піднімальної сили.

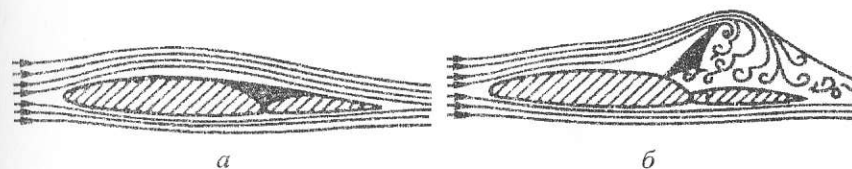


Рис. 5.21. Дія інтерцептора

На сучасних пасажирських літаках застосовують переважно комплексну механізацію крила, що поєднує різні види механізації. Наприклад, крило літака Ан-28 має автоматичні передкрилки, двоцилінні закрилки, що зависають при відхиленні закрилків, щільні елерони, глісадні інтерцептори, які дозволяють змінювати нахил траєкторії польоту під час заходу на посадку, не змінюючи режиму роботи двигунів і положення штурвала, а також кінцеві інтерцептори з автоматичним управлінням, що знижують кутову швидкість крену в разі відмови одного з двигунів.

Стабілізатор зворотної кривизни забезпечений по всій передній кромці перевернутим фіксованим передкрилком, який зберігає ефективність ГО при відхиленні на граничний кут закрилках.

5.3. Оперення

Аеродинамічну схему ЛА за оперенням і принципи керуваності, стійкості та роботи ВО і ГО були розглянуті в розділах 2–4. Оперення конструкційно складається також з повздовжнього та поперечного силових наборів (рис. 5.22–5.25). У сучасних авіаційних лайнерах широко використовують ВО та ГО єдиної моноблокової конструкції, виконаної з композитних матеріалів, до складу яких входять карбон, кевлар тощо.

5.4. Фюзеляж

Головне призначення фюзеляжу – розміщення екіпажу, обладнання, вантажу і пасажирів за вимогами замовлення. Фюзеляж зв'язує основні частини літака в одне ціле: із ним зв'язане крило, оперення, опори шасі, а також іноді СУ.

Із багатьох вимог, які висуваються до фюзеляжу, можна виокремити чотири основних групи: *аеродинамічні, міцності, компоновальні та експлуатаційні*.

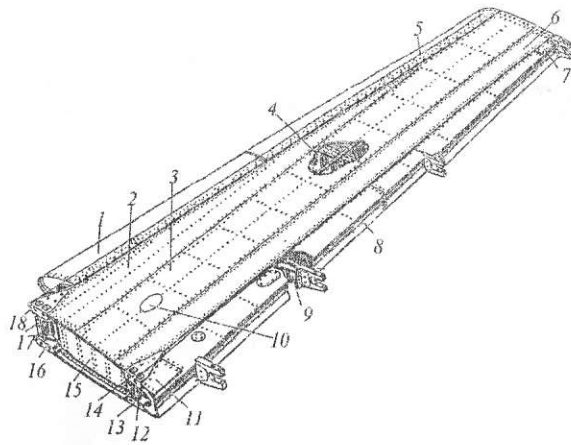


Рис. 5.22. Консольна частина стабілізатора літака Ан-140:
 1 – перша секція носка; 2, 6 – панелі;
 3 – знімна панель; 4 – нервюра; 5 – друга секція носка; 7, 11 – кришки;
 8 – хвостова частина; 9 – кронштейн вузла навішення КВ;
 10 – фара підсвічування держзнака;
 12, 15, 17 – фітинги нервюри № 1;
 13 – нижній пояс заднього лонжерона;
 14 – верхній пояс заднього лонжерона;
 16 – нижній пояс переднього лонжерона; 18 – верхній пояс переднього лонжерона

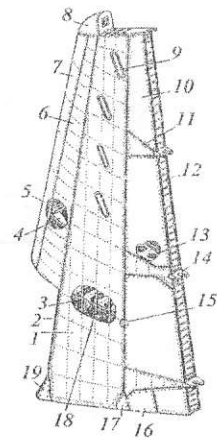


Рис. 5.23. Кіль літака Ан-140:
 1 – ліва панель; 2 – передній лонжерон; 3 – нервюра; 4 – діафрагма носка; 5 – профіль; 6 – обшивка носка; 7 – частина носка, що обігрівається;
 8 – закінцівка; 9 – антена;
 10 – панель хвостової частини;
 11 – балкова конструкція під вузол навішення; 12 – задня стінка хвостової частини; 13 – діафрагма хвостової частини;
 14 – кронштейн; 15 – задній лонжерон; 16, 17, 19 – кришки;
 18 – стрингер



Рис. 5.24. Вид літака Ан-140 з додатковим елементом ВО

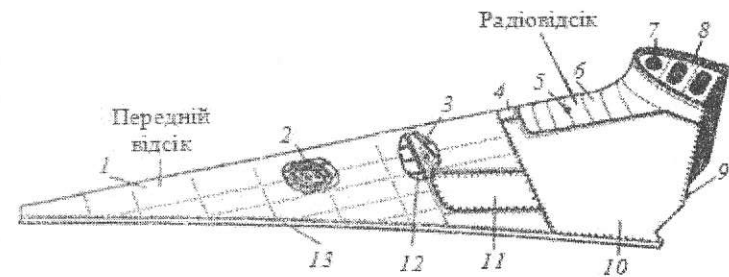


Рис. 5.25. Форкіль: 1 – обшивка переднього відсіку; 2 – фара підсвічування носка стабілізатора; 3, 8, – нервюра; 4 – обтікач; 5 – діафрагма; 6 – обшивка; 7, 9, 13 – профіль; 10 – панель радіовідсіку; 11 – кришка; 12 – стрингер

Аеродинамічні вимоги визначають зовнішні контури, розміри та параметри фюзеляжу, що забезпечують його мінімальний опір під час польоту та достатню повздовжню і шляхову стійкість літака.

До фюзеляжу висуваються такі ключові вимоги:

- мінімальний лобовий опір;
- раціональне використання внутрішніх об'ємів;
- зручне розташування екіпажу, пасажирів, обладнання, вантажів;
- забезпечення потрібного огляду з кабіни екіпажу;
- зручність завантаження та розвантаження;
- надійна герметизація (в герметичних фюзеляжах).

Жорсткість, довговічність і живучість конструкції, що є вимогами міцності, повинні виконуватися за мінімальної маси фюзеляжу. Ці вимоги реалізуються за умови надання фюзеляжу зовнішнього контуру.

5.4.1. Геометричні характеристики

З аеродинамічного погляду фюзеляж є шкідливою частиною літака, оскільки він практично не створює піднімальної сили, а створює значний лобовий опір. Для зменшення лобового опору габарити фюзеляжу повинні бути оптимальними. Для цього всі виступні деталі (ліхтарі, антени, радіоприлади та ін.) уписують у контур фюзеляжу. Обшивку роблять герметичною, щоб не було шкідливої течії струменів повітря через фюзеляж з області збільшеного тиску в область зниженого тиску.

Фюзеляж характеризується розмірами та формою поперечного перетину. Основними розмірами фюзеляжу є довжина L_{ϕ} , діаметр D_{ϕ} , подовження фюзеляжу, висота H та ширина найбільшого перетину (рис. 5.26).

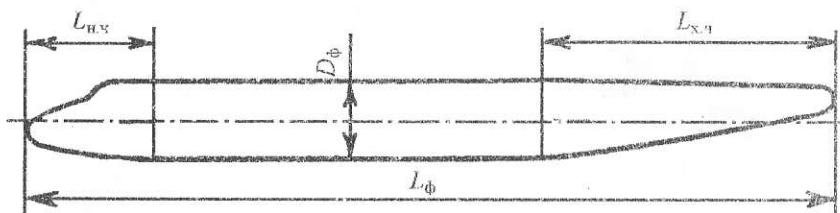


Рис. 5.26. Основні розміри фюзеляжу

Подовження фюзеляжу λ_{ϕ} – це відношення його довжини L_{ϕ} до діаметра підлоги D_{ϕ} , що дорівнює по площі мідельованому (найбільшому) перетину фюзеляжу:

$$\lambda_{\phi} = L_{\phi} / D_{\phi}.$$

Для фюзеляжу, перетин якого не є колом, діаметр знаходиться за формулою:

$$D_{\phi} = 2 \cdot (S_{\phi} / \pi)^{0,5},$$

де S_{ϕ} – площа мідельованого перетину.

У вантажних літаках форма та розміри поперечного перетину фюзеляжу залежать від призначення цих літаків. Вони визначаються габаритами перевізних вантажів та вантажних контейнерів, при цьому враховується можливість забезпечити достатню міцність за мінімальної маси.

У пасажирських літаках при визначенні розмірів поперечного перетину фюзеляжу виходять із мінімальної висоти h для пасажирів, які розташовуються в одному ряді.

Водночас слід урахувати, що розмір пасажирського приміщення на одну людину повинен бути $0,9-2,0 \text{ м}^3$.

Форма поперечного перетину (рис. 5.27) фюзеляжу виконується круглою (рис. 5.27, а), овальною (рис. 5.27, б), округлою з перетином двох радіусів (рис. 5.27, в, г), прямокутною з округленими кутами (коробчастого типу) (рис. 5.27, д).

На деяких літаках використовуються фюзеляжі, у яких поперечні перетини створені з двох кіл однакових або різних діаметрів.

Вантажна підлога на таких літаках установлюється по лінії перетину цих кіл.

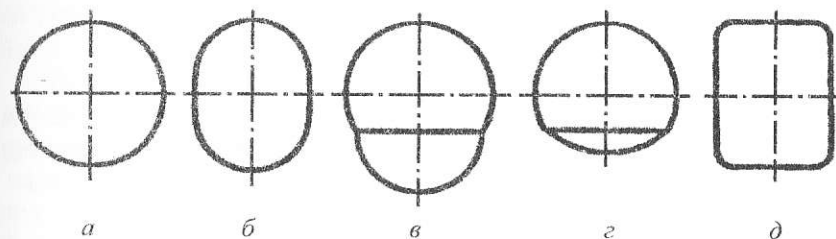


Рис. 5.27. Форми поперечного перетину фюзеляжу

Із погляду аеродинаміки та забезпечення достатньої міцності герметичного фюзеляжу при найбільшій його масі раціональним є фюзеляж круглого перетину, тому що поперечні елементи його від внутрішнього тиску працюють тільки на розрив.

Елементи каркасної групи фюзеляжу овального та прямокутного перетину працюють на розрив та згин, а відтак, такі фюзеляжі потребують посилення елементів конструкції, що призводить до збільшення маси.

Однак овальна і прямокутна форми фюзеляжу вигідніші від круглої завдяки раціональному використанню його габаритів.

Довжину фюзеляжу можна знайти з виразу для подовження фюзеляжу:

$$L_{\phi} = \lambda_{\phi} / D_{\phi}.$$

Подовження для літака обирається з умов його призначення. Пасажирські літаки мають подовження фюзеляжу $\lambda_{\phi} = 7-12$.

Подовження фюзеляжу $\lambda_{\phi} = 6-10$ мають вантажні літаки.

5.4.2. Навантаження фюзеляжу

На фюзеляж літака діють *зовнішні та внутрішні сили*, а на крило як було сказано вище, тільки *зовнішні*.

Зовнішнім навантаженням фюзеляжу є навантаження, яке передається на фюзеляж від таких частин літака, як крило, оперення, шасі, СУ, сили ваги самої конструкції фюзеляжу, аеродинамічні сили від потоку повітря.

Внутрішнім навантаженням є сила надмірного тиску в герметичній кабіні літака, якщо вона входить до силової схеми фюзеляжу.

За сталого польоту зовнішнє навантаження (аеродинамічні сили) діє у вертикальній площині, а МС дорівнюють масі, що розглядається. У криволінійному польоті у вертикальній площині

МС знаходять з урахуванням експлуатаційного перевантаження n_c за формулою:

$$P_{in}^e = g \cdot n_y^e$$

При цьому перевантаження n_y^e агрегатів і вантажу віддалене від ЦМ літака, унаслідок чого їх оберт відносно ЦМ буде залежати від кутового прискорення ϵ на відстані їх агрегату до ЦМ:

$$n_{y\text{ аґр}}^e = n_{y\text{ км}}^e \pm \Delta n_y^e, \text{ де } \Delta n_y^e = \epsilon \cdot x/g.$$

Отже, той самий агрегат залежно від величини кутового прискорення може мати різні за величиною МС.

Розрахункові випадки для фюзеляжу наведені в Авіаційних правилах та Нормах льотної придатності літаків (CS-25).

Наприклад, за бокового навантаження задньої частини фюзеляжу від ВО $P_{во}$ при відхиленні КН з'являється момент, який викликає закручення фюзеляжу:

$$M_{закр} = P_{во} \cdot h,$$

де h – відстань по вертикалі від сили $P_{во}$ до осі симетрії фюзеляжу в горизонтальній площині $M_{зг}$ (рис. 5.28).

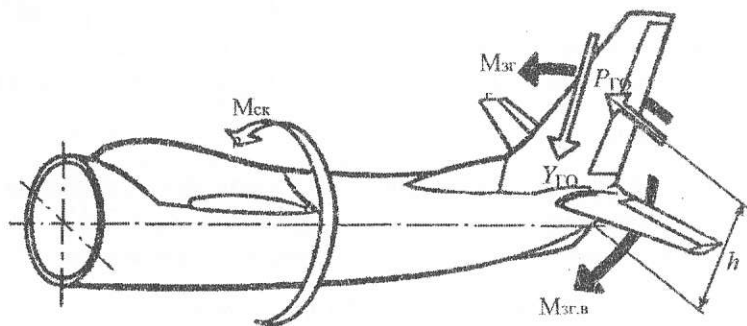


Рис. 5.28. Бічне навантаження фюзеляжу

Фюзеляж при розрахунках на міцність розглядається як балка, що спирається на крило. Навантаження конструкції фюзеляжу у вертикальній площині паралельне площині симетрії літака, і викликають вертикальний поперечний згин фюзеляжу під дією згинального моменту $M_{зг}$.

Сили $P_{во}$ і $P_{н.аґр}$ діють у горизонтальній площині і викликають момент кручення фюзеляжу $M_{зкр}$.

Отже, у кожному поперечному перетині фюзеляжу повинні з'явитися вертикальні та горизонтальні внутрішні поперечні сили,

які заважають зрізу та згину фюзеляжу у вертикальній та горизонтальній площинах, а також його закручуванню.

Легко помітити, що характеристики навантаження фюзеляжу й крила аналогічні. Отже, основні міркування щодо роботи крила під навантаженням можна перенести на фюзеляж. Але при розрахунках на міцність треба пам'ятати, що фюзеляж ще навантажується силами від внутрішнього тиску в герметичній кабіні.

5.4.3. Конструкції фюзеляжів

Фюзеляж літака складається з каркаса й обшивки. Відомі фюзеляжі трьох типів: *фермові*, *балкові* та *змішаної* конструкції.

Фермовий фюзеляж (рис. 5.29) являє собою просторову ферму, яка складається з чотирьох ферм (двох вертикальних та двох горизонтальних), зв'язаних між собою поперечним набором.

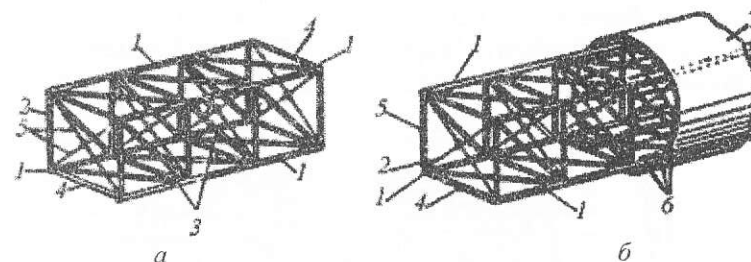


Рис. 5.29. Елементи фермових фюзеляжів:
 а – фермовий фюзеляж; б – фермово-балковий фюзеляж;
 1 – лонжерони; 2 – стояки; 3 – підкоси; 4 – розпірки;
 5 – розкоси або розчалки; 6 – стрингери; 7 – обшивка

Кожна плоска ферма складається з поясів, спільних для двох суміжних ферм, стояків та розкосів. Розкіс може бути замінений хрестом розчалок. Фермові фюзеляжі мають силовий каркас, що являє собою просторову ферму, яка зварюється зі стрижнів або труб.

Силовий каркас ферми сприймає всі навантаження за рахунок лише розтягування та стиснення стрижнів, а обшивка зберігає аеродинамічну форму фюзеляжу. До каркаса ферми кріпляться вузли, що з'єднують фюзеляж і крило та інші елементи.

Основною перевагою фермових фюзеляжів перед балковими є простота їх виготовлення й ремонту, а *недоліком* – слабка аеродинамічна привабливість, мала жорсткість та невеликий строк

експлуатації. Фермові конструкції застосовуються рідко, переважно для легких літаків.

Перехідним типом конструкції між фермовим та балковим фюзеляжами є *геодезична конструкція* фюзеляжу (рис. 5.30).

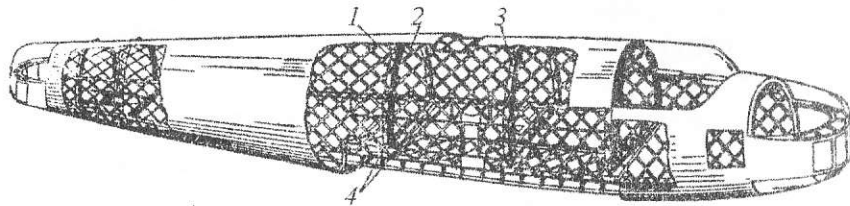


Рис. 5.30. Фюзеляж геодезичної конструкції:

1, 3 – лонжерони; 2 – елементи геодезичної сітки; 4 – пояси

Балковий фюзеляж є балкою овального або круглого перетину, яка складається з елементів каркасу та обшивки. Елементи каркасу й обшивки працюють на згин та кручення (рис. 5.31).

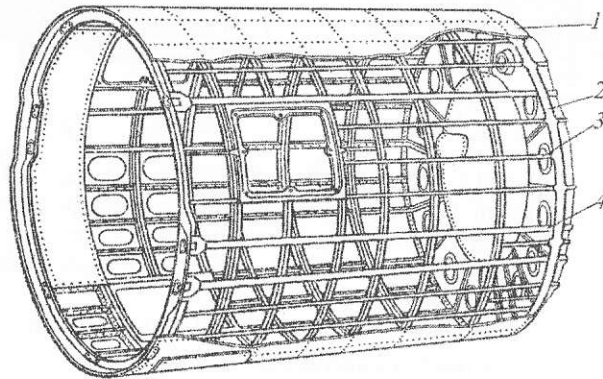


Рис. 5.31. Балковий фюзеляж:

1 – обшивка; 2 – шпангоути; 3 – стрингери; 4 – лонжерони

Існують три різновиди балкових фюзеляжів:

- лонжеронно-балковий;
- стрингерно-балковий (напівмонокок);
- обшивочно-балковий (монокок).

Балкові конструкції фюзеляжів вигідніші за фермові, оскільки силова частина утворює обтічну поверхню, силові елементи, які

розташовуються по периферії, залишаючи внутрішню порожнину вільною.

Це дає можливість отримати менший мідель: обшивка забезпечує гладку поверхню, що зменшує лобовий опір. Балкові фюзеляжі легші від фюзеляжів фермової конструкції.

Лонжеронно-балкові фюзеляжі застосовують дуже рідко, здебільшого в разі коробчастої форми його перетину.

Каркас лонжеронно-балкового фюзеляжу створюють лонжерони, стояки та розкоси у вертикальній площині, розпірки – у горизонтальній площині. Каркас обшито дюралюмінієвими листами (обшивкою).

Каркас *стрингерно-балкового* фюзеляжу складається з часто поставлених стрингерів і шпангоутів, до яких кріпиться металева обшивка з більшою товщиною ніж у лонжеронно-балкових фюзеляжів.

Фюзеляж типу *монокок* складається з товстої обшивки, прикріпленої шпангоутами, та має обмежений повздовжній набір для кріплення агрегатів і вантажів. Нині переважає стрингерно-балковий тип фюзеляжів.

Стрингери – це елементи повздовжнього набору каркасної групи, що зв'язують між собою елементи поперечного набору – шпангоути. Стрингери підкріплюють обшивку та сприймають переважно, повздовжні сили.

Конструктивні форми стрингерів фюзеляжу подібні до стрингерів крила. Крок між стрингерами залежить від товщини обшивки й лежить у межах 180–250 мм.

Розміри перетинів стрингерів міняються як по периметру контуру, так і по довжині фюзеляжу залежно від характеру й величини навантаження на каркас фюзеляжу.

Безстрингерний фюзеляж являє собою конструкцію, що складається з порівняно товстої обшивки, яка підкріплена тільки шпангоутами. У такому фюзеляжі всі навантаження сприймає обшивка.

На невеликих літаках використовують фюзеляжі змішаної схеми. Передня частина, до якої кріпляться двигун, крила, деякі агрегати, де розміщена кабіна, виконується за фермовою схемою. Хвостова частина, де немає великих люків, виконується за балковою схемою.

Лонжерони – це додаткові елементи повздовжнього каркаса фюзеляжу, які установлюють у зонах найбільшого навантаження. Лонжерони працюють на розтяг і стиск. Конструктивно виконання

лонжеронів дуже різноманітне. Вони можуть бути гнуті, пресовані чи склепані з декількох профілів і листових елементів та різних форм.

Шпангоути – це елементи поперечного набору фюзеляжу, які задають фюзеляжу форму поперечного перетину, забезпечують поперечну жорсткість, а також беруть на себе місцеве навантаження.

Шпангоути поділяються на нормальні (типові) і силові. Силові шпангоути ставляться в місцях прикладення зосереджених навантажень, наприклад, у місці кріплення до фюзеляжу, стояків шасі, частин оперення.

У найбільш навантаженій зоні фюзеляжу – зоні приєднання крила до фюзеляжу (рис. 5.32) усі конструктивні елементи мають найбільші розміри та міцність.

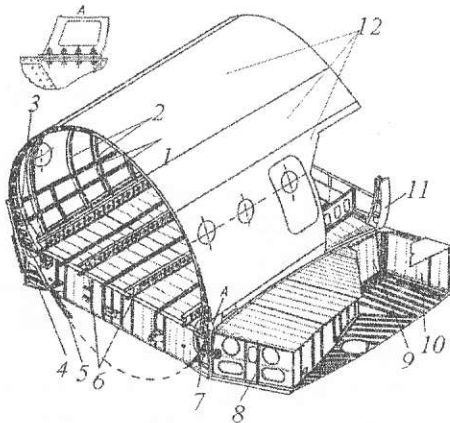


Рис. 5.32. Конструкція фюзеляжу в зоні приєднання крила:
 1 – стрингери панелі фюзеляжу; 2 – типові шпангоути фюзеляжу;
 3 – силовий шпангоут фюзеляжу; 4 і 7 – вузли посилення центроплана крила; 5 – нижня частина шпангоута;
 6 – лонжерони силової підлоги кабіни; 8 – передній лонжерон центроплана крила; 9 – силова нервюра центроплана; 10 – задній лонжерон центроплана; 11 – силовий шпангоут фюзеляжу;
 12 – панелі обшивки фюзеляжу

Нормальні шпангоути збирають з окремих штампованих частин, здебільшого Z-подібних або шеврових.

Крок між типовими шпангоутами може змінюватися від 200 до 650 мм.

Силові шпангоути складаються з окремих профілів та листових елементів. Іноді шпангоути пресують на потужних пресах.

Вирізи в обшивці фюзеляжу балкового типу різко зменшують міцність конструкції. Тому, щоб зберегти потрібну міцність обшивки, біля вирізів підкріплюють підсиленими стрингерами і підсиленими шпангоутами. Невеликі вирізи окантовують кільцями з матеріалу більшої товщини, ніж матеріал обшивки, іноді необхідну жорсткість забезпечують відбортовкою отвору.

Обшивку виконують із листового дюралюмінію або титану різної товщини (від 0,8 до 5 мм) та кріплять до елементів каркаса заклепками чи приклеюють (рис. 5.33). Листи обшивки з'єднуються між собою по стрингерах і шпангоутах.

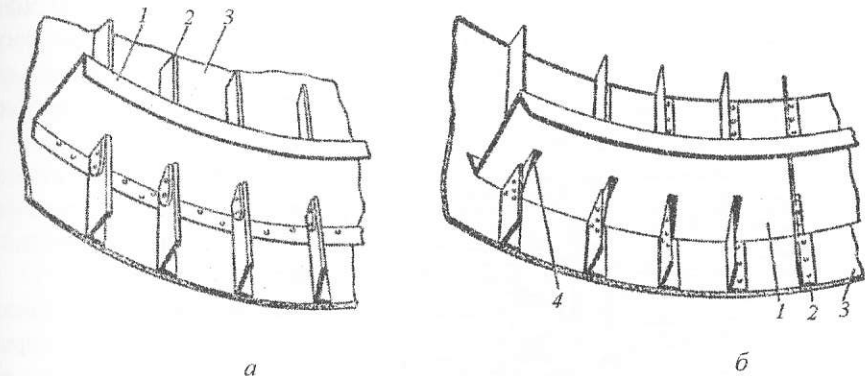


Рис. 5.33. Типове з'єднання обшивки зі стрингерами й шпангоутами:
 1 – шпангоут; 2 – стрингер; 3 – обшивка, 4 – книця

Фюзеляжі літаків невеликих розмірів роблять здебільшого нерознімними. У великих літаках для простоти виробництва, ремонту й експлуатації фюзеляж поділяють на декілька частин. З'єднання частин фюзеляжу залежить від конструктивної схеми. Частини фермових фюзеляжів з'єднують стиковими вузлами, установленими на лонжеронах, частини балкових фюзеляжів – по всьому контуру.

На рис. 5.34 показано типове членування фюзеляжу транспортних літаків на технологічні частини. Фюзеляж складається з трьох частин, кожна з яких утворена панелями, тобто ділянками обшивки з елементами повздовжнього набору.

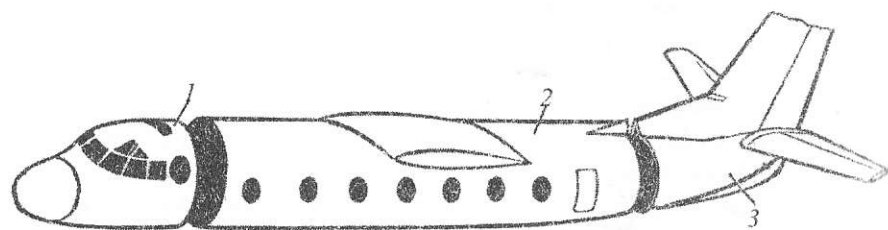


Рис. 5.34. Типове членування фюзеляжу:
1 – носова частина; 2 – середня частина; 3 – хвостова частина

Панелі з'єднуються з частинами шпангоутів та збираються остаточно в складальному стапелі. З'єднують панелі заклепувальним швом, деякі частини з'єднуються болтами по всьому периметру. Стикування виконується через фітинги, які кріпляться до стрингерів фюзеляжу (рис. 5.35) та з'єднуються між собою болтами крізь стінки двох напівшпангоутів.

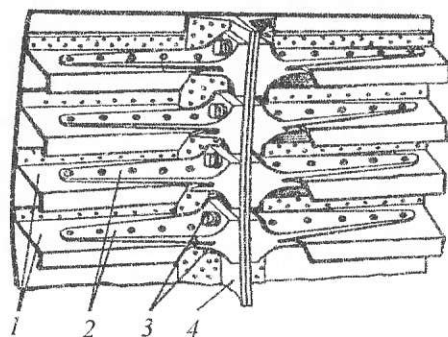


Рис. 5.35. Елементи фітингового рознімача:
1 – стрингери; 2 – фітинги; 3 – болти,
4 – напівшпангоут

Підлога в кабіні літака розраховується на максимальну розподілену статичну масу.

На пасажирських літаках це навантаження не перевищує 5 кН/м^2 , на вантажних досягає $7,5 \text{ кН/м}^2$. Каркас підлоги виконується з набору повздовжніх та поперечних балок фюзеляжу, стрингерів та з'єднувальних вузлів. Поперечний набір підлоги складається з балок шпангоутів. Пояси цих балок виготовляють зі штампованих профілів.

Панелі, які закривають каркас, виготовляють із листів пресованої фанери завтовшки 10–15 мм, із дюралюмінієвих листів, закріплених знизу профілями кутового й швелерного перетинів. На підлозі встановлюють гнізда для кріплення пасажирських крісел, а на вантажних літаках – замки для кріплення вантажу.

Вікна пасажирських кабін роблять прямокутними або круглої форми. Усі вікна мають подвійне засклення з органічного скла. Внутрішнє скло є головним працюючим склом, яке бере на себе навантаження від надмірного тиску в кабіні. Міжскловий простір через осушувальну систему, яка запобігає запотіванню й замерзанню скла, зв'язаний з порожниною гермокабіни.

Скло частини фюзеляжу, що забезпечує екіпажеві огляд, називається ліхтарем. Форма ліхтарів, їх розміщення й розміри повинні забезпечити найкращий огляд і найменший аеродинамічний опір. Лобове скло ліхтаря сучасних літаків має електропідігрівання, щоб унеможливити обліднення в польоті.

Герметизація скла робиться гумовою прокладкою або стрічкою із замазкою.

Отвори для входних дверей транспортних літаків розміщуються на боковій поверхні фюзеляжу або в нижній його частині. Габарити отворів для різних літаків регламентовані авіаційними правилами. Сучасні літаки виконують польоти на великих висотах. Такі польоти доцільні, зокрема, завдяки збільшеній економічній ефективності повітряного транспорту та підвищеній безпеці польотів (БП).

Однак відомі й недоліки цих польотів. Висота польоту впливає на діяльність людського організму. На великих висотах в організмі людини з'являються функціональні порушення, пов'язані з кисневим голодуванням.

Фізіологічними дослідженнями з'ясовано, що мінімальним значенням парціального тиску в альвеолах легень, при якому кров ще насичена на 80–85 % киснем, є значення 47–50 мм рт. ст. Цей тиск відповідає висоті 4,5 км, яка є фізіологічною межею висоти польоту у відкритій кабіні.

Прояви кисневого голодування можуть бути різноманітними: головний біль, зменшена швидкість реакції, погіршення зору й слуху, непритомність тощо.

Збільшити парціальний тиск кисню в альвеолах легень можна підвищенням тиску навколишнього повітря. Перший спосіб пов'язаний з використанням індивідуальних кисневих приладів, який може бути використаний до висоти 13,5 км.

Основним способом забезпечення життєвих умов на пасажирських літаках є другий спосіб підвищення тиску в кабінах екіпажу і

пасажирських салонах порівняно з атмосферним тиском на висоті. Для цього кабіни екіпажу і пасажирських салонів повинні бути герметичними, мають бути вжиті заходи для зменшення небезпеки декомпресії в разі порушення герметичності.

1. Із підняттям на висоту через зниження тиску й температури погіршується робота деяких агрегатів літака, двигуна й устаткування. Безпечна робота багатьох агрегатів спеціального обладнання може бути забезпечена тільки в разі створення навколо них необхідного тиску й температури повітря. Це можна зробити, якщо розташувати їх у герметичних відсіках.

2. Багаж та вантаж на великих висотах може бути зіпсованим. Для цього багажні приміщення повинні розташовуватися в герметичних відсіках.

3. При польотах літаків на висотах 12 км та вище на пасажирів і членів екіпажу діє космічне опромінення. Кабіни екіпажу й пасажирські салони розміщуються в герметичних відсіках фюзеляжу.

5.4.4. Основні фізіолого-гігієнічні вимоги до герметичних кабін

1. Тиск у кабіні повинен бути меншим на 0,75–0,70 від нормального тиску на $H = 0$, що відповідає «висоті в кабіні» 2400–2800 м («висота в кабіні» – це висота, на якій тиск атмосфери відповідає тиску в кабіні).

2. Швидкість зміни тиску в кабіні dp_k/dt повинна бути не більша за 0,18 мм рт. ст./с. Якщо швидкість зміни тиску більша, то виникають болі у вухах, лобних пазухах, суглобах і легенях.

3. Можливе тимчасове підвищення швидкості зміни тиску до 2,0 мм рт. ст./с при екстремому зниженні літака.

Оскільки $dp_k/dt = (dp_k/dH) \cdot (dH/dt) = (dp_k/dH) V_y$, то це потребує витримувати вертикальну швидкість літака V_y залежно від закону зміни тиску в кабіні з висотою.

4. Температура повітря в кабіні має бути 18–22 °С.

5. Швидкість руху повітря в кабіні не повинна бути більшою за 0,5 м/с.

6. Повітря в кабіні має бути свіжим і чистим, для цього повітря на борту літака змінюється 20–30 разів за годину польоту.

7. Відносна вологість повітря в кабіні повинна підтримуватися в межах від 25 до 60 %.

5.4.5. Закони регулювання тиску повітря в герметичних кабінах

Для виконання першої з перелічених вище вимог у герметичній кабіні повинен бути створений надмірний тиск тим більше, чим висота польоту $H_{пол.}$. В іншому разі важливим є закон, за яким буде змінюватися тиск у кабіні під час набору літаком висоти й при його зниженні. Відомі декілька законів регулювання тиску в кабіні:

1. Тиск у кабіні до висоти 2400–2800 м змінюється так само, як атмосферний, а потім підтримується сталим (рис. 5.36, закон А-Б-С). Цей закон обмежує швидкості набору висоти величиною $V_y = 2 \dots 2,5$ м/с на ділянці А-Б, але ж тут треба мати якомога більшу вертикальну швидкість для зменшення часу дії шуму від двигунів у районі аеропорту. Цей закон на пасажирських літаках не застосовують.

2. Тиск у кабіні до деякої висоти, відповідної розрахунковому тиску, залишається сталим, а потім зменшується так, щоб залишити сталим перепад тиску між кабіною й атмосферою (рис. 5.37, закон А-Б-С). Цей закон дозволяє набирати значну висоту без обмеження вертикальної швидкості.

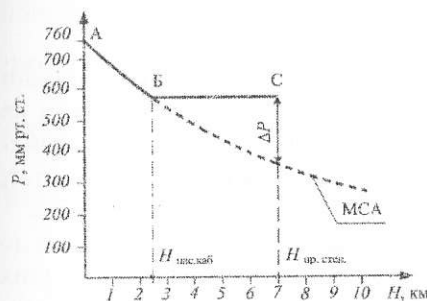


Рис. 5.36. Закон регулювання тиску з малою вертикальною швидкістю

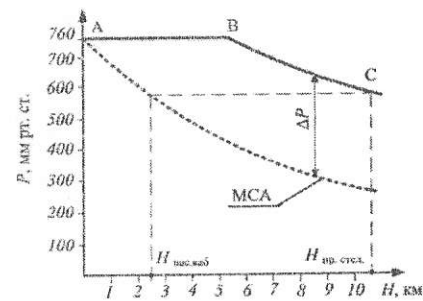


Рис. 5.37. Закон регулювання тиску зі змінною вертикальною швидкістю

Подальший набір висоти повинен виконуватися з вертикальною швидкістю від 3,5 м/с на висоті 5 500 м до 5,9 м/с – на висоті 10 000 м.

Розрахунковий перепад тиску між кабіною й атмосферою визначається як різниця між атмосферним тиском на розрахунковій висоті польоту (максимальній експлуатаційній висоті) і тиском на висоті 2,4–2,8 км.

Закон А-Б-С дуже поширений на пасажирських літаках, тому що пристрої регулювання тиску прості.

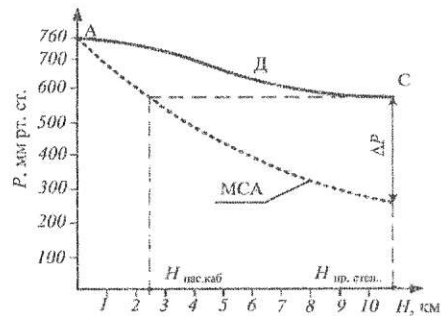


Рис. 5.38. Закон регулювання тиску з необмеженою вертикальною швидкістю

збільшує ресурс фізеляжу, але пристрої, які регулюють тиск, — дуже складні.

5.4.6. Герметизація кабін

Щоб зберегти в кабіні надмірний тиск, треба забезпечити її герметизацію. Повну герметизацію кабін виконати неможливо, тому допускається деякий витік повітря з кабін, який не повинен знижувати БП.

Критерієм герметичності є час падіння тиску з величини робочого надмірного до значення 10 кПа. Цей час повинен бути не менше ніж 25–30 хвилин. Герметизація кабін досягається герметизацією обшивки, люків і дверей, скла вікон, виводів із кабін тяг, тросів, валів керування літаком і двигунами, різних трубопроводів.

Герметизація листів обшивки в місцях їх з'єднання та кріплення до елементів каркаса фізеляжу досягається застосуванням багаторядних швів, установленням спеціальних ущільнень, які закладаються між листами обшивки й каркасом. Із внутрішнього боку кабіні заклепувальні шви покривають герметизувальними замазками.

Герметизація дверей, вантажних люків, запасних виходів, вікон, ліхтаря виконується гумовими профілями та прокладками. Для герметизації проводки керування, електричних дротів та інших елементів використовують гермовиводи.

5.5. Шасі

Шасі — система опор, яка слугує для підтримання ЛА на землі під час стоянки, а також під час руху по поверхні ЗПС та рулильних доріжок.

Шасі забезпечує розбіг літака при зльоті, пробіг його після посадки, пересування по допоміжних смугах, гальмування перед розбігом та під час посадки, а також стійке стояння літака в процесах завантаження, вивантаження корисного навантаження та при ТО.

В усіх випадках шасі сприймає статичні та динамічні навантаження, захищаючи конструкцію агрегатів літака від руйнування.

Опори шасі кріпляться знизу до конструкції планера. Опори мають пружні силові елементи, що пом'якшують удари та поглинають кінетичну енергію літака, яка виникає під час руху по землі. Такими пружними елементами є пневматики коліс та амортизатори. Маса шасі становить від 3,5 до 5 % злітної маси літака.

На сучасних літаках шасі зазвичай прибирається в польоті в спеціальні ніші в конструкції планера, що зумовлює зменшення лобового опору та підвищення крейсерської якості літака. На літаках, які мають малу швидкість польоту, застосувати таке шасі недоцільно.

До шасі висувають такі головні технічні вимоги:

- шасі на ЛА має забезпечувати стійкість і керованість літака під час руху по поверхні летовища;
- конструкція та схеми розташування шасі повинні забезпечити необхідну прохідність — можливість руху по поверхні ЗПС;
- у конструкцію шасі має входити амортизація для пом'якшення ударів під час посадки та руху по ЗПС;
- конструкція шасі повинна відповідати вимогам норм міцності при найменшій вазі та мати заданий ресурс.

5.5.1. Основні схеми шасі літака

Схема шасі характеризується кількістю опор і їх розташуванням відносно ЦМ літака та значною мірою визначає його злітно-посадкові властивості.

Розрізняють такі основні схеми шасі залежно від розташування основних і допоміжних опор відносно ЦМ літака: із хвостовою опорою, з передньою опорою, велосипедного типу та багатоопорну.

Літак із хвостовою опорою має основні опори попереду ЦМ, а хвостову опору — позаду ЦМ (рис. 5.39, а).

У літака з передньою опорою шасі (ПОШ), основні опори розташовуються позаду ЦМ літака симетрично відносно його поздовжньої осі, а передня опора (ПО), що розташована в площині симетрії літака, попереду ЦМ (рис. 5.39, б).

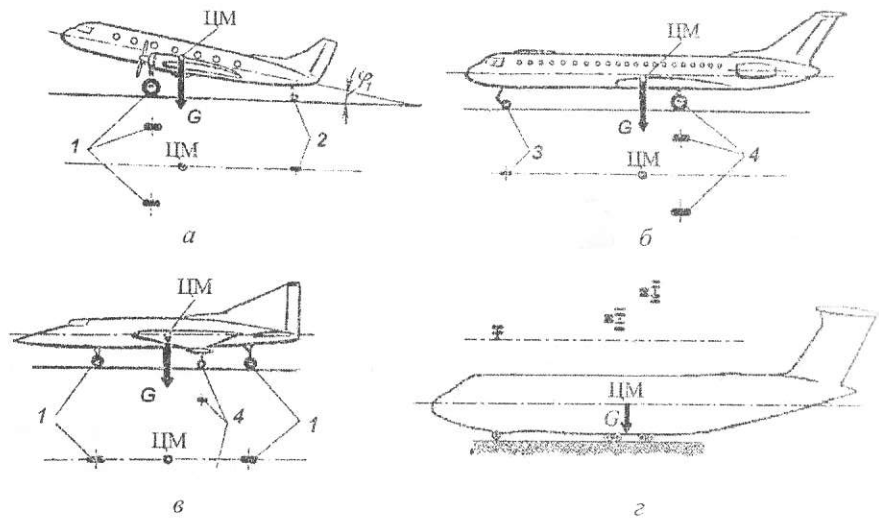


Рис. 5.39. Основні схеми шасі:
 а – із хвостовою опорою; б – із носовою опорою;
 в – шасі велосипедного типу; г – багатоопорне шасі

У літаків із шасі велосипедного типу ЦМ знаходиться приблизно на однаковій відстані від коліс або колісних возиків, які розміщуються в повздовжній площині літака одні за одними (рис. 5.39, в).

Бокові опори, які розташовані на кінцях крила, ударне навантаження при посадці й зльоті не сприймають. Шасі велосипедного типу застосовують на швидкісних літаках, тому що крило має малу товщину.

Багатоопорні схеми шасі (рис. 5.39, г) застосовуються на літаках із підвищеною прохідністю і на важких літаках для нормальної експлуатації їх із ЗПС. На рис. 5.39, г показано важкий транспортний літак, який має на основних опорах 24-и колеса. Колеса змонтовані на чотирьох стояках, які попарно зміщені в повздовжньому напрямку.

Задня пара стояків, крім того, зміщена в поперечному напрямку відносно ПО. Це робиться для зручності розташування шасі в прибраному положенні та для розподілення вантажу літака на більшу поверхню. Центр мас літака знаходиться між передніми й задніми опорами шасі.

Найбільш поширене на сучасних літаках трьхопорне шасі з носовою опорою. Це можна пояснити низкою переваг, які отримав літак такої схеми, з-поміж яких, зокрема:

- великі швидкості посадки без капотування (завалювання на ніс);
- енергійне гальмування;
- гарний огляд екіпажу з кабіни пілотів;
- зручності для пасажирів;
- просте завантаження літака;
- горизонтальне розміщення ГТД відносно ЗПС.

Розглянемо ключові параметри на прикладі вказаної схеми. Вони зображені на рис. 5.40.

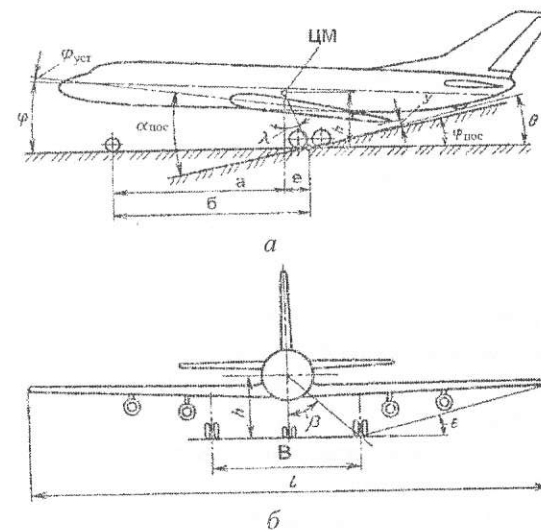


Рис. 5.40. Основні параметри шасі з носовою опорою

За вісь літака беруть будівельну горизонталь фюзеляжу (БГФ), яка є основою для відліку. Для того щоб краще зрозуміти, як обирати параметри шасі, треба розглянути фази його руху під час зльоту й посадки. Розбіг літака виконується спочатку в трьхопорному положенні, а потім з піднятою ПО.

Зазвичай літак підводиться до землі з опущеною хвостовою частиною (на куті атаки $\alpha_{\text{нос}}$) і торкається посадкової смуги колесами основних опор шасі (ООШ). Швидкість літака під час пробігу зменшується, що призводить до опускання літака на ПО.

З розбігу та посадки літака впливають умови, які пов'язують кутові параметри розташування шасі.

1. Для того щоб літак опустився на ПОШ під дією ваги, обов'язково потрібно, щоб кут виносу λ був більший від кута перекидання θ , тобто $\lambda > \theta$. Кут перекидання θ утворено перпендикуляром із ЦМ літака до ЗПС і лінією, що з'єднує центр мас з точкою перетину осі ООШ зі ЗПС.

2. Для того щоб у перший момент посадки літак міг мати кут атаки крила $\alpha_{\text{пос}}$, не торкаючись землі хвостовою частиною фюзеляжу, потрібно, щоб:

$$\varphi_{\text{уст}} + \varphi + \theta \geq \alpha_{\text{пос}},$$

де $\varphi_{\text{уст}}$ – кут установлення крила, кут, утворений перетином БГФ і продовженням проєкції геометричної хорди крила на площину симетрії літака (ХОУ); φ – стоянковий кут літака, кут між БГФ і БГФ на стоянці.

3. Треба, щоб кут атаки крила при положенні літака на трьох точках не був більшим від найменшого значення кута при розбігу: $\varphi_{\text{уст}} + \varphi < \alpha_{\text{розб}}$, за таких умов пілот може керувати кутом розбігу літака.

Під час компонування літака обирають $\alpha_{\text{пос}} = \alpha_{\text{крит}} - \Delta\alpha$, де $\alpha_{\text{крит}}$ – критичний кут крила з випущеною механізацією в посадковому положенні, $\Delta\alpha = 2 \dots 3^\circ$.

Кут установлення крила обирають рівним куту атаки на основному режимі польоту літака. Згідно зі статистикою $\varphi = 0 \dots 6^\circ$.

Розмір у характеризує найменшу відстань від поверхні частини літака (або гвинта) до землі. Згідно з нормами льотної придатності (CS-25) значення у має бути не менше ніж 200 мм.

Умови розміщення шасі, які пов'язані з вибором його параметрів, повинні перевірятися за всіх несприятливих випадків стискання амортизатора.

Величина бази шасі (розмір b на рис. 5.40, а) оцінюється відношенням $u/L_{\text{ф}}$, де $L_{\text{ф}}$ – довжина фюзеляжу. Відповідно до статистики $u/L_{\text{ф}} = 0,25 \dots 0,4$. Літак має повздовжнє розгойдування під час переміщення по нерівностях у випадку малої бази шасі.

Винос основних опор назад $e = h \cdot \text{tg } \lambda$, де h – висота від ЦМ до ЗПС. Рациональні значення відношення $e/b = 0,05 \dots 0,1$.

Відрив передній опори від землі ускладнюється при зростанні значення e/b . За менших значень e/b – відрив легкий, проте керу-

вання переднім колесом малоєфективне. Можливість перекидання літака на хвостову частину фюзеляжу виникає за малого e/b , оскільки зменшується кут λ .

Перейдемо до розгляду параметрів, які характеризують розташування шасі на вигляді літака спереду (див. рис. 5.40, б).

На сучасних літаках величина колії шасі B залежить від місця закріплення й способу вбирання шасі.

Величина B впливає на поперечну стійкість літака під час руху його по землі. Мала колія підвищує схильність літака під час руху по нерівностях ЗПС до перекидання на крило при боковому ковзанні або крутому повороті і несиметричному обгисканні амортизації. З іншого боку, велика колія при несиметричних ударах призводить до появи моментів, що розвертають літак.

Мала величина кута β сприяє перекиданню літака на крило при його розвороті на ЗПС. Величина кута β повинна бути не меншою за 15° . Кут ε – кут найбільшого крену. Значення кута ε визначається так, щоб крило літака та гондола двигуна не чіпляли поверхню ЗПС. Кут ε має бути не меншим за 10° . Що більша висота ЦМ літака h , то сильніше впливають на літак інерційні сили. При розгоні й гальмуванні з прискоренням поздовжній момент інерційних сил $M_{\text{ин}} = G \cdot h/g$.

Він характеризує зміну навантаження на носову та основні опори. Безпека проти бокового капота може бути посередньо оцінена за величиною кута β . Зменшення цих кутів збільшує безпеку капота.

Нині вибір оптимальних параметрів шасі істотно впливає на паливну ефективність літаків у режимах зльоту та посадки. Це треба враховувати під час проектування літаків.

5.5.2. Сили, які діють на шасі літака

Під час стоянки літака між поверхнею аеродрому і опорами літака – колесами шасі – виникають реакції взаємодії. Сили реакції (рис. 5.41) спрямовані вертикально вгору і дорівнюють у сукупності маси літака.

При ковзанні $R'_{\text{пер}} + 2R'_{\text{гол}} = G$, де $R'_{\text{пер}}$ – навантаження на передній стаяк шасі; $2R'_{\text{гол}}$ – навантаження на головний стаяк шасі.

Значення сил навантаження на опори залежать від відстаней від ПО до центра мас та від головних опор до ЦМ:

$$R'_{\text{пер}} = G \cdot b/(a + b); 2R'_{\text{гол}} = G \cdot a/(a + b).$$

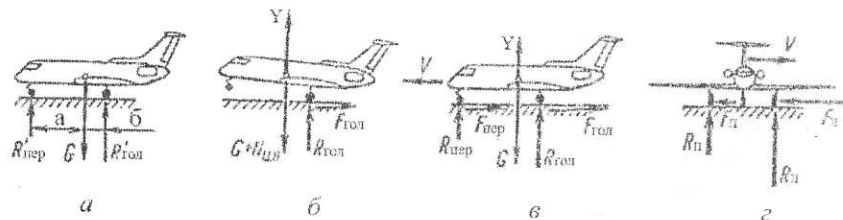


Рис. 5.41. Навантаження, які діють на шасі літака:
 а – на стоянці; б – під час приземлення; в – під час розбігу;
 з – під час посадки з ковзанням

Зазвичай сила, що діє на ПО, становить від 6 до 9 % від загальної маси ПС.

Під час руху по ЗПС аеродрому сили діють на шасі під кутом до горизонту. Горизонтальні складові сил ($F_{гол}$ і $F_{пер}$) збільшуються під час гальмування та в разі наїзду колеса на нерівності.

Бокові складові реакції землі F_n і F_n з'являються під час посадки зі знесенням або в разі різкого повороту на ЗПС (рис. 5.41, з).

Зовнішній стояк при цьому навантажується завжди більше за внутрішній. Розрахункові навантаження на стояки шасі значно перевищують навантаження, які є під час стоянки. Значні інерційні сили виникають у момент приземлення та під час пробігу ПС по ЗПС.

Розрахунок шасі на міцність виконують з урахуванням експлуатаційних перевантажень і коефіцієнта безпеки:

$$n^p = n^e \cdot f, \text{ де } n^e = 2,6 \dots 3,5 \text{ і } f = 1,5 \dots 1,65.$$

5.5.3. Основні частини і силові схеми шасі

Основними конструктивними частинами шасі є: колеса на головних опорах, зазвичай із гальмами, амортизатори, підкоси, замки, підйомники.

Конструктивно шасі виконують у вигляді ферми, балки та у вигляді балкової ферми.

Конструкцію шасі у вигляді *ферми* показано на рис. 5.42.

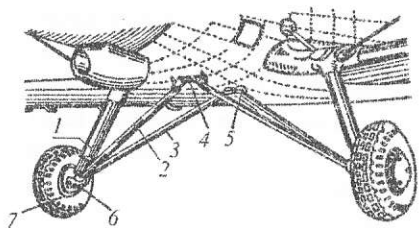


Рис. 5.42. Загальний вигляд шасі літака типу ферми: 1 – амортизатор; 2 – передній підкіс; 3 – задній підкіс; 4 – вузол кріплення передніх підкосів до фюзеляжу; 5 – вузол кріплення задніх підкосів до фюзеляжу; 6 – вузол кріплення півосі до переднього підкосу; 7 – колесо

Ця конструкція відтворює просторову ферму, до якої прикріплюються колеса. У наш час такі конструкції застосовуються лише на літаках з низькою (до 250 км/год) швидкістю польоту.

Конструкцію шасі у вигляді *балки* показано на рис. 5.43.

Такі конструкції являють собою консольну балку, верхній кінець якої прикріплюють до крила або фюзеляжу, а на нижньому кінці закріплюють колесо. Стояк такого балкового шасі під дією сил реакції землі працює на стиснення та згин.

Максимальне навантаження припадає на вузол кріплення стояка до фюзеляжу або крила літака, тому цей вузол повинен бути достатньо міцним.

Фермово-балкову конструкцію шасі показано на рис. 5.44. Конструкція складається з консольної балки 7, що підкріплюється підкосами 1, які зменшують згинальний момент.

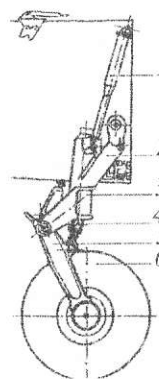


Рис. 5.43. Балкове шасі:
 1 – циліндр прибирання;
 2 – траверса; 3 – амортизатор з гаком; 4 – шатун; 5 – важіль;
 6 – колесо

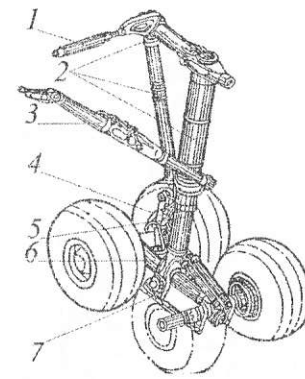


Рис. 5.44. Фермово-балкове шасі:
 1 – циліндр прибирання;
 2 – ферма; 3 – підкіс; 4 – шліц-шарнір; 5 – шток амортизатора;
 6 – балка візка; 7 – демпфер

Прохідність літака є величиною, яка залежить від питомого тиску на поверхню ЗПС. Зменшення питомого навантаження на поверхню ЗПС є проблемою для літаків з великою злітною і посадковою масою. Щоб розв'язати цю проблему, застосовують шасі, що має багато опор.

Останнім часом широко використовують шасі з підвіскою у вигляді важеля (див. рис. 5.43) Вісь колеса такого шасі розташовується не безпосередньо на амортизаторі, а на кінці важеля у

вигляді виделки. Амортизатор сприймає лише осьові навантаження завдяки шарнірному з'єднанню з важелем та не сприймає навантажень від згинального моменту.

Шасі літаків буває таким, що прибирається в крило або фюзеляж літака, або таким, що не прибирається. Шасі, що прибирається за своєю конструкцією значно складніше, але аеродинамічний опір такого шасі на 20...35 % менший, ніж у того, яке не прибирається, що дозволяє значно економити на пальному. Для літаків, у яких питома навантаження на крило перевищує 100 кг/м^2 , варто застосовувати шасі, що прибирається.

5.5.4. Авіаційні колеса

Авіаційні колеса сприймають енергію ударів та призначені для пересування літака по ЗПС. Конструктивно авіаційні колеса виконують у вигляді барабана і пневматика.

Умови роботи пневматиків на сучасних літаках з ГТД характеризуються підвищеним надлишковим тиском і великими деформаціями порівняно з деформаціями для автомобільних пневматиків.

Пневматик складається з покришки і камери (рис. 5.45).

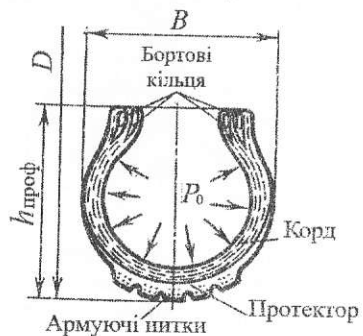


Рис. 5.45. Конструкція пневматика

Для забезпечення більш високих швидкостей використовують безкамерні пневматики. Багатошаровий силовий каркас покришки виготовляється з бавовняного або капронового корда, укладеного хрест на хрест. У борти вмонтовуються кільця жорсткості з роляного дроту, що закріплюють пневматик на колесі.

Колеса бувають з гальмами і без них. Гальмові колеса встановлюють на головні опори шасі, а колеса без гальм – на передні і хвостові колеса. Конструкцію сучасного колеса показано на рис. 5.46.

5.5.5. Гальма коліс шасі

Кінетична енергія літака в момент його приземлення становить:

$$A = G_{\text{пос}} \cdot V_{\text{пос}}^2 / 2g, \quad (5.1)$$

де $V_{\text{пос}}^2$ – посадкова швидкість літака; $G_{\text{пос}}$ – посадкова маса літака; g – прискорення вільного падіння.

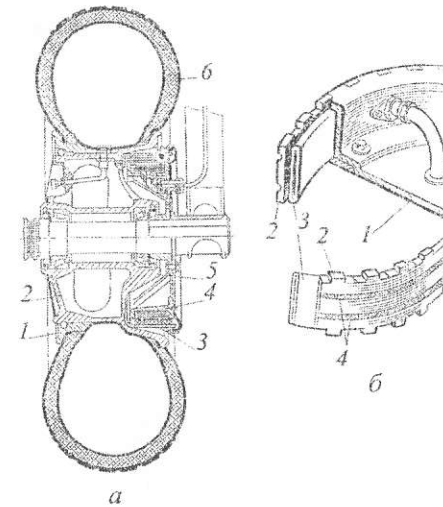


Рис. 5.46. Конструкція колеса шасі: 1 – барабан; 2 – реборда; 3 – гальмівна сорочка; 4 – гальмо; 5 – маточина; 6 – пневматик камерного гальма; б: 1 – корпус гальма; 2 – гальмівна колодка; 3 – гумова камера; 4 – пружина

Протягом 15...30 с (це час пробігу літака після приземлення) необхідно розсіяти енергію руху літака. Частина цієї енергії витрачається на додання аеродинамічного опору, частина – на опір коліс, щоб котитися, а значна частина цієї енергії розсіюється гальмами у вигляді тепла.

Застосування гальм коліс дозволяє скоротити довжину пробігу літака після приземлення, завдяки чому зменшується довжина ЗПС.

Підвищення ефективності гальм досягається завдяки застосуванню автоматів юзу, які унеможливають ковзання коліс.

Конструкційно авіаційні гальма виконують колодковими, дисковими або камерними, з електричним, гідравлічним або механічним приводом. Останнім часом найчастіше використовуються дискові гальма.

Конструкцію дискового гальма зображено на рис. 5.47. Основними елементами дискового гальма є: 1 – канал підведення рідини; 2 – корпус гальма; 3 – корпус колеса; 4 – рухомий диск; 5 – нерухомий диск; 6 – гумове кільце; 7 – кільцевий поршень; 8 – кільцевий диск; 9 – кільцева регулювальна шайба.

5.5.6. Амортизатори

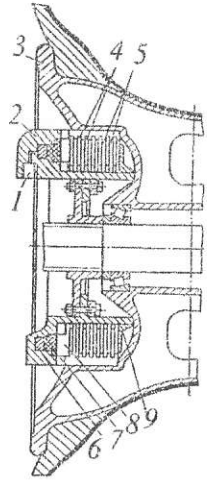
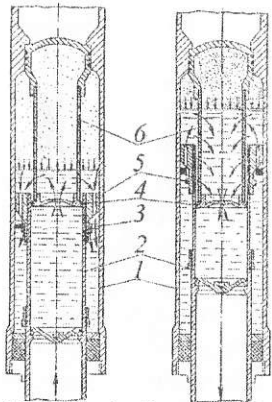


Рис. 5.47. Дискове гальмо



Прямий хід Зворотний хід

Рис. 5.48. Рідинно-газовий амортизатор: 1 – циліндр; 2 – золотник; 3 – кільце золотникове; 4 – діафрагма; 5 – поршень; 6 – труба плунжера

гуми. У такому амортизаторі при ударі коліс об ЗПС під впливом сили реакції землі шток із поршнем переміщується всередину нерухомого циліндра.

Амортизатори – це пристрої, призначені для поглинання кінетичної енергії удару шасі літака під час його приземлення і пересування по ЗПС.

Під час приземлення літак має досить велику вертикальну швидкість, а тому – значну кінетичну енергію (див. формулу (5.1)).

Приземлення літака без амортизаторів призведе до руйнування конструкції шасі або планера літака. Енергія при ударі пропорційна зусиллю і переміщенню: $A = P \cdot S$. Амортизатор дозволяє збільшити величину S і за рахунок цього зменшити навантаження на шасі літака.

У сучасних конструкціях літаків найбільш поширені *рідинно-газові амортизатори*, у яких розташована дозована кількість рідини і газу – стисненого азоту.

Рідинно-газовий амортизатор (рис. 5.48) являє собою з'єднані за принципом телескопа циліндричні частини, які створюють робочу камеру. Зазвичай верхня частина амортизатора нерухомо прикріплюється до конструкції літака, а до другої, рухомої частини, крістяться вісь колеса.

Унеможливує поворот рухомої частини амортизатора навколо вертикальної осі *шлиц-шарнір*.

Робоча камера стояка шасі ділиться на дві порожнини за допомогою спеціальної діафрагми.

Герметичність амортизатора забезпечується за допомогою спеціальних манжет, які виготовляються зі шкіри або

Внутрішній об'єм стояка під впливом переміщення штоку зменшується, і рідина з великою швидкістю перетікає спочатку крізь отвір у діафрагмі, а потім крізь отвір у трубі плунжера. Енергія удару витрачається на збільшення тиску газу, гідравлічний опір і тертя манжет. Кінетична енергія, яка витрачається на стиснення амортизатора, накопичується у вигляді потенціальної енергії стисненого газу.

Коли зовнішня енергія повністю використана, стиснення амортизатора припиняється і починається зворотний рух поршня.

5.5.7. Коливання носового стояка

Під час кочення пневматичних коліс без прослизання по рівній поверхні можуть спостерігатися самозбудні коливання коліс, унаслідок можливості їх повороту і бічного зсуву. Наочним прикладом можуть слугувати автоколивання самоорієнтованих коліс дитячих візочків, а також візків вантажників на вокзалах.

Такі самі коливання коліс, що спостерігалися в автомобілів і літаків, у 20-х роках ХХ ст. дістали назву «шимі» за їхню зовнішню схожість з модним у той час однойменним бальним танцем. Цей термін уживається також у публікаціях французького інженера російського походження D'emintri Sensaud de Lavaud (1927).

Автоколивальну природу «шимі» коліс помітив Б. А. Глух (1935). У подальшому істотний внесок у вивчення цього явища зробили Ю. Б. Румер і М. В. Келдиш, А. В. Смрчек, В. С. Гоздек.

Сьогодні дають таке визначення явища шимі. Шимі – це автоколивання коліс (рис. 5.49), що котяться, з пневматичною шиною транспортного засобу, що виявляються у вигляді інтенсивних коливань коліс за допомогою поворотів відносно вертикальної осі і пов'язаними з таким рухом переміщеннями коліс у бічному напрямку і нахилом коліс щодо горизонтальної осі (а також у разі несиметричної підвіски коліс, рухами вздовж горизонтальної і вертикальної осей). Підведення енергії

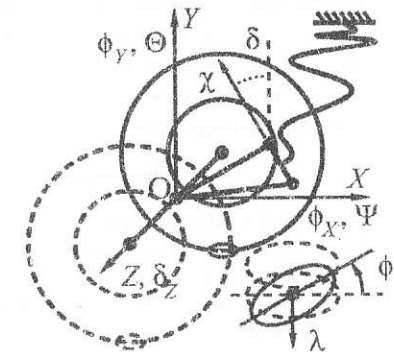


Рис. 5.49. Спрощена схема виникнення «шимі» стояка шасі

в систему зумовлене неконсервативною взаємодією шини, що котиться, з дорожнім покриттям. Це явище не має прямого стосунку до коливань, викликаних нерівноваженістю коліс, що обертаються, і (або) нерівностями дорожнього покриття, й існує незалежно від останніх.

Установлення коліс пов'язане з центральною системою координат. У незбуреному русі вісь OX напрямлена вперед у напрямку руху, вісь OY – вертикально вгору, вісь OZ – убік у правому напрямку. Положення установлення коліс характеризується поворотами Ψ і Θ відносно перших двох осей і зсувом Z уздовж третьої осі; основні позначення такі: δ – нахил осі самоорієнтації коліс; Θ – коефіцієнт розсіяння енергії, який іноді доцільно враховувати.

Носовий стаяк літака має вільноорієнтоване колесо. Таке колесо може вільно повертатися відносно вертикальної осі амортизаційного стояка в межах 45° у кожний бік від нейтралі. Без цього на колеса діяли б бокові сили, які спричинили б нестійкість літака під час пробігу й розбігу. Колесо носової опори може здійснювати коливання під час пробігу й розбігу, оскільки воно вільноорієнтоване. Збуджуються коливання тертям об поверхню ЗПС. Зазвичай коливання виникають за значних швидкостей руху літака по поверхні ЗПС.

Колівання підтримуються за рахунок кінетичної енергії літака, що рухається. Амплітуда коливань може бути настільки великою, що зруйнує шасі літака. Щоб унеможливити це явище, передні стояки шасі оснащуються спеціальними гасниками коливань.

Амплітуда коливань значно зменшується, коли носовий стаяк має два колеса на одній загальній осі, однак у цьому разі, виконуючи технічне обслуговування шасі, персонал повинен контролювати різницю тиску в пневматиках.

Запитання та завдання для самоперевірки

1. Яке призначення та функції крила літака?
2. Які вимоги висуваються до крил літаків?
3. Що таке аеродинамічна якість крил літаків?
4. Назвіть навантаження, які діють на крило літака.
5. Який напрямок мають навантаження, що діють на крило літака?
6. Надайте схематично навантаження крила літака.
7. Як розподіляються навантаження по консолі крила літака?
8. Розкажіть про розподіл навантажень за законом хорд.
9. Як впливають інерційні сили на навантаження крил літаків?
10. Поясніть роботу крила літака під навантаженням.
11. У чому полягає суть методу розсічення крила на частини?

12. Що таке центр жорсткості крила літака?
13. Як визначається згинальний момент крила?
14. Які конструктивні чинники впливають на згинальний момент крила?
15. Як визначається скручувальний момент крила?
16. Які конструктивні чинники впливають на величину скручувального моменту крила?
17. Назвіть основні конструктивні елементи крила літака.
18. Які навантаження діють на крило літака?
19. Назвіть призначення балкового лонжерона крила.
20. Назвіть призначення фермового лонжерона крила.
21. Як працює лонжерон під навантаженням?
22. Поясніть роботу дволонжеронного крила.
23. Що таке стрингер та яка його конструкція?
24. Що таке нервюра та яка її конструкція?
25. Зобразіть конструктивно-силові схеми крил літаків.
26. Яке призначення механізації крил літаків?
27. Які функції механізації крил літаків?
28. Назвіть види механізації передньої кромки крила літака.
29. Назвіть види механізації задньої кромки крила літака.
30. У чому суть керування примежовим шаром?
31. Яке призначення оперення літаків?
32. Які конструктивні особливості оперення літаків?
33. Яке призначення фюзеляжів літаків та які вимоги висуваються до них?
34. Які конструктивні частини фюзеляжів літаків?
35. Для чого герметизують фюзеляж літака?
36. Як змінюються зовнішні умови з підйомом на висоту?
37. Які фізіолого-гігієнічні вимоги висуваються до кабін літаків?
38. За яким законом регулюють тиск у кабіні літака?
39. Які критерії герметичності фюзеляжу літака?
40. Яке призначення шасі літака?
41. Яким вимогам мають відповідати шасі літаків?
42. Наведіть основні схеми шасі літаків.
43. Які переваги і недоліки різних схем шасі літаків?
44. Наведіть ключові геометричні характеристики шасі літаків.
45. Які сили діють на шасі літаків під час стоянки та руху по ЗПС?
46. У чому полягають особливості розрахунків шасі літаків?
47. Назвіть ключові частини шасі літаків.
48. Які силові схеми шасі літаків існують?
49. Які переваги висувних авіаційних шасі?
50. Якою є конструкція авіаційних коліс?
51. Яке призначення гальм авіаційних коліс?
52. Дискові гальма авіаційних коліс.
53. Поясніть призначення амортизаторів шасі літака.
54. Який принцип роботи рідинно-газового амортизатора?
55. Коливання носового стояка шасі літака.

Розділ 6

ДВИГУНИ ТА СИЛОВІ УСТАНОВКИ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН

6.1. Загальні положення

Силова установка літака призначена для створення тяги, потрібної для руху ЛА. Вона складається з авіаційного двигуна, систем і пристроїв, що забезпечують його роботу і зміну тяги або потужності. На повітряних суднах ЦА застосовують головню ТРД і ТГВД. У літаках з поршневіми двигунами тяга створюється ПГ, у ТРД вона утворюється внаслідок витoku з великою швидкістю газів з реактивного сопла.

У ТГВД понад 85 % тяги створюється ПГ, а решта – за рахунок витoku газів. Авіаційні двигуни зазвичай розміщуються в гондолах. Роботу двигунів забезпечують такі системи: паливна, мастильна, всмоктування повітря, вихлопу газів, запуску, управління й автоматизованого контролю тощо.

З огляду на чинні авіаційні правила, СУ повинні відповідати таким вимогам:

- створювати необхідну тягу на всіх режимах польоту ЛА в передбачених умовах навколишнього середовища;
- мати встановлену надійність, безпечність;
- мати високий рівень експлуатаційної технологічності;
- створювати по можливості невеликий аеродинамічний опір;
- не створювати високого рівня звукового тиску на конструкцію;
- мати низький рівень вібрації;
- мати низький рівень шуму та шкідливих (емісійних) викидів.

6.2. Двигуни

До двигунів, що експлуатуються в ЦА, висуваються такі вимоги:

- тяга (потужність) двигуна має забезпечувати одержання встановлених льотно-технічних характеристик;
- мати по можливості невелику питому вагу;
- мати по можливості велику лобову тягу;
- мати невелику питому витрату повітря;
- не потребувати багато часу на виконання робіт з ТО;

- мати високий рівень експлуатаційної технологічності та по можливості високий рівень контролепридатності;
- мати добру прийомистість;
- рівень шкідливих викидів не повинен перевищувати рівень, установленний ІСАО в Додатку 16.

На сьогодні створено кілька типів двигунів, які працюють на звичайному молекулярному паливі і можуть бути застосовані на ПС як цивільною, так і військовою авіацією. Це, зокрема, ПД (рис. 6.1, а) та повітряно-реактивні двигуни (ПРД) (рис. 6.1, б).

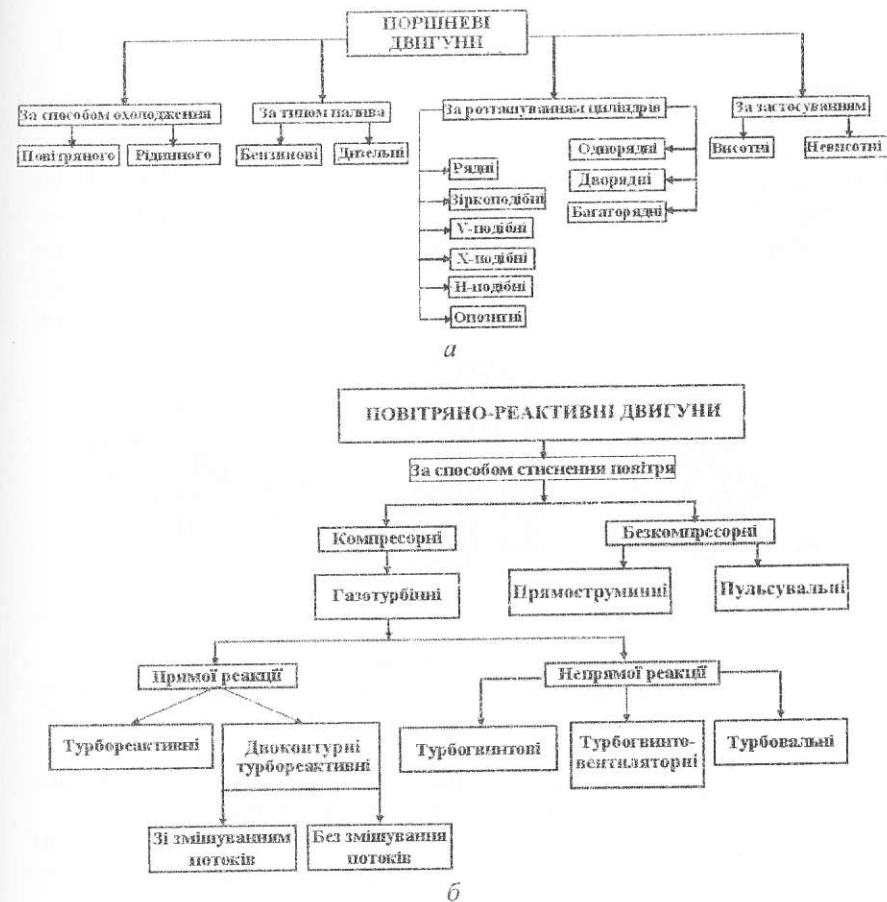


Рис. 6.1. Класифікація авіаційних двигунів:
а – двигуни внутрішнього згорання; б – реактивні двигуни

6.2.1. Поршневі двигуни

Майже до кінця 40-х років XX ст. основним типом двигуна для літаків був ПД (рис. 6.2, 6.3) внутрішнього згоряння з рідинним або повітряним охолодженням.

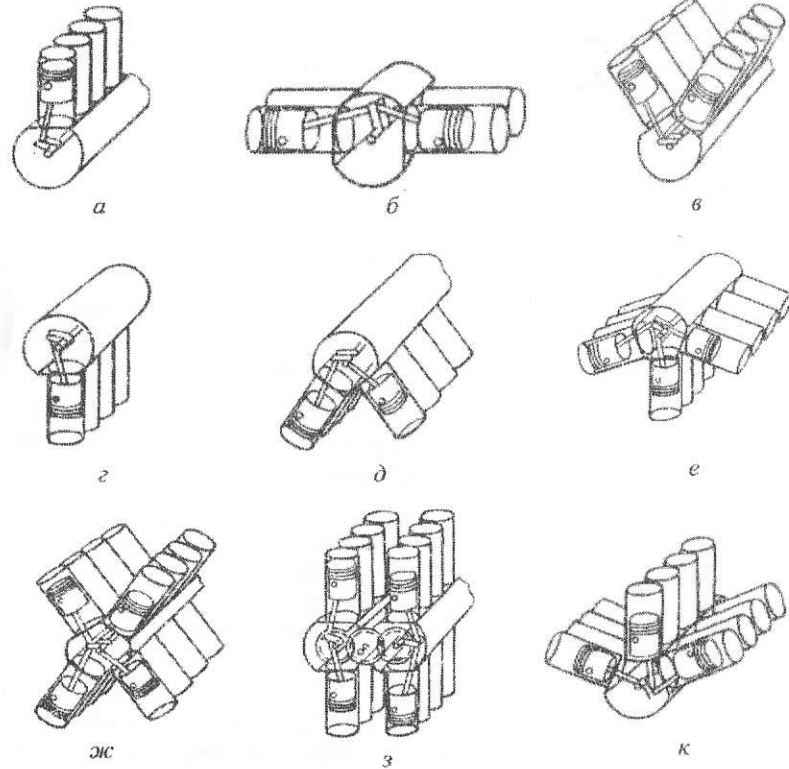


Рис. 6.2. Двигуни рідинного охолодження:

a – Junkers L-5: 4-циліндровий рядний з верхнім розташуванням циліндрів;
б – Porsche 678/4: 4-циліндровий, опозитний; *в* – BMW VI: 8-циліндровий, V-подібний з верхнім розташуванням циліндрів; *г* – Walter Minor: 4-циліндровий, рядний з верхнім розташуванням циліндрів; *д* – Junkers Jumo 211: 8-циліндровий, V-подібний з нижнім розташуванням циліндрів; *е* – Isotta-Fraschini L-180: 12-циліндровий, W-подібний з нижнім розташуванням циліндрів; *ж* – Rolls-Royce Vulture: 16-циліндровий, X-подібний; *з* – Hispano-Suiza 82: 16-циліндровий, H-подібний; *к* – Napier Lion: 12-циліндровий, W-подібний з верхнім розташуванням циліндрів

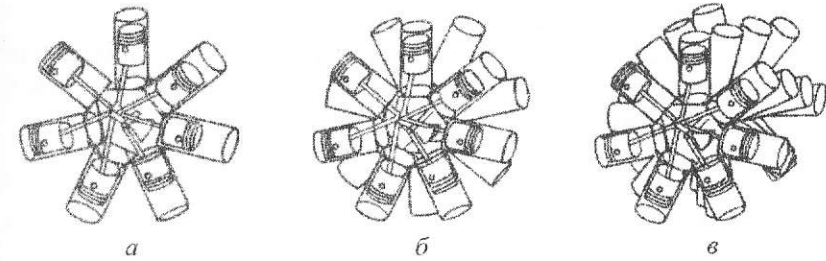


Рис. 6.3. Двигуни повітряного охолодження:

a – двигун АШ-21, 7-циліндрова однорядна зірка;
б – двигун АШ-82Т, 14-циліндрова дворядна зірка;
в – Pratt & Whitney R-4360-8, 28-циліндрова чотирирядна зірка

У поршневому двигуні паливо згоряє в циліндрах (рис. 6.4), при цьому тепла енергія перетворюється в механічну і в поступальний рух поршня. Поступальний рух поршня перетворюється в обертальний рух колінчастого вала двигуна. Важливим параметром поршневого авіаційного двигуна є *ступінь стиснення* $\epsilon = 8-10$, оскільки вона значною мірою визначає потужність і економічність двигуна.

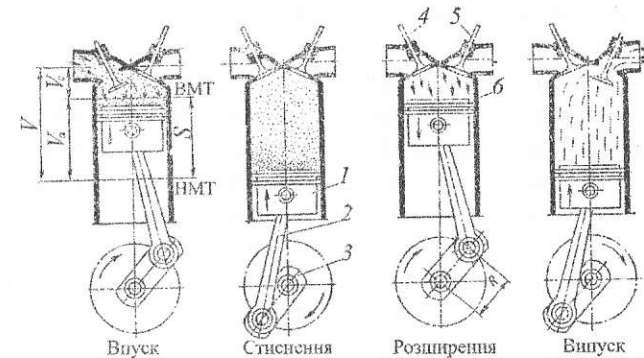


Рис. 6.4. Схема роботи поршневого чотиритактного двигуна:
 1 – поршень; 2 – шатун; 3 – колінчастий вал; 4 – впускний клапан;
 5 – випускний клапан; 6 – циліндр двигуна

Суміш повітря з паливом, яка надходить у циліндр, може бути створена двома шляхами:

- у спеціальному пристрої – карбюраторі;
- безпосередньо в циліндрі двигуна.

Розглянемо деякі параметри ПД.

У розрахунках ПД використовують середній *індикаторний тиск* p_i . Це умовний тиск у циліндрі ПД, який, розширюючись створив би роботу, яка дорівнює *індикаторній роботі* L_i :

$$L_i = p_i \cdot F \cdot S,$$

де F – площа циліндра, m^2 ; S – хід поршня, м.

Індикаторною потужністю N_i називають потужність, яку розвивають робочі гази всередині циліндра. Потужність ПД визначають за залежністю:

$$N_i = L_i \cdot i \cdot n / 2 \cdot 60,$$

де i – кількість циліндрів ПД; n – оберти двигуна, об/хв.

Питома індикаторна витрата пального C_i характеризує економічність двигуна. Її визначають як відношення годинної витрати пального C_h до індикаторної потужності N_i

$$C_i = C_h / N_i.$$

Індикаторний коефіцієнт корисної дії (ККД) η_i визначає ступінь використання теплоти, яка внесена у двигун паливом, для створення індикаторної роботи. Він залежить від ступеня стиснення ϵ і коефіцієнта надлишку повітря α .

Ступінь стиснення визначається так:

$$\epsilon = V_a / V_c,$$

де V_a – повний об'єм циліндра, V_c – об'єм камери згоряння.

Коефіцієнт α – це відношення реальної кількості повітря в суміші до теоретично необхідної. Якщо $\alpha = 1$, то така суміш називається теоретичною, при $\alpha < 1$ – суміш збагачена, при $\alpha > 1$ – суміш бідна. У реальних умовах коефіцієнт α змінюється в межах 0,65...1,15.

Для ПД, які мають діаметр циліндра менший за 160 мм, індикаторний ККД при $\alpha = 1$ визначають за такою залежністю:

$$\eta_i = 1 - (1/\epsilon^{0,23}),$$

якщо вважати, що авіаційний ПД має $\epsilon = 5,0...7,5$ (верхня межа при цьому визначається схильністю двигуна до детонації), то одержимо значення $\eta_i = 0,30...0,37$, тобто близько 63...70 % пального витрачається в ПД даремно.

Крім індикаторної потужності, ПД також характеризується її *ефективною потужністю* N_e . Це потужність, яка передається повітряному гвинту. Ефективна потужність менша за індикаторну через утрати на подолання сил тертя, витискування продуктів згоряння, на приведення в дію різних агрегатів самого двигуна тощо.

Подібні втрати враховує коефіцієнт η_D . Отже, ефективний ККД враховує всі втрати енергії в двигуні.

$$\eta_e = \eta_i \cdot \eta_D.$$

Параметром, що визначає економічну ефективність двигуна, є *годинна витрата палива*, тобто кількість палива в кілограмах, що витрачається двигуном за одну годину ($C_h \cdot \text{кг/год}$).

Відношення годинної витрати палива до ефективної потужності називається *ефективною питомою витратою палива*:

$$C_e = C_h / N_e,$$

де N_e – ефективна потужність.

В авіаційних ПД $C_e = 250\text{--}300$ г/кВт·год.

Розглянемо основні характеристики ПД.

Зовнішньою характеристикою ПД є залежність N_e і C_e за максимально відкритої дросельної заслінки (або при максимально допустимому тиску наддування). Склад суміші при цьому має значення 0,85, що відповідає максимальній потужності. Визначаючи цю характеристику, вимірюють кількість обертів і обертальний момент, а звідси знаходять потужність двигуна.

Зі збільшенням обертів ефективна потужність ПД N_e спочатку зростає, досягає свого максимального значення і знову спадає.

Це спадання пояснюється значним зростанням утрат у двигуні на подолання сил тертя, які мають квадратичну залежність від кількості обертів. Питома витрата пального C_e невинно збільшується.

Гвинтовою (дросельною) характеристикою ПД є залежність N_e і C_e від обертів n при постійному навантаженні на валу і змінному положенні дросельної заслінки. Потужність, яка необхідна для обертання ПГ N_g , визначається залежністю:

$$N_g = k \cdot n^3.$$

Коефіцієнт k залежить від густини повітря, діаметра гвинта і кутів установлення його лопатей.

Гвинти змінного кроку дозволяють установлювати так співвідношення між потужністю й обертами, за якого забезпечується найбільша економічність двигуна та високий ККД ПГ при різних режимах польоту літака.

Висотною характеристикою ПД (без наддування) називають залежність N_e і C_e від висоти польоту при повністю відкритій заслінці, постійних обертах і $\alpha = \text{const}$.

Двигуни без наддування при підйомі на висоту значно зменшують потужність. На висоті 5000 м ефективна потужність ПД удвічі менша,

ніж на землі (за однакових обертів), тому такі двигуни називають *невисотними*. У такому разі C_e невідмінно збільшується.

Основним параметром, який впливає на потужність ПД, є витрата повітря. Витрата повітря може бути підвищена за допомогою збільшення:

- *робочого об'єму циліндра;*
- *кількості циліндрів;*
- *обертів двигуна;*
- *тиску в циліндрах (наддування, тобто використання турбокомпресора).*

Висотні двигуни зберігають потужність до певної висоти, яку називають *розрахунковою*. Потужність зберігається за рахунок наддування в циліндр повітря під тиском.

Для авіаційних ПД визначені такі режими роботи і відповідні потужності: *злітний, номінальний і крейсерський*.

Злітний режим є форсуванням. *Мета форсування* – максимальне скорочення дистанції розбігу. Форсування досягають збільшенням тиску наддування.

Злітну потужність двигун розвиває під час роботи на землі або польоту поблизу неї за злітної кількості обертів і злітного тиску наддування. Значення злітної потужності становить 110...120 % номінальної потужності.

Номінальний режим є основним розрахунковим режимом роботи ПД. Кількість обертів колінчастого вала $n_{\text{ном}}$ і величина тиску наддування – номінальні.

Номінальних потужностей $N_{e \text{ ном}}$ у ПД є дві – земна номінальна потужність і висотна номінальна потужність. На номінальній потужності ПД повинен надійно працювати 40...50 % свого загального ресурсу.

Експлуатаційна потужність $N_{e \text{ екс}}$ становить 90 % від земної номінальної потужності. Її використовують для перевірки працездатності двигуна.

Крейсерський режим – робота з крейсерською потужністю.

За *крейсерської потужності* $N_{e \text{ кр}}$ час роботи двигуна необхідний. Вона становить 30...70 % від номінальної потужності.

Максимальний крейсерський режим відповідає польоту літака на швидкості, яка становить 90 % від його максимальної швидкості.

Максимальна крейсерська потужність становить приблизно 75 % від номінальної.

Найвигідніший крейсерський режим відповідає максимальній дальності польоту, тобто мінімальній годинній витраті пального.

Економічний крейсерський режим відповідає максимальній тривалості польоту, тобто мінімальній годинній витраті палива.

Економічна крейсерська потужність становить приблизно 30...40 % від номінальної.

Важливі етапи в розвитку СУ з ПД – створення гвинтів зі змінним кроком (ефективних у широкому діапазоні польотних режимів); підвищення *літрової потужності* (відношення потужності двигуна до робочого об'єму двигуна, цей показник характеризує ступінь досконалості двигуна) завдяки збільшенню ступеня стиснення, що стало можливим після істотного підвищення антидетонаційних властивостей авіаційного бензину; забезпечення необхідної потужності двигунів на висоті шляхом їх наддування за допомогою спеціальних нагінатчів. Зниження аеродинамічного опору СУ сприяє закриття зіркоподібних ПД повітряного охолодження кільцевими профільованими капотами, а також ховання радіаторів ПД рідинного охолодження в тунелі крила або фюзеляжу.

Потужність авіаційних ПД була доведена до 3160 кВт, а швидкість польоту літаків з ПД до 700–750 км/год. Однак подальшому зростанню швидкості заважали різке зростання аеродинамічного опору літака та зниження ККД ПГ унаслідок збільшення впливу стисненості повітря та пов'язане з цим зростання потрібної потужності двигуна, у той час як можливості зменшення його маси і розмірів були вже вичерпані.

Ця обставина стимулювала розроблення та впровадження більш легких і потужних ПРД.

6.2.2. Повітряно-реактивні двигуни

Ще за 250 років до н.е. Герон Олександрійський проводив досліди над реактивною турбіною. Реактивні металеві снаряди використовували китайці проти монгольських полчищ хана Хубілая у XIII ст.; у 1780 р. Хайдер Алі, магараджа Майсура використовували ракети проти англійських військ; реактивні снаряди з успіхом застосовував полковник Вільям Конгрив під час бомбардування Булоні та Копенгагена; вони зіграли істотну роль при взятті Данцига у 1813 р. Наприкінці XIX ст. в Англії було запатентовано різні типи реактивних двигунів. У 1910 р. на

Паризькій авіаційній виставці демонструвався біплан «Коанда» з двоконтурною газовою турбіною, а у 1913 р. в журналі «Аерофіл» Лорін виклав принципи дії прямоструминного ПРД.

В Англії з перших дослідників, які почали роботи зі створення реактивних двигунів для літаків, найбільш відомі Ф. Уїтл та А. А. Гриффіт, у Німеччині – Г. Охайн та М. А. Мюллер, а в Швеції – А. І. Лісхольм. У Німеччині П. Шмідт розробив пульсувальний ПРД, Є. Зенгер та Отто Пабст проводили дослідницькі роботи, спрямовані на створення прямоструминних ПРД, у той час як В. Браун розробляв рідинно-ракетні двигуни.

У Франції Рене Ледюк працював над створенням прямоструминних ПРД, в Італії С. Кампіні розробляв мотокомпресорні СУ. У Росії перші патенти на ПРД в середині XIX ст. отримали І. І. Третерський, М. М. Соковін, Ф. Гешвенд, М. Телешов. У 1911 р. інженер О. Горохов розробив проект мотокомпресорного ПРД, М. Н. Никольський працював над ТГвД (1914).

Наприкінці 1939 р. як турбореактивні, так і ракетні двигуни були успішно використані на літаках. Із цього часу застосування СУ нового типу зазнало істотних змін у конструкції літаків.

27 серпня 1939 р. літак He-178 з ТРД HeS-3B (тягою 500 кг) конструкції Охайна здійснив перший політ. Цей політ був першим у світі польотом літака з ТРД.

18 липня 1942 р. здійснив перший політ Me-262 з двома ТРД 004A (2 × 840 кг). За роки війни було виготовлено близько 5000 двигунів 109-004, які встановлювалися на літаках Messerschmitt Me-262 (випущено 1249 літаків) та Arado Ar-234B. Двигуни 109-003 фірми BMW встановлювались на літаках Heinkel He-162 та Arado-234C. У вересні 1944 р. на літаку Ar-234 з цими двигунами (109-003A-2) була досягнута висота 12 800 м.

У 1926 р. А. А. Гриффіт (Англія) розробив аеродинамічну теорію турбіни, яка була заснована на обтіканні профілю лопаток, а не на течії газів у просторі між лопатками турбіни. У 1929 р. Гриффіт запропонував проект ТГвД з осьовим компресором. У 1937 р. до цих робіт долучилася фірма Metropolitan-Vickers, яка побудувала низку дослідних двигунів за проектами Англійського авіаційного науково-дослідного інституту. У 1940 р. там було побудовано ТГД D.11 «Doris», який мав 17-ступеневий осьовий компресор та дві турбіни: 8-ступеневу високого тиску та 5-ступеневу низького тиску.

Одночасно Ф. Уїтл працював над створенням ТРД. 14 травня 1941 р. здійснив перший політ Gloster E.28/39 з двигуном W.1. Це був перший англійський літак, спеціально спроектований під двигун реактивної тяги.

У період між двома війнами у США низка фірм вивчали можливість створення ГТД, однак суттєві роботи розпочалися з 1939 р. У березні 1939 р. фірма Northrop запропонувала проект потужного ТРД з назвою «Turbodyne». У 1940 р. до цих робіт долучилася фірма Lockheed з проектом ГТД L-1000 для літака L-133, який був розрахований на швидкість 1000 км/год та висоту польоту 15 000 м. Роботи над авіаційними двигунами пришвидшилися після отримання в 1941 р. з Англії зразків та креслень двигунів Уїтла. 18 березня 1942 р. почалися випробування двигуна General Electric Type 1, а 1 жовтня 1942 р. здійснив політ Bell P-59A «Aircomet» із двома такими двигунами (перший у США політ літака з ТРД).

У Італії фірма Caproni побудувала літак N1 за проектом Кампіні, на якому ПД Isotta-Fraschini (900 к.с.) приводив у дію 3-ступеневий компресор. Літак здійснив вдалий політ у серпні 1940 р., однак мотокомпресорна установка виявилася практично непридатною для використання на бойових літаках, і ці роботи були припинені.

7 серпня 1945 р. злетів J8N1 «Kikka», перший японський літак з ТРД. Двигуни Ne-20 (2 × 474 кг) були створені на основі фотографій BMW 003, отриманих з Німеччини.

У СРСР А. Люлька до 1940 р. розробив проєкт ТРДД, а в 1945 р. злетіли в повітря Як-15 та МіГ-9 – перші радянські літаки з ТРД.

Тягові, економічні та вагові характеристики авіаційних ГТД безперервно вдосконалювалися за допомогою підвищення параметрів робочого процесу, використання нових матеріалів, конструктивних рішень та технологічних процесів. Підвищення швидкостей польоту до великих надзвукових швидкостей ($M_\infty = 3$) було досягнуто при використанні ТРД, оснащених форсажною камерою, яка дозволяє значно (на 50 % та більше) збільшити тягу двигуна. На експериментальних літаках випробовувалися СУ, які склалися тільки з прямоструминного повітряно-реактивного двигуна (ППРД) (старт таких літаків відбувався з літака-носія), а також комбіновані установки (ТРД+ППРД). Силові установки з ППРД забезпечують подальше розширення швидкісного діапазону використання ЛА.

На дозвукових пасажирських і транспортних літаках почали використовуватися економічні ТРДД спочатку малої, а пізніше (у 60–70-х роках) великого ступеня двоконтурності. Питома витрата палива у надзвукових літаках досягає 0,2 кг/Н-год на форсажних режимах, у дозвукових літаках на крейсерських режимах польоту доведена до 0,22–0,3 кг/кВт-год, для ТГвД та 0,07–0,58 кг/Н-год для ТРДД. Створення високонавантажених ПГ, які зберігають високий ККД до більших швидкостей польоту ($M_\infty \approx 0,8$) покладено в основу розроблення турбогвинтовентиляторних двигунів (ТГвВлД), які на 15–20 % економічніші за ТРДД. Двигуни пасажирських і транспортних літаків обладнуються пристроями реверсу тяги на посадці для скорочення довжини пробігу. Кількість двигунів у СУ залежить головню від призначення літака, його головних параметрів та вимог до льотних характеристик. Сумарна тяга (потужність) СУ, яка визначається необхідною стартовою енергооснащеністю (тягооснащеністю) літака, обирається, виходячи з умов неперевищення заданої довжини розбігу при зльоті, забезпечення набору висоти у разі відмови одного двигуна, досягнення максимальної швидкості польоту при заданій висоті тощо. Тягоозброєність сучасних надзвукових винищувачів досягає 1,4, у дозвукових пасажирських літаків перебуває в межах 0,22–0,35.

Існують різні варіанти розміщення двигунів на літаках. Поршневі двигуни зазвичай встановлювали на крилі та в носовій частині фюзеляжу. Аналогічно розташовують і двигуни на турбогвинтових літаках. На реактивних літаках компоувальні рішення більш різноманітні. На легких бойових літаках один чи два ТРД зазвичай встановлюють у фюзеляжі. На важких реактивних літаках практикувалось розміщення двигунів у кореневій частині крила (DH-106 Comet, Tu-104), але більш поширеною є підвіска двигунів на пілонах під крилом. На пасажирських літаках двигуни (2, 3 або 4) часто розміщують у хвостовій частині фюзеляжу, причому в тридвигунному варіанті один двигун міститься всередині фюзеляжу, а його повітрязабірник у кореневій частині кіля (B-727, Trident, Tu-154). Перевагами таких компоувань є зниження шуму в пасажирському салоні, підвищення аеродинамічної якості за рахунок «чистого» крила. Тридвигунні варіанти виконуються також за схемою з двома двигунами на пілонах під крилом та одним у хвостовій частині фюзеляжу (L-1011, DC-10, MD-11). На

деяких надзвукових літаках мотогондולי розташовуються безпосередньо на нижній частині крила або фюзеляжу (Tu-144, Concord).

Двигуни зверху крила встановлюють на літаках Ан-72, Ан-74 з обдуванням верхньої частини крила.

Повітряно-реактивний двигун – реактивний двигун, у якому атмосферне повітря використовується як основне робоче тіло в термодинамічному циклі, а також при створенні реактивної тяги двигуна. Принцип дії реактивного двигуна можна зрозуміти, якщо розглянути роботу пожежного брандспойта. Вода під тиском подається по шлангу до брандспойта і витікає з нього. Внутрішній перетин кінцевика брандспойта звужується до кінця, у зв'язку з цим струмінь води, що витікає, має значно більшу швидкість, ніж у шлангу. Сила реакції, або зворотного тиску, яку сприймає пожежник, що тримає брандспойт, є прямим наслідком зростання швидкості руху струменя води. Ця сила тиску, або тяга, настільки велика, що пожежник повинен напружувати свої сили, щоб утримати брандспойт у потрібному напрямку. Сила реакції залишається незмінною незалежно від того, чи струмінь витікає в повітря, не натрапляючи на перешкоди, чи ж напрямлений на стіну, тобто струмінь води після витікання не виявляє будь-якого тиску на брандспойт.

Цей принцип можна застосувати тепер до авіаційного реактивного двигуна. Розглянемо трубу з відкритими кінцями, яка встановлена на літаку, що рухається. Припустимо, передня частина труби, у яку надходить повітря внаслідок руху літака, має внутрішній поперечний перетин, що розширюється. Унаслідок розширення труби швидкість повітря, що увійшло до неї, зменшується, а тиск відповідно збільшується. Припустимо далі, що в розширеній частині труби в потік повітря вприскується і спалюється паливо. Цю частину труби можна назвати камерою згорання (КЗ). Теплова енергія, яка виділилася за рахунок згорання палива, підвищує загальну енергію повітряного потоку або, точніше кажучи, потоку газів, що являють собою суміш повітря з продуктами згорання палива. Потім гази витікають в атмосферу крізь реактивне сопло, що звужується зі зворотного боку труби. Унаслідок того, що енергія газів значно підвищилася, швидкість їх витікання із заднього кінця труби суттєво перевищує швидкість повітря, яке входить крізь передній кінець труби. Інакше кажучи, швидкість

поток газів збільшується, і він – подібно до струменя води в кінцевикі брандспойта – створює реактивну силу тяги. Ця сила тяги використовується для штовхання літака вперед.

Повітряно-реактивні двигуни за способом стиснення повітря поділяються на *компресорні* та *безкомпресорні*.

До безкомпресорних двигунів належать прямотруминні повітряно-реактивні двигуни та пульсувальні повітряно-реактивні двигуни.

Прямотруминний повітряно-реактивний двигун – безкомпресорний ПРД, у якому повітря стискається в повітрязбірнику за рахунок кінетичної енергії набігаючого потоку атмосферного повітря (рис. 6.5). Прямотруминні ПРД використовують переважно на безпілотних ЛА, які застосовують на великих надзвукових швидкостях польоту. Оскільки ППРД починають працювати тільки на швидкості польоту, яка відповідає $M = 1,5-2$, то такі ЛА потребують стартових прискорювачів.

Ідея ППРД запропонована Р. Лореном (Франція, 1913). Теорія ППРД розроблена Б. С. Стечкиним (СРСР, 1929). Перші розробки ППРД виконані у Франції (Р. Ледюк, 1933–1938).

Пульсувальний повітряно-реактивний двигун (ПуПРД) – безкомпресорний ПРД періодичної дії з теплопідведенням до робочого тіла при підвищеному тиску газового потоку (рис. 6.6). За типом робочого процесу ПуПРД можна поділити на дві основних групи: хвильового типу без автоматичних клапанів або з клапанами на вході та з примусовим наповненням і продуванням.

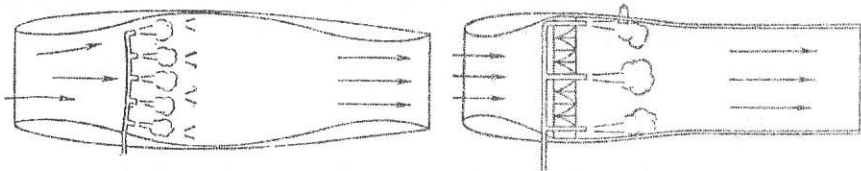


Рис. 6.5. Схема прямотруминного повітряно-реактивного двигуна

Рис. 6.6. Схема пульсувального повітряно-реактивного двигуна

У двигунах першої групи підвищення тиску в процесі згоряння палива в камері спричиняє рух маси газу та повітря, які заповнюють камеру та довге реактивне сопло і викликають перерозподіл тиску по проточній частині (ПЧ) двигуна, унаслідок чого КЗ і частина реактивного сопла заповнюються новими порціями повітря, і тиск у камері підвищується перед згорянням

паливо-повітряної суміші в новому циклі. У другій групі, яка має коротке сопло, автоколивання не відіграють значної ролі, а привід клапанів, продування камери та наповнювання відбуваються примусово.

Прямотруминні та пульсувальні двигуни використовують як авіаційні СУ обмежено.

Найчастіше використовують газотурбінні (компресорні) двигуни, які починаючи з 1940 р., здійснили революцію в авіаційній техніці. Газотурбінний двигун складається з повітряного компресора, що приводиться в дію газовою турбіною, яка міститься на одному з ним валу. Повітря в компресорі стискається до тиску, що у 6–7 разів вищий за атмосферний, і надходить у КЗ, куди вприскується паливо і де відбувається його згоряння. Продукти згоряння потрапляють у газову турбіну, змушуючи її обертатися, а потім витікають крізь реактивне сопло в атмосферу.

Компресори ГТД поділяються на два основних типи: *відцентрові* та *осьові*.

Відцентровий компресор зазвичай має одну крильчатку з радіальними лопатками (рис. 6.7, 6.8). Повітря з повітрязбірника надходить до центру крильчатки. У каналах між лопатками швидкість руху повітря під дією відцентрових сил зростає. Під час руху в дифузорі його швидкість зменшується, а тиск підвищується. З дифузора стиснене повітря потрапляє до камери згоряння.

Осьовий компресор має ротор з декількома рядами (ступенями) профільованих лопаток. Ротор компресора розміщений на одному валу з газовою турбіною. Між лопатками, що обертаються, розміщені нерухомі лопатки спрямовувального апарата. Повітря, рухаючись уздовж осі компресора, стискається в кожному ступені і з останнього ступеня потрапляє до камери згоряння.

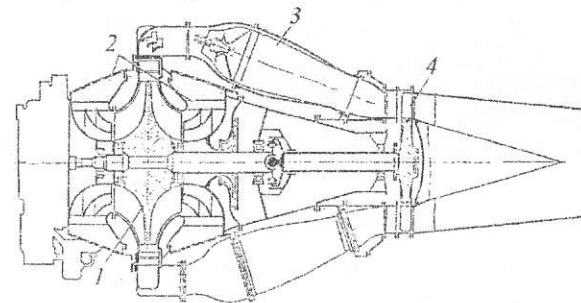


Рис. 6.7. Схема ТРД із відцентровим компресором:
1 – центробіжний компресор; 2 – вхідний пристрій; 3 – КЗ; 4 – турбіна

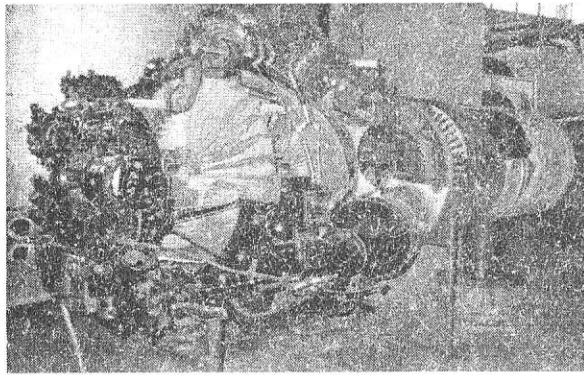


Рис. 6.8. Двигун РД-45Ф

Хоча осьовий компресор складний та дорожчий у виробництві ніж відцентровий, однак завдяки тому, що осьовий компресор дозволяє отримувати більш високі тиски, у всіх сучасних потужних двигунах використовуються такі компресори (рис. 6.9, 6.10).

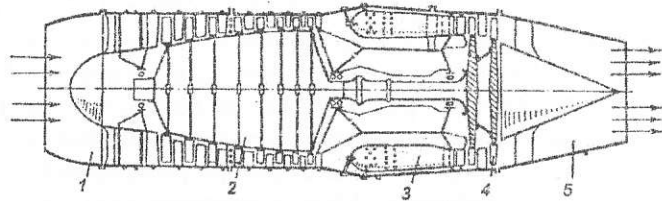


Рис. 6.9. Схема ТРД з осьовим компресором:
1 – вхідний пристрій; 2 – компресор; 3 – КЗ;
4 – газова турбіна; 5 – реактивне сопло

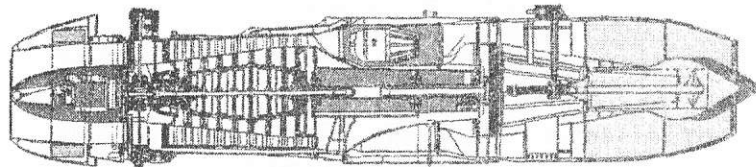


Рис. 6.10. Конструктивна схема ЮМО-004

Кількість енергії, що виділяється під час згоряння пального, значно переважає кількість енергії, яка може бути поглинена турбіною для приведення в обертання компресора. Більша частина енергії газів може бути використана в реактивному соплі для

збільшення швидкості газового струменя і створення таким шляхом реактивної тяги.

Газотурбінний двигун, газова турбіна якого, складаючись з одного або декількох дисків із профільованими лопатками, використовує тільки ту кількість енергії, яка потрібна для обертання компресора, а енергія газів, що залишилася, іде на створення реактивної сили тяги, називається ТРД. Схему найпростішого ТРД, що складається з відцентрового або осьового компресора, турбіни та КЗ, показано на рис. 6.9, 6.10.

Більш досконалим типом ТРД є двигун із двовальним компресором. Такий двигун має два компресори та дві турбіни. Передній компресор, або компресор низького тиску (КНТ), приводить в обертання задня турбіна, розміщена з ним на одному валу. Задній компресор, або компресор високого тиску (КВТ), приводить в обертання передня турбіна, розміщена з ним на одному валу. Останній вал є порожнім, і в середині нього проходить вал переднього компресора та задньої турбіни.

Схему ТРД із двовальним компресором показано на рис. 6.11. Двовальний компресор дозволяє отримати більший ступінь підвищення тиску, а отже, двигун із двовальним компресором є більш економічним.

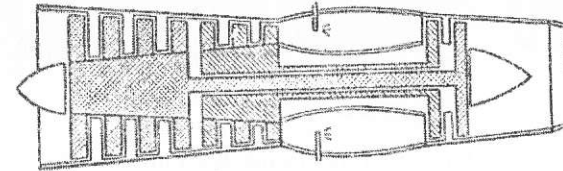


Рис. 6.11. Схема ТРД з двовальним компресором

Тяга ТРД може форсуватися, тобто короткочасно збільшуватися, різними способами, передусім вприскуванням води та допалюванням. Уприскування води дає порівняно невелике зростання сили тяги без істотного збільшення маси двигуна і використовується головню на зльоті.

Допалювання полягає в тому, що в потік газів позаду турбіни додатково вприскується паливо, яке згоряє за рахунок кисню повітря, який не було використано в КЗ.

За допомогою допалювання можна короткочасно збільшити тягу на 25–30 % при малих швидкостях та до 70 % при великих

швидкостях польоту. Допалювання використовується на двигунах військових літаків для збільшення швидкості під час зльоту або під час маневрування.

Газотурбінний двигун, у якого більша частина енергії газів поглинається турбіною, що приводить в обертання компресор та ПГ, називається *ТГД*. Схему ТГД зображено на рис. 6.12, 6.13. Повітряний гвинт з'єднаний через редуктор з основним валом двигуна, на якому розміщені компресор і турбіна.

Турбіна ТГД розрахована так, щоб використовувати якнайбільше енергії газів і тільки до 8–15 % це реакція газів, що витікають із сопла (вихідного пристрою) двигунів.

Турбогвинтовий двигун, так само як і турбореактивний, може мати відцентровий або осьовий компресор. ТГВД може мати дві турбіни, одна з яких, передня, приводить в обертання компресор, а друга, задня – ПГ.

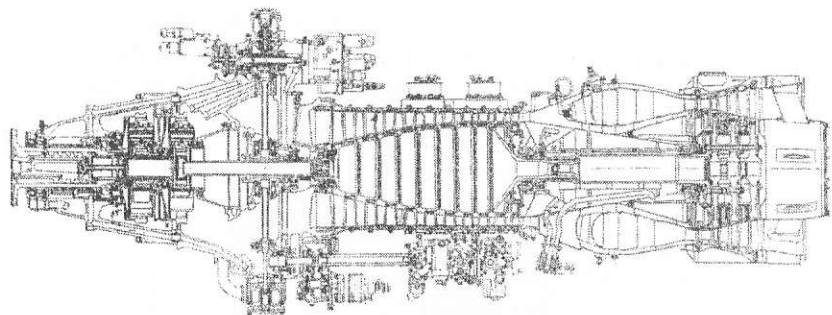


Рис. 6.12. Схема турбогвинтового двигуна Ai-20

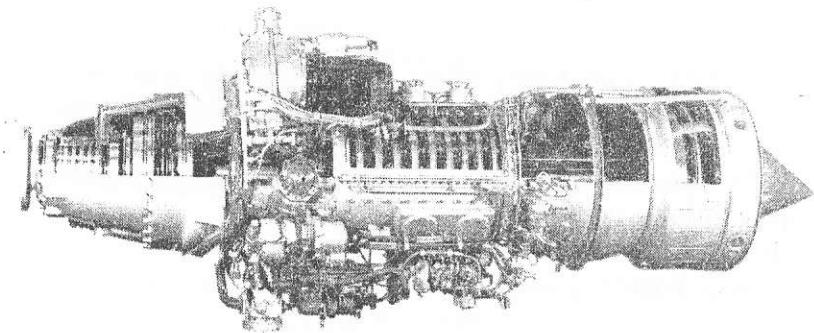


Рис. 6.13. Препарований ТГВД Ai-20

У цьому разі турбіни, маючи співвісні вали, є абсолютно незалежними. Двигун такого типу називається *турбовальним* (ТВД), або *турбогвинтовим двигуном з вільною турбіною*. Схема та загальний вигляд такого двигуна показані на рис. 6.14, 6.15.

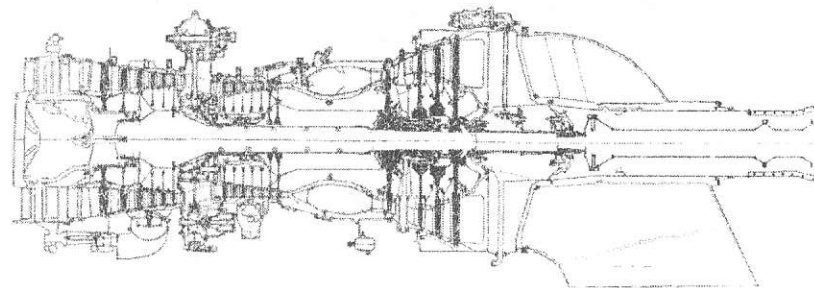


Рис. 6.14. Схема ТВД з вільною турбіною Д-136

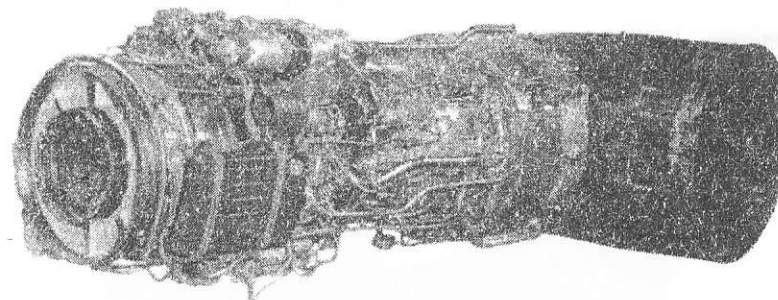


Рис. 6.15. Загальний вигляд ТВД Д-136

Турбогвинтовий двигун може також мати двовальний компресор. Такий тип двигуна потрібен для отримання постійної потужності на валу в широкому діапазоні висот (від рівня моря до висоти близько 7500 м) та температур. Двигун такого типу має КВТ та турбіну високого тиску (ТВТ), які розміщені на одному валу, а також КНТ та турбіну низького тиску на іншому валу, розташованому всередині першого вала. Турбіна низького тиску (ТНТ) приводить в обертання ПГ та КНТ.

Компресор низького тиску розташований спереду КВТ і подає в нього попередньо стиснене повітря. У двигунах такого типу немає механічного зв'язку між секціями низького та високого тисків. Схему двигуна показано на рис. 6.16.

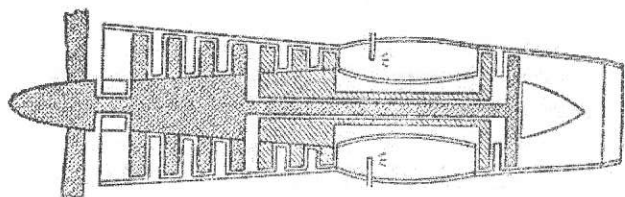


Рис. 6.16. Схема ТГД з двовальним компресором

Різновидом ТГВД є ТГВД. У такому двигуні замість звичайного ПГ застосовано гвинтовентилятор, який має високий ККД ($\eta_r \geq 0,8$) в області високих дозвукових швидкостей. Експериментальні роботи по таких двигунах почалися на початку 80-х років ХХ ст. у США та СРСР. Сьогодні з такими двигунами літає транспортний Ан-70 (рис. 6.17) та пасажирський Ан-140. На Ан-70 встановлено чотири ТГВД Д-27 (рис. 6.18, 6.19) з двовальним вентилятором потужністю по 14 000 е.к.с.



Рис. 6.17. Літак Ан-70

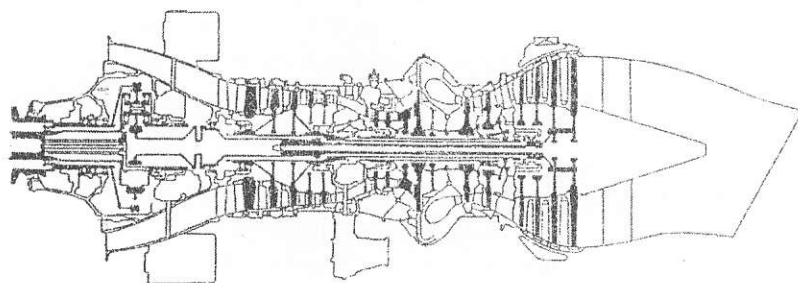


Рис. 6.18. Схема двигуна Д-27

Третім типом ГТД, що використовуються на літаках, є *двоконтурні турбореактивні двигуни* (рис. 6.20). Збільшення тяги в такому двигуні досягається за рахунок змішування гарячих газів, що виходять із турбіни, з повітрям, яке надходить по другому контуру. По периметру диска турбіни двигуна розташовано лопатки *вентилятора*, що являють собою, по суті, ПГ зі скороченими лопатками. Повітря, яке надходить у другий контур, підсмоктується лопатками вентилятора і подається в реактивне сопло, де, змішуючись із гарячими газами, збільшує загальну масу газів, що витікають.

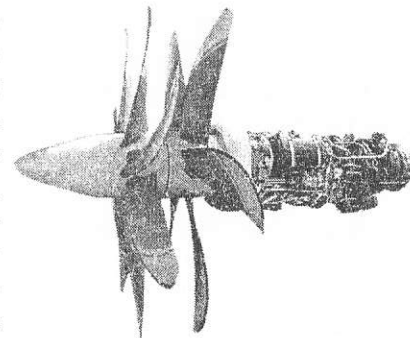


Рис. 6.19. Загальний вигляд Д-27

Іншим різновидом ТРДД є двигун, схему якого показано на рис. 6.21. У цьому двигуні збільшення тяги досягається дещо іншим способом. Двигун має двовальний компресор, причому КНТ має більший діаметр, ніж КВТ.

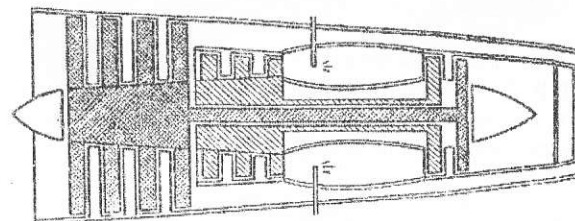


Рис. 6.20. Схема ТРДД з двовальним компресором

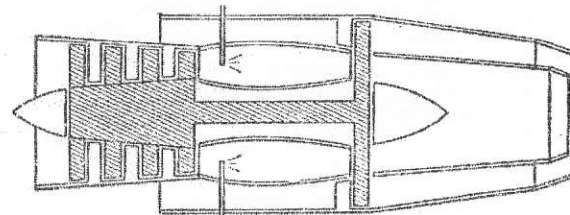


Рис. 6.21. Схема ТРДД

Вийшовши з КНТ, повітря роздвоюється. Близько 80 % повітря протікає звичайним шляхом по внутрішньому контуру крізь КВТ, КЗ та турбіни в реактивне сопло, а частина повітря, що заливилася, протікаючи по другому (зовнішньому) контуру, потрапляє безпосередньо в реактивне сопло, де змішується з гарячими газами першого (внутрішнього) контуру.

На рис. 6.22 показано схему ТРДД з підпірними ступенями та зі змішуванням потоків, тривальний ТРДД без змішування потоків (рис. 6.23, 6.24). Модифікацію ТРДД Д-436 встановлено на літаках Ан-148, Ту-334 (рис. 6.25).

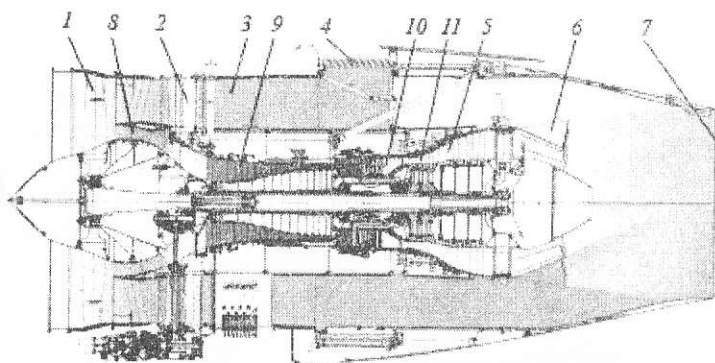


Рис. 6.22. Конструктивна схема ТРДД ПС-90А:

1 – вентилятор; 2 – роздільний корпус; 3 – канал зовнішнього контуру; 4 – реверс тяги; 5 – турбіна вентилятора; 6 – змішувач; 7 – загальне сопло; 8 – підпірні ступені на валу вентилятора; 9 – КВТ; 10 – КЗ; 11 – ТВТ

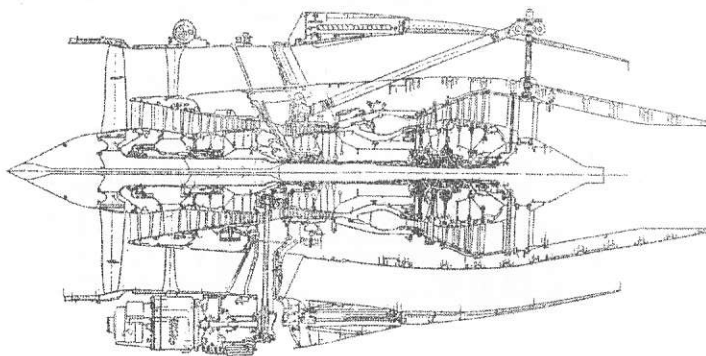


Рис. 6.23. Схема ТРДД Д-436

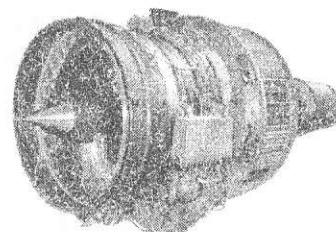


Рис. 6.24. Загальний вигляд ТРДД Д-436Т1



Рис. 6.25. Літак Ту-334 з ТРДД Д-436 Т1

Розглянемо принцип роботи ТРДД зі змішуванням потоків на прикладі НК-8-2У (рис. 6.26).

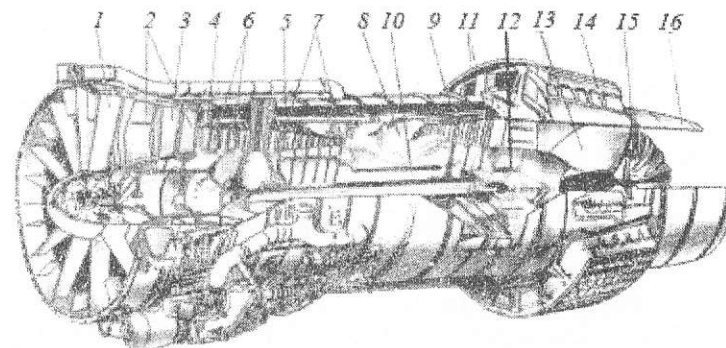


Рис. 6.26. Загальний вигляд двигуна НК-8-2У

Повітря потрапляє в нерухомий вхідний спрямовувальний апарат 1, а потім у двоступеневий вентилятор 2 з нерухомим спрямовувальним апаратом 3, де потік повітря ділиться – частина його спрямовується крізь нерухомий вихідний спрямовувальний апарат 4 в ПЧ зовнішнього контуру 5, друга надходить у підпірні ступені 6 КВТ 7. Потім у КЗ 8 повітря, змішуючись із паливом, згоряє, і газ, що утворився, потрапляє спочатку в одноступеневу ТВТ 9, яка через вал 10 обертає КВТ. Потім газ розширюється у двоступеневій ТНТ 11, яка через вал 12 обертає КНТ. Гарячий газ за турбінами змішується з холодним повітрям зовнішнього контуру в змішувальній камері 13 і при неактивованому реверсі 14 (на рисунку стулки реверса 15 закриті – реверс активований) надходить у реактивне сопло 16. Якщо реверс активовано, напрямок газу, що витікає, змінюється на протилежний.

До ключових параметрів, які характеризують якість двигуна, належать тяга (потужність), маса, питома витрата палива, габаритні розміри.

Головним параметром, що характеризує ТРД як СУ ЛА, є сила тяги. Тяга турбореактивного двигуна визначається за формулою:

$$P = m_e \cdot (W - V),$$

де m_e – масові секундні витрати повітря; W – швидкість газового потоку на виході з двигуна; V – швидкість поступального руху ЛА.

Відношення тяги, що розвивається двигуном, до вагової секундної витрати повітря називається питомою тягою:

$$P = P/G_{\text{пов}},$$

де $G_{\text{пов}}$ – питома маса повітря.

У сучасних ТРД при роботі на землі величина питомої тяги становить 550–750 Нс/кг. *Питомою витратою палива* $C_{\text{пит.пал}}$ називається відношення годинної витрати палива до тяги, що створюється двигуном:

$$C_{\text{пит.пал}} = C_h / P \text{ [кг/НГ]},$$

де C_h – годинна витрата палива [кг/год]; P – тяга двигуна [Н].

Ефективність процесу стиснення повітря в компресорі характеризується величиною ступеня підвищення тиску π_k , яка визначається відношенням тиску повітря на виході з компресора $p_{\text{вих}}$ до тиску атмосферного повітря $p_{\text{н}}$: $\pi_k = p_{\text{вих}}/p_{\text{н}}$.

Тяга ТГвД складається з тяги ПГ й реактивної тяги. Тяга, що розвивається в польоті ПГ, визначається за формулою:

$$P = 122 \cdot N_e \cdot \eta_{\text{г}} / V \text{ [кВт]},$$

де N_e – ефективна потужність двигуна (потужність що підводиться до повітряного гвинта); $\eta_{\text{г}}$ – ККД гвинта, що дорівнює відношенню потужності, яка забезпечується ПГ, до потужності, що витрачається на його обертання; V – швидкість польоту.

Реактивна сила тяги дорівнює:

$$P_p = G_{\text{пов}} \cdot (W - V) / g,$$

де $G_{\text{пов}}$ – секундна вагова витрата повітря, що проходить через двигун; W – швидкість витікання газу з вихідного пристрою двигуна; g – прискорення вільного падіння.

Економічність ТГвД оцінюється величиною питомої еквівалентної витрати палива. Еквівалентна питома витрата палива C_e – це відношення годинної витрати палива C_h до еквівалентної потужності N_e :

$$C_e = C_h / N_e, \text{ [кг/кВт]}.$$

Порівняння ТГД і ТРД можна визначити за питомими витратами, які дорівнюють відношенню годинної витрати палива до сумарної тяги:

$$C_{\text{пит. пов}} = C_h / P, \text{ [кг/Нгод]}.$$

Теплова економічність ТГвД характеризується його ефективним ККД, який показує, що частина тепла, введеного у двигун у вигляді хімічної енергії палива, перетворюється в корисну ефективну роботу:

$$\eta_e = 860 / (H_u \cdot C_e),$$

де 860 – тепловий еквівалент одного кВт за годину; H_u – тепло-творність палива. Для сучасних ТГвД $\eta_e = 0,25-0,35$.

Бажання підвищити тяговий корисний ККД ТРД на великих дозвукових швидкостях польоту призвело до створення ТРДД.

Двигуни звичайної схеми відрізняються від схеми в ТРДД тим що газова турбіна призводить до обертання, крім компресора контуру I, і вентилятор контуру II (низьконапірний компресор).

Приведення до обертання вентилятора контуру II ТРДД може здійснюватися й від окремої турбіни, що розташовується позаду турбіни компресора. Перший (внутрішній, контур) ТРДД являє собою схему звичайного ТРД. Другий (зовнішній) контур – це кільцевий канал з вентилятором. Тому ТРДД називають інколи турбовентиляторним.

Турбореактивний двоконтурний двигун працює так: потік повітря, що набігає, надходить у повітряний забірник двигуна; одна частина повітря проходить через КВТ контуру I, інша через лопатки вентилятора або КНТ контуру II.

Схема контуру I являє собою звичайну схему ТРД, тому робочий процес у цьому контурі є аналогічним робочому процесу в ТРД. Робота вентилятора контуру II подібна до роботи ПГ, який має багато лопатей, що обертаються в кільцевому каналі.

Характерним параметром ТРДД є ступінь двоконтурності:

$$m = G_{\text{пов.2}} / G_{\text{пов.1}},$$

де $G_{\text{пов.2}}$ – вагові витрати повітря, що проходить через контур II; $G_{\text{пов.1}}$ – що проходить через контур I.

Повна тяга ТРДД складається з тяги контуру I і тяги контуру II:

$$P_p = G_{\text{пов.1}} \cdot (W_1 - V) / g + G_{\text{пов.2}} \cdot (W_2 - V) / g,$$

де V – швидкість польоту; W_1 – швидкість витікання газу з реактивного сопла контуру I; W_2 – швидкість витікання повітря з контуру II.

Найважливішим параметром ТРДД є ступінь двоконтурності. Сучасні двигуни мають високий ($m = 4-9$) та надвисокий ($m = 9-12$) ступені двоконтурності. За конструкцією ТРДД поділяються на одно-, дво- та трьохвальні, з переднім та заднім вентиляторами.

Для реактивних двигунів вираз для тягового ККД записується в такому вигляді:

$$\eta_p = 2 \cdot V/(V+W),$$

де W – швидкість витоку газу з вихідного пристрою двигуна; V – швидкість польоту.

Зменшення швидкості виходу газу з вихідного пристрою двигуна сприяє збільшенню його потужності. Завдяки наявності контуру II в ТРДД маса повітря, що витікає з нього з малою швидкістю, змішується з газовим потоком, що виходить із контуру I і завдяки цьому загальна швидкість газоповітряного потоку знижується, наближаючись до швидкості польоту літака.

Отже, що більший ступінь двоконтурності ТРДД, то менша швидкість виходу газу з вихідного пристрою і вищий тяговий ККД. Це дуже важлива перевага ТРДД.

Основними частинами ТРД є *повітрозабірник, компресор, камера згоряння, турбіна, реактивне сопло*.

Повітрозабірник – елемент ЛА, призначений для підведення з атмосфери до двигуна повітря з параметрами, що забезпечують високу ефективність СУ за тягою та витратою палива за її мінімального опору та надійної роботи. Повітрозабірники поділяються залежно від діапазону швидкостей польоту ЛА на *дозвукові та надзвукові*, а залежно від конфігурації – на *вісесиметричні, плоскі* (з прямокутним поперечним перетином) та ін.

Компресор – вузол ГТД, який слугує для підвищення тиску повітря. Ступінь підвищення тиску π_k у перших ГТД становив 4–5, а в сучасних двигунах він досягає 30–40.

Підвищення тиску в компресорі відбувається унаслідок перетворення механічної енергії, яка підводиться до вала компресора від турбіни, у потенціальну енергію повітря. В усіх типах лопаткових компресорів передача механічної енергії приводу повітря відповідно до формули Ейлера реалізовується в роторі шляхом дії на потік аеродинамічних сил, які виникають при обтіканні лопаток робочих коліс; при цьому збільшується і кінетична, і потенціальна енергія повітря. У нерухомих елементах компресора – напрямних

апаратах або дифузорах – частина кінетичної енергії перетворюється на потенціальну.

За формою середньої поверхні струменя в компресорах розрізняють *осьові* (ОК), *відцентрові* (ВК), *діагональні* (ДК) та *комбіновані*, які складаються зі ступенів різних типів (вісвідцентрові, віседіагональні). Форма поверхні течії визначається особливістю перетворення енергії в робочому колесі: в ОК робота стиснення приблизно дорівнює зміні кінетичної енергії у відносному русі; у ВК підвищення тиску більшою мірою відбувається внаслідок зміни кінетичної енергії в передавальному русі, який дорівнює роботі відцентрових сил. Число ступенів ОК досягає 20.

Камера згоряння – частина ГТД, у якій спалюється паливо. За конструкцією КЗ поділяються на *трубчасті, трубчато-кільцеві та кільцеві*. Вони характеризуються коефіцієнтом повноти згоряння палива η_r .

Турбіна – вузол ГТД, призначений для перетворення енергії газу в роботу на валу, яка витрачається на привід компресора і, залежно від типу ГТД, інших пристроїв (ПП, несний гвинт, допоміжні агрегати).

Реактивне сопло – профільований вихідний канал реактивного двигуна, у якому потенціальна енергія газу перетворюється в його кінетичну енергію. Реактивні сопла можуть бути поділені на два типи: *звужувані*, у яких площа поперечного перегину за довжиною зменшується, та типу сопла *Лавала*, у яких площа поперечного перетину за довжиною спочатку зменшується, а потім збільшується. Їх також розрізняють за формою прохідних перетинів: *круглі, кільцеві, плоскі* та ін. Для розширення розрахункових режимів роботи сопел їх роблять регульованими (набір стулок, які мають прямолінійні твірні).

6.3. Обладнання силових установок

До обладнання авіаційних СУ належить низка систем і приладів, зокрема система керування двигунами; паливна система; система змашування; система всмоктування, випуску й реверсування тяги, що забезпечують надійну роботу двигуна. Основне їхнє призначення полягає в забезпеченні льотних, технічних й економічних показників літальних апаратів.

Паливна система (рис. 6.27) призначена для розміщення палива і безперебійної подачі його до двигунів з необхідним тиском на всіх

заданих режимах експлуатації й висоті польоту. Паливна система складається з паливної системи літака, паливної системи двигунів та дренажної системи. Паливна система літака складається з баків-кесонів або м'яких баків, підкачувальних насосів та трубопроводів. Роботу паливної системи забезпечують прилади контролю витрачання палива за певним законом та залишку палива.

Заправлення літака паливом та справність агрегатів забезпечує система бортового контролю.

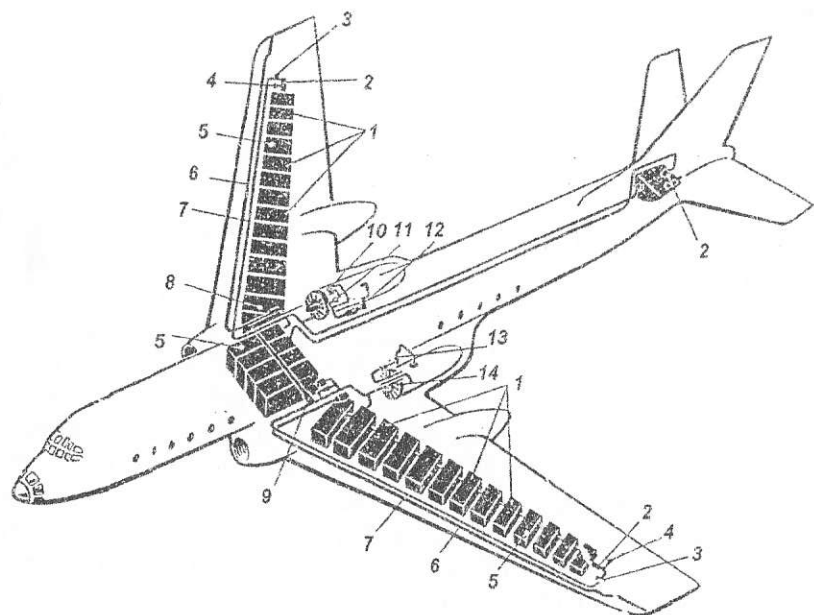


Рис. 6.27. Схема паливної системи літака: 1 – паливні баки; 2 – насоси підкачування; 3 – зворотні клапани; 4 – сигналізатори тиску; 5 – заливні горловини; 6 – дренажний трубопровід; 7 – трубопроводи; 8 – кран зливання палива в польоті; 9 – кран перехресного живлення двигуна паливом; 10 – паливний насос двигуна; 11 – витратомір; 12 – пально-масляний радіатор; 13 – фільтр; 14 – пожежний кран

Система змащування (рис. 6.28) призначена для надійної роботи агрегатів СУ. Вона забезпечує умови змащування деталей двигуна й достатнє відведення тепла від його деталей. Масто в СУ використовується, крім того, як і робоча рідина різноманітних автоматичних приладів; командно-паливних агрегатів, регулюваль-

ника обертів, механізмів керування ПГ та ін. Система керування двигунами (рис. 6.29) призначена для отримання потрібної потужності або тяги двигунів, запобігання переходу на небезпечні режими й перебоїв у роботі, а також для регулювання основних параметрів роботи СУ.

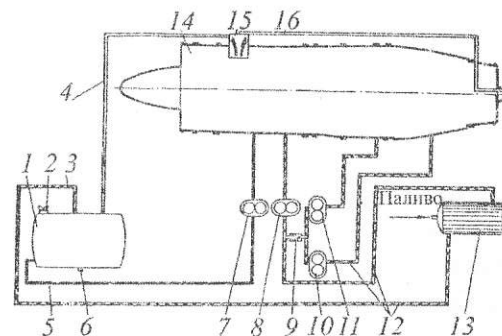


Рис. 6.28. Принципова схема мастильної системи:
1 – маслобак; 2 – заливна горловина; 3, 12 – магістраль зливання;
4, 16 – дренажні трубопроводи; 5 – трубопровід напірної магістралі;
6 – зливний кран; 7 – нагнітальна секція маслоагрегату;
8, 10, 11 – відкачувальні секції маслоагрегату;
9 – зворотний клапан; 13 – пально-масляний радіатор;
14 – двигун; 15 – відцентровий суфлер двигуна

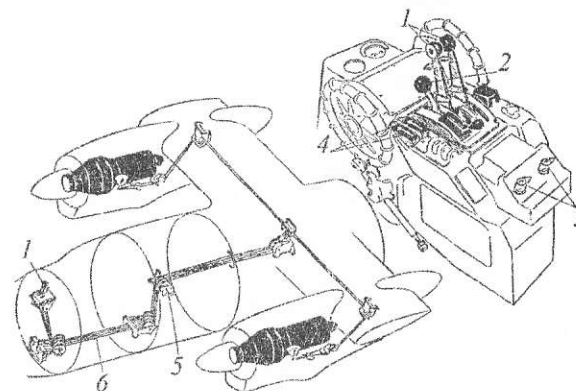


Рис. 6.29. Схема керування ТГД і розташування ВКД на центральному пульті: 1 – важіль керування двигунами; 2 – гальмо важелів керування двигунами; 3 – ручки аварійного флюгерування повітряних гвинтів; 4 – вимикачі зупинки двигунів; 5 – кронштейн; 6 – тросова проводка

Система всмоктування призначена для підведення повітря до споживача, передусім до двигуна, і забезпечення на всмоктуванні максимального швидкісного напору. Крім того, вона забезпечує очищення повітря, захист від потрапляння у двигун сторонніх предметів, нагрівання повітря. Повітря забирається за допомогою спеціальних повітряних забірників.

Випускні прилади ГТД призначені для перетворення потенціальної енергії газового потоку в кінетичну, відведення газів за межі літака з найменшими тепловими й гідравлічними втратами та захисту елементів конструкції ЛА від нагрівання. Прилади для реверсу тяги – це такі прилади, що дають змогу змінити напрямок тяги на зворотний (рис. 6.30).

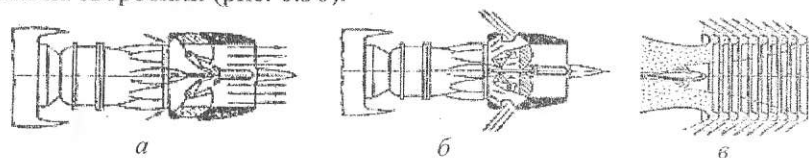


Рис. 6.30. Схема реверсного пристрою ТРД:
а, б – зі стулками; в – із системою відхильних кілець

Тяга реверсу використовується для скорочення довжини пробігу, гальмування в польоті під час виконання маневру.

Запитання та завдання для самоперевірки

1. Яке призначення силової установки літака?
2. Розкажіть про склад силової установки літака.
3. За якими ознаками класифікують поршневі авіаційні двигуни?
4. Розкажіть про силові установки літака з поршневими двигунами.
5. Поясніть принцип роботи ПД.
6. Наведіть основні режими роботи ПД.
7. Розкажіть про силові установки літака з ТРД.
8. Дайте визначення повітряно-реактивного двигуна.
9. За якими ознаками класифікують повітряно-реактивні двигуни?
10. Дайте визначення прямотруминного повітряно-реактивного двигуна.
11. Дайте визначення пульсувального повітряно-реактивного двигуна.
12. Наведіть типи компресорів, що входять до конструкції ТРДД.
13. Назвіть основні конструктивні вузли ТРДД.
14. Поясніть принцип роботи ТРД, ТРДД, ТГвВЛД, ТВЛД.
15. Розкажіть про розміщення силових установок на літаках.
16. Назвіть обладнання силових установок літаків.
17. Розкажіть про паливну систему силових установок літаків.
18. Розкажіть про мастильну систему силових установок літаків.
19. Розкажіть про керування силовими установками літаків.
20. Яке призначення реверсу силових установок літаків?

Розділ 7

ФУНКЦІОНАЛЬНІ СИСТЕМИ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН

7.1. Загальні відомості

Сучасні ЛА мають багато допоміжних систем, що виконують різні функції. Їх часто називають *функціональними*. На ПС типу Іл-86 або Boeing-747 кількість таких систем досягає 50. До них, зокрема, належать: система керування ПС, паливна і мастильна системи, гідроневматична або електрогідравлічна система, системи життєзабезпечення членів екіпажу і пасажирів – кондиціонування повітря, протиобліднювальна й багато інших.

Функціональні системи (ФС) сучасних пасажирських ПС виконують відповідальні функції, а тому повинні надійно й ефективно працювати в широкому діапазоні зміни температури, тиску, густини, вологості і електропровідності повітря за наявності змінних за модулем і напрямком дії сил, при зміні положення ПС в просторі, на всіх висотах і швидкостях польоту.

Досвід свідчить, що пасажирські ПС можуть зазнавати перевантажень у польоті, що ускладнюють умови роботи агрегатів. Особливо небезпечні вібраційні перевантаження, зумовлені різними джерелами вібрацій, наприклад двигуном, які створюють динамічні навантаження на агрегати та інші елементи систем і можуть спричинити їх руйнування.

Для забезпечення надійної роботи ФС конструктори використовують різні засоби: матеріали підвищеної міцності, амортизацію, раціональну схему і технологію монтажу та ін. Проте найбільш доступний і поширений спосіб – резервування найбільш відповідальних агрегатів і виконуваних ними функцій.

У процесі створення нових типів ПС ФС постійно вдосконалюються їхня ефективність і безвідмовність, зменшується маса використовуваного устаткування і їх підсистем.

7.2. Система керування

Система керування ПС, як, утім, і будь-якого іншого ЛА, це комплекс пристроїв, що здійснюють відхилення кермових поверхонь за командними сигналами пілота, систем автоматичного керування та інших систем, що формують командні сигнали на

відхилення кермових поверхонь, для керування ПС і стабілізації параметрів його руху в польоті. Призначення системи керування на легких літаках і літаках попередніх поколінь обмежувалося лише забезпеченням пілотування вручну.

На сучасних пасажирських ПС, особливо великої пасажиромісткості, функції системи керування значно розширилися. Тепер вони повинні забезпечувати не тільки ручне керування, але й автоматичний політ за заданими траєкторіями, а на ПС новітньої конструкції ще й зміну конфігурації ПС відхиленням різних допоміжних кермових поверхонь, що змінюють аеродинаміку і сприяють спокійнішому польоту в умовах неспокійного повітря.

Транспортні і пасажирські ПС мають подвійне керування: для першого і другого пілотів, крісла яких розташовані поряд. У кабіні пілотів встановлено дві штурвальні колонки керування КВ й елеронами та дві пари ножних педалей керування КН і гальмами коліс шасі.

Для керування тримерами КВ, КН і елеронів залежно від типу ПС використовують штурвали, рукоятки, тумблери або кнопки. Штурвали і рукоятки зазвичай розташовуються на центральному пульті керування, кнопки тримерів можуть розміщуватися на штурвальних колонках.

На сучасних пасажирських ПС для їх балансування при зміні положення центра тяжіння в польоті, наприклад при виробленні палива з баків, встановлюють керовані стабілізатори. Керування стабілізатором розташовують у місцях легкодоступних для пілотів.

Керування ПС залежно від їхнього типу і конструкції поділяється на *механічне* і *бустерне*. Механічне керування (рис. 7.1) буває м'яким, тросовим і жорстким (за допомогою трубчастої тяги, встановленої в шарикопідшипникових опорах, іноді підвішених на гойдалках).

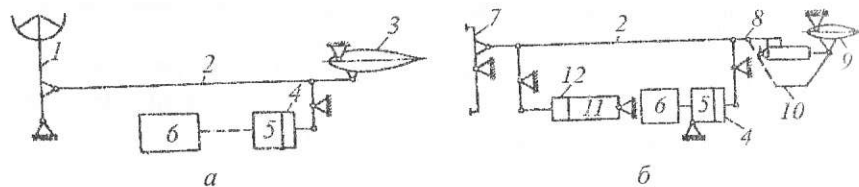
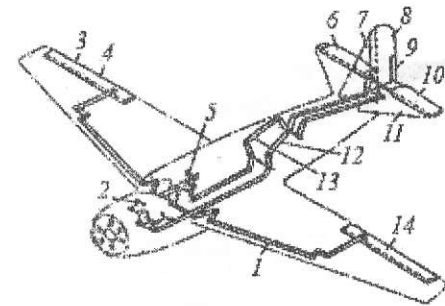


Рис. 7.1. Система механічного керування КВ (а) і КН (б): 1 – важіль керування КВ; 2 – механічна проводка; 3 – КВ; 4 – устаткування ввімкнення і вимкнення кермової машини; 5 – кермова машина; 6 – автопілот; 7 – педалі; 8 – пристрій перемикачів на аварійне обслуговування; 9 – КН; 10 – аварійне керування; 11 – механізм завантаження педалей; 12 – пристрій вимкнення механізму завантаження педалей

Тросове керування має текстолітові ролики, змонтовані на шарикопідшипниках закритого типу. Усі елементи керування мають бути добре доступними для контролю їх технічного стану, обслуговування і поточного ремонту.

Як приклад на рис. 7.2 показано механічне керування літаком типу Як-18Т. До *основного керування* належать системи керування КВ, КН й елеронами, а до *допоміжного керування* – тримером КВ, посадковим щитком, гальмами коліс ООШ.

Рис. 7.2. Органи керування і проводка керування легкого літака з ПД: 1 – тяга проводки керування елеронами; 2 – педалі керування КН; 3 – елерон (правий); 4 – тример елерона; 5 – ручка керування КВ і елеронами; 6 – КВ; 7 – киль; 8 – КН; 9 – тример КН; 10 – тример КВ; 11 – стабілізатор; 12 – тяга проводки керування КН; 13 – тяги керування КВ; 14 – елерон (лівий)



Для забезпечення поздовжнього, поперечного і шляхового керування на літаку є дві незалежних системи: ручне і ножне керування. Обидві ці системи подвійні. Рухом штурвала на себе і від себе пілот, відхиляючи КВ, здійснює керування літаком у вертикальній площині, а рухом штурвала вліво і вправо відхиляє елерони і створює крен літака. Відхилення КН здійснюється педалями.

Бустерним керуванням (рис. 7.3) є механічне керування, на окремих ділянках якого вмикаються гідравлічні підсилювачі, що встановлюються якомога ближче до керованих ними кермових поверхонь. Механічні елементи такого керування зазвичай є трубчастою тягою з регульованими наконечниками, у яких вмонтовані шарикопідшипники.

Бустерне керування застосоване, зокрема, на літаку Ту-154. Воно має всі названі вище елементи і, крім того, автоматичну бортову систему керування АБСУ-154, яка призначена для автоматизації керування літаком на етапах набору висоти, маршрутного польоту і зниження за сигналами систем навігаційно-пілотажного комплексу, а також для забезпечення автоматичного і директорного керування літаком під час заходу на посадку. Система забезпечує штурвальне керування (звичайне ручне керування першим і другим пілотами), напівавтоматичне і автоматичне. Бустерна система має *триразове резервування*. Цим забезпечується висока надійність її роботи.

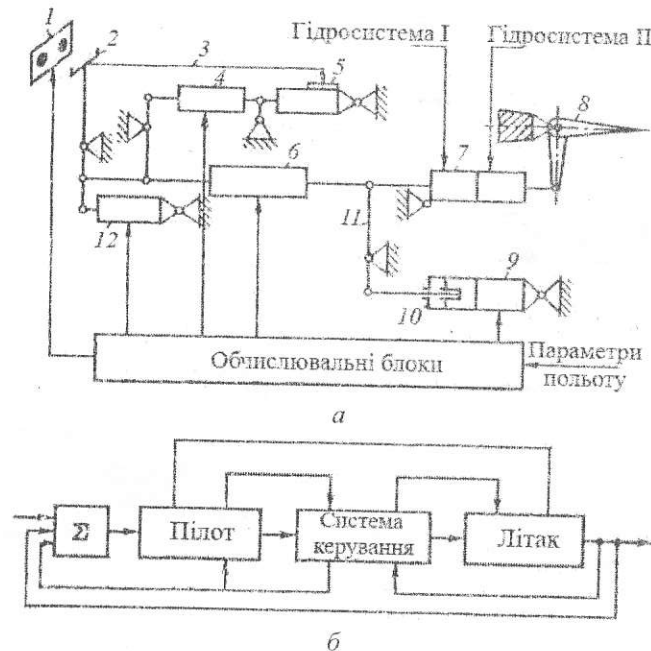


Рис. 7.3. Схема бустерного керування літаком, (а) і зворотний зв'язок у контурі керування, (б): 1 – директорні прилади; 2 – штурвал; 3 – сигнал тримерування зусиль; 4 – завантажувальний пристрій; 5 – механізм тримера; 6 – виконавчий механізм керування; 7 – двокамерний гідропідсилювач; 8 – кермо; 9 – виконавчий механізм траєкторного керування; 10 – механізм вимкнення; 11 – елементи механічної проводки; 12 – виконавчий механізм системи обмеження граничних режимів (стрілками показано електричні керувальні сигнали)

Збільшення пасажиромісткості ПС здебільшого зумовлює підвищення складності системи керування, застосування резервування найбільш відповідальних її органів. Так, система керування літаком Іл-62 (рис. 7.4) містить 16 агрегатів.

Для створення більш місткого пасажирського літака Іл-86 було потрібно подальше істотне ускладнення всіх його систем, зокрема й системи керування (рис. 7.5), яка містить 78 різних агрегатів. Це, своєю чергою, змусило шукати і застосовувати нові конструкторські рішення для забезпечення необхідного рівня надійності.

Створюючи системи керування багатомісних пасажирських ПС, конструктори мають розв'язувати низку складних завдань, пов'язаних

зі спрощенням конструкції, підвищенням надійності системи, зниженням маси і допустимих зусиль на штурвалі і педалях ногожного керування.

Так, на літаку Іл-62 вдалося створити механічну систему ручного керування без застосування гідропідсилювачів (ГП). При цьому було вжито спеціальних заходів, що дозволили обмежитися мінімальною площею ГО 40 м² і за допомогою аеродинамічних методів понизити шарнірні моменти на кермі до значень, які забезпечують можливість ручного керування без ГП. При створенні системи керування літаком Іл-86, що відрізняється від Іл-62 великими розмірами, масою і пасажиромісткістю, конструкторам довелося піти іншим шляхом. Площа ГО цього типу ПС досягає 96 м². Це вимагало застосування бустерну систему керування, оскільки ручне керування, як на Іл-62, тут неможливе через високі зусилля на штурвалі і педалях, потрібні для відхилення керма.

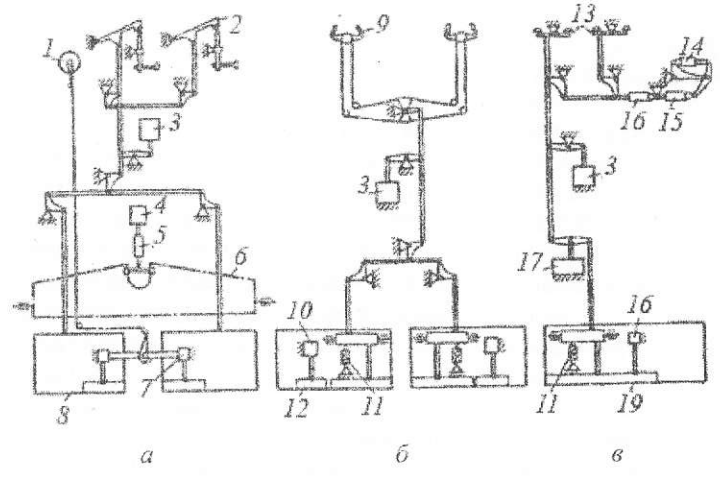


Рис. 7.4. Система керування літаком Іл-62: а – поздовжнє керування (КВ); б – поперечне (елерони); в – бічне (КН); 1 – штурвал керування тримером; 2 – штурвальна колонка; 3 – кермові машини автопілота; 4 – електромеханізм керування стабілізатором; 5 – гвинтовий механізм; 6 – керований стабілізатор; 7 – гвинтовий механізм тримерування; 8 – КВ; 9 – штурвал; 10 – електропривод тримерування; 11 – пружинний стояк; 12 – елерон; 13 – педалі; 14 – електромеханізм підімкнення завантажувального пристрою; 15 – механізм тримерного ефекту; 16 – завантажувальний пристрій; 17 – автономна кермова машина АРМ-62; 18 – електропривод тримерування; 19 – КН

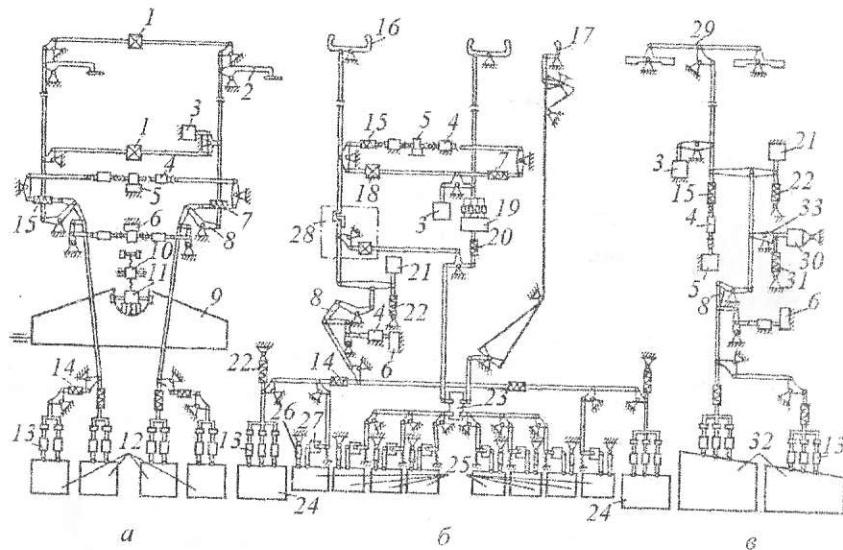


Рис. 7.5. Система керування літаком Іл-86: *а* – поздовжнє керування; *б* – поперечне; *в* – бічне; 1 – механізм роз'єднання; 2 – штурвальна колонка; 3 – кермова машина системи автоматичного керування; 4 – гвинтовий механізм; 5 – електропривід тримерування; 6 – електропривід системи зміни передачі; 7 – права завантажувальна пружина; 8 – механізм зміни передачі; 9 – керований стабілізатор; 10 – нижній гідропривід стабілізатора; 11 – верхній гідропривід стабілізатора; 12 – секції КВ; 13 – кермовий привід; 14 – розв'язувальна пружина; 15 – ліва завантажувальна пружина; 16 – штурвал; 17 – ручка керування інтерцепторами в гальмівному режимі; 18 – механізм роз'єднання; 19 – допоміжний бустер; 20 – обмежувач зусиль; 21 – електрогідравлічний привід системи демпфування; 22 – центрувальна пружина; 23 – механізм змішувача інтерцепторів; 24 – елерони; 25 – інтерцептори; 26 – гідроциліндр; 27 – розподільний механізм; 28 – механізм роз'єднання і вибору лофта; 29 – педалі; 30 – електропривід обмежувача ходу педалей; 31 – завантажувальна пружина; 32 – секції КН; 33 – обмежувач ходу педалей

Надійність системи забезпечується триразовим резервуванням найбільш відповідальних елементів, а також використанням високонадійних агрегатів. Застосування такого резервування дозволяє системі керування функціонувати навіть у разі виникнення в ній двох відмов агрегатів. Системи керування сучасних ПС обладнані автопілотом.

Під час створення систем керування багатомісних пасажирських ПС конструкторам доводиться розв'язувати низку складних завдань, пов'язаних зі спрощенням конструкції, підвищенням надійності системи, зниженням маси і допустимих зусиль на штурвалі і педалях ножного керування.

7.3. Паливна система

Паливна система слугує для розміщення палива на ПС і безперебійного забезпечення ним двигунів на всіх режимах польоту. Оскільки паливо авіаційних двигунів містить пальне й окиснювач, а окиснювачем у ПД і ГТД є кисень повітря, то надалі під паливом розумітимемо лише пальне (бензин або керосин). Крім того, паливна система використовується для охолодження мастила, агрегатів, системи кондиціонування повітря (СКП), радіоелектронної апаратури тощо, регулювання положення центру тяжіння ПС, як робоча рідина в різних автоматичних пристроях, наприклад, керування стулками реактивного сопла, аварійного керування агрегатами гідросистеми та ін. Усе це значно ускладнює структуру паливної системи.

Паливна система сучасного літака містить такі основні елементи: баки або відсіки для палива; крани управління; крани екстреного вимкнення подачі палива до двигунів (протипожежні крани); крани для зливання відстою палива з різних точок системи; фільтри для очищення палива; насоси подавання і перекачування; трубопроводи; прилади контролю роботи системи.

Основні вимоги до паливних систем такі: забезпечення надійного живлення двигунів паливом на всіх режимах польоту і за температур від мінус 60 до плюс 45 °С; забезпечення безпеки польоту літака, зокрема його живучості й пожежної безпеки; достатня місткість баків, щоб розмістити необхідну кількість палива для польоту і резерв на 45 хв польоту; автоматичне і максимальне вироблення палива з баків у заданій послідовності і збереження при цьому центрування ПС в допустимому діапазоні; надійність; безперервний контроль за роботою паливної системи на землі і в польоті; експлуатаційна технологічність, тобто пристосованість до обслуговування. Крім того, повинні забезпечуватися централізоване закриття заправлення, зливання палива в польоті в аварійних випадках, повне зливання на землі, захист паливних агрегатів від корозії тощо.

Умови роботи палива в системі визначаються його температурою, тиском навколишнього повітря, витратою і швидкостями подавання, тиском у форсунках.

Назвемо основні сорти палива, уживані в цивільній авіації: для ПД – бензини Б-70, Б91/115 і Б95/130, автомобільний бензин А-95 і суміші; для ГТД – керосин Т-1, ТС-1, Т-8, Р-7, JetA1.

Залежно від типу ПС і його призначення можуть бути обрані різні способи вироблення палива з баків (рис. 7.6).

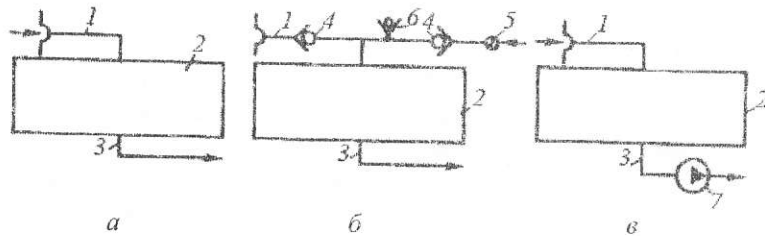


Рис. 7.6. Схеми вироблення палива з баків:

- а* – самопливом; *б* – витісненням; *в* – насосом підкачування;
 1 – дренажний трубопровід; 2 – бак; 3 – живильний трубопровід;
 4 – зворотні клапани; 5 – кран; 6 – запобіжний клапан (від надлишку внутрішнього тиску в баку); 7 – насос підкачування

Вироблення самопливом застосовується для малопотужних ПД, де потрібний тиск на вході в насос невеликий.

Вироблення витісненням здійснюється стисненням повітрям або газами. Ця схема має свої переваги: можливість польоту на великих висотах; відсутність паливних насосів; можливість регулювання тиску; відсутність дренажу, утрат на випаровування, витрати енергії на привід насосів, хоча є й недоліки, зокрема велика маса баків; мала текучість у разі пошкодження. На сучасних ПС ця схема застосовується лише частково (забезпечується наддування баків надмірним тиском).

Вироблення палива насосом підкачування дає менше навантаження на баки, бак може розташовуватися і нижче насоса підкачування. Подібна схема легко керована і контрольована в польоті. Проте застосування насосів з електроприводом створює потенційну пожежонебезпеку.

Як приклад наведемо схему паливної системи літака Як-18Т (рис. 7.7), що містить такі головні вузли: основний паливний бак, витратний бак, трубопровідну систему, пожежний кран, кран розрідження мастила, датчик тиску палива, основний кран та ін.

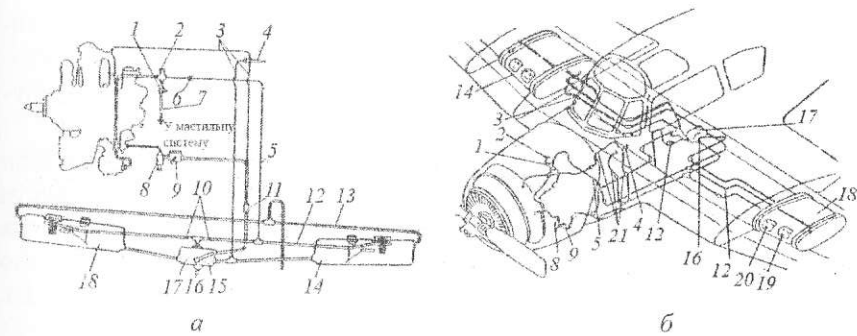


Рис. 7.7. Паливна система легкого літака з ПД: *а* – функціональна схема; *б* – розміщення агрегатів паливної системи на літаку; 1 – кран розрідження мастила бензином; 2 – датчик тиску палива; 3 – трубопроводи заливання; 4 – заливальний шприц; 5 – трубопровід перепускання; 6, 7, 10 – дроселі; 8 – паливний фільтр; 9 – пожежний кран; 11 – зворотний клапан; 12, 13 – дренажні трубопроводи; 14, 18 – основні паливні баки; 15 – зворотний клапан витратного баку; 16 – зливний кран; 17 – витратний бак; 19 – заливна горловина; 20 – датчик паливоміра; 21 – шланг заливки

Важкі транспортні літаки мають складнішу паливну систему (рис. 7.8). Такі літаки характеризуються великими годинними витратами палива у польоті: на ПС з ТГВД вона приблизно удвічі, а на ПС з ТРДД – майже вдвідесять вища, ніж на ПС такого самого розміру з ПД.

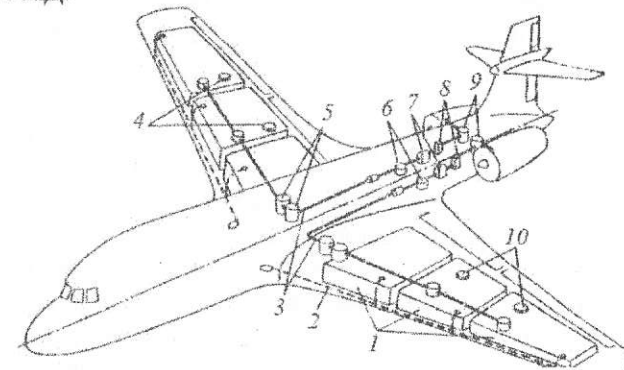


Рис. 7.8. Схема паливної системи пасажирського літака з двома ГТД: 1 – паливні баки; 2 – дренажна система; 3 – живильні трубопроводи; 4, 10 – заливна горловина; 5 – підкачувальні насоси; 6 – фільтри; 7 – паливно-мастильні радіатори; 8 – пожежні крани; 9 – паливні насоси двигуна

Важливо забезпечити безперервне подавання палива до двигунів. Це досягається великими прохідними перетинами трубопроводів, піддавленням палива на вході в основний насос, резервуванням найважливіших елементів системи та іншими заходами.

Великі витрати палива, їх нерівномірність і, як наслідок, небажані зміни центрування літака в польоті зумовили необхідність ввести програмування вироблення палива з баків. На магістральних літаках великої пасажиромісткості з великим запасом палива передбачено також аварійне зливання палива в польоті у разі вимушеної посадки. Це підвищує безпеку посадки і зменшує навантаження на шасі й крило.

Надійність і живучість паливної системи досягається наявністю автономних підсистем правих і лівих груп двигунів або кожного двигуна окремо. У разі потреби ці системи можуть бути об'єднані для загального живлення. У нормальних умовах паливна система працює автоматично без утручання екіпажу. Завдання екіпажу зводиться до спостереження за показниками приладів і контролю залишку палива. У разі відмови автоматики екіпаж може перейти на ручне керування паливною системою.

7.4. Мастильна система

Призначення мастильної системи – забезпечувати подавання мастила до двигуна задля зменшення тертя і зносу поверхонь, що труться, оберігання їх від корозії, часткового відведення теплоти, що виділяється при терті і від більш нагрітих деталей, а також винесення продуктів зносу та внутрішньої консервації двигуна. Крім того, система забезпечує розміщення необхідної кількості мастила, використання мастила як робочої рідини для різних автоматизованих пристроїв тощо.

Мастильні системи сучасних двигунів виконують циркуляційними з такими основними елементами, як бак для розміщення мастила; радіатор; насоси; зливний кран; термометри і манометри; трубопроводи для подавання мастила.

Ключовими вимогами до мастильних систем є такі: забезпечення потрібного прокачування мастила через двигун з допустимими температурами і тиском на всіх режимах польоту; надійність мастила двигуна і живучість при виникненні несправностей; можливість використання автономних систем на багатодвигунних літаках; надійність запуску за температур навколишнього повітря

від мінус 50 до плюс 45 °С, коли мастило має дуже високу або низьку в'язкість; надійне охолодження мастила; прогрівання при запуску; відсутність викиду мастила через дренаж; надійність очищення від продуктів зносу у фільтрах (фільтрація); достатня міцність, герметичність, вібростійкість трубопроводів; мінімальна витрата мас в польоті; пожежобезпечність; експлуатаційна технологічність системи загалом; можливість автоматизованого контролю за роботою тощо.

Поширені *одноконтурні* (для ТРД) і *двоконтурні* (для ТГВД) мастильної системи. Принципову схему одноконтурної системи показано на рис. 7.9.

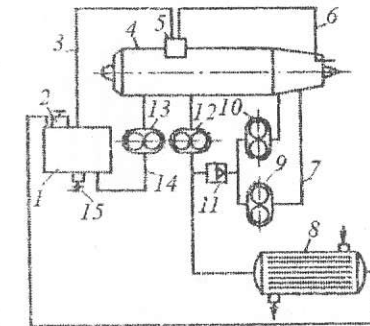


Рис. 7.9. Принципова схема одноконтурної мастильної системи двигуна: 1 – бак; 2 – заливна горловина; 3, 6 – дренаж; 4 – двигун; 5 – відцентровий суфлер двигуна; 7 – зливна магістраль; 8 – мастильний радіатор; 9, 10, 12 – відкачувальні насоси; 11 – зворотний клапан; 13 – нагнітальний насос; 14 – напірна магістраль; 15 – зливний кран

Вона містить такі основні елементи: бак; нагнітальні та відкачувальні насоси; мастильний радіатор; трубопроводи подавання мастила і крани. Мастильні системи працюють автоматично й не потребують утручання екіпажу в польоті. Обов'язки екіпажу зводяться лише до контролю показників приладів, установлених у кабіні.

7.5. Гідравлічні системи

Гідравлічні силові приводи і системи, що застосовуються в авіації, виконують дуже відповідальні операції. Від надійності їх виконання багато в чому залежать безпека і регулярність польотів. Гідропривід в авіації застосовується для випускання і прибирання шасі, гальмування коліс, випускання і прибирання закрилків і щитків, керування носовим колесом, в автопілотах – для керування кермами, а також для забезпечення роботи інших споживачів, що є на ЛА.

Гідравлічні системи (ГС) на багатьох вітчизняних пасажирських літаках зазвичай складаються з декількох самостійних систем –

основних і аварійних. На рис. 7.10 зображено структурну схему ГС тридвигунного пасажирського літака. Більшість споживачів працюють від основної системи, а аварійні системи призначені для живлення деяких найбільш відповідальних споживачів по основному і аварійному керуванню.

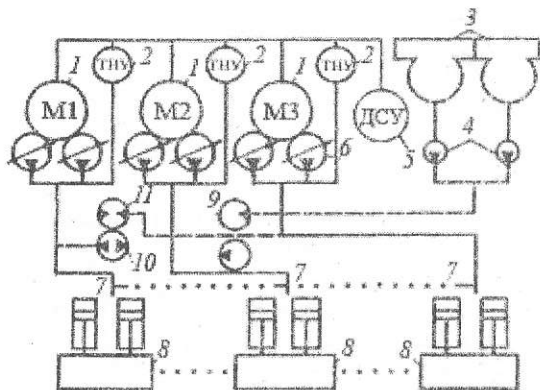


Рис. 7.10. Структурна схема гідросистеми тридвигунного ПС:

1 – авіадвигуни; 2 – турбонасосна установка; 3 – аварійне джерело енергії; 4 – насос постійної продуктивності; 5 – допоміжна СУ; 6 – насос змінної продуктивності; 7 – приводи; 8 – об'єкти дії приводу; 9 – гідромотор; 10 – гідронасос-гідромотор; 11 – гідромотор-гідронасос

За останнє десятиліття ця система дещо змінилася. У зв'язку з підвищенням складності ГС, відповідальності виконуваних ними функцій, необхідно забезпечення високої безвідмовності роботи споживачів ГС проектується такою, що складається з декількох самостійних підсистем, включених в одну загальну ГС.

З огляду на те, що компоновання цих підсистем є різними комбінаціями з управління всіма споживачами, це забезпечує резерв і високу безвідмовність роботи системи загалом.

Будь-яка ГС, незалежно від її призначення, містить такі головні вузли: джерела тиску, куди входять бак, насоси, гідропневматичні акумулятори; розподільні й регульовальні пристрої, споживачі, що містять агрегати, які перетворюють енергію робочої рідини в механічну енергію; трубопроводи і сполучну арматуру.

Привід насосів здійснюється переважно від двигунів, але в деяких випадках (наприклад, в аварійних системах) для цього використовуються приводи від електродвигунів постійного і змінного струму.

Режим роботи джерел тиску в будь-якій ГС визначається періодичністю роботи її споживачів і встановлюється за допомогою напівавтоматичних й автоматичних пристроїв, уживаних у системі.

Насоси з автоматичним регулюванням продуктивності мають привід від авіаційних двигунів. Частота обертання ротора насоса залежить від режиму, на якому працюють двигуни, і змінюється залежно від етапів польоту. Регулювання продуктивності насосів здійснюється автоматично залежно від робочого тиску в системі. Принципову схему такого насоса показано на рис. 7.11, а.

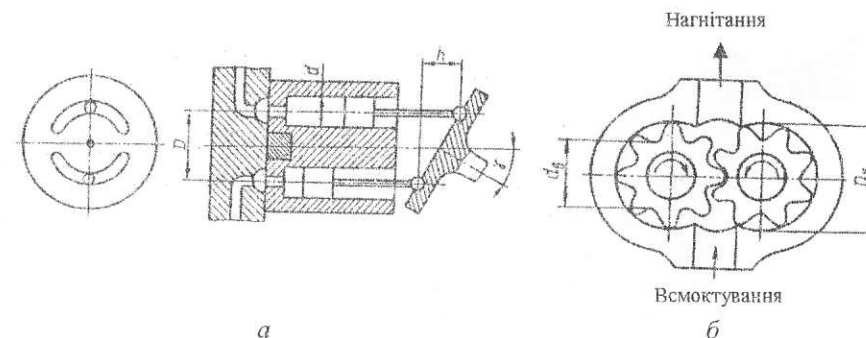


Рис. 7.11. Схеми насосів: а – поршневий регульованої продуктивності; б – шестерінчастий нерегульованої продуктивності

Якщо при працюючому насосі споживачі не працюють, то кут нахилу шайби мінімальний і насос має витрату Q_{\min} за робочого тиску P_{\max} . При увімкненні споживачів тиск у системі дещо зменшується, відповідно збільшується витрата залежно від потреби того або іншого споживача. У разі зниження тиску до P_{\min} робочий кут нахилу шайби стає максимальним і відповідно забезпечується максимальна витрата для цього тиску. Отже, тиск у трубопровідних магістралях визначається загалом характеристикою споживання, тобто витратою рідини в кінці трубопровідної мережі.

Витрата Q розраховується за формулою:

$$Q = \frac{\pi \cdot d^2}{4} \cdot z \cdot n \cdot D \cdot \operatorname{tg} \gamma,$$

де d – діаметр робочих циліндрів; z – кількість циліндрів у роторі; D – діаметр кола; γ – кут нахилу шайби (рис. 7.11, а); n – частота обертання ротора.

Потужність насоса визначається за формулою:

$$N_H = \frac{P \cdot Q}{450}$$

Потужність гідросистеми:

$$N = k \cdot N_H,$$

де k – кількість насосів.

Інколи застосовуються ГС з насосами нерегульованої продуктивності (див. рис. 7.11, б). Привід насосів, як і в попередньому випадку, здійснюється від авіадвигунів, а розвантаження в періоди, коли споживачі не працюють, – за допомогою автоматів розвантаження насосів.

Ці ж автомати вмикають насоси на робочий режим у тому випадку, якщо тиск у гідропневматичних акумуляторах, зменшуючись унаслідок наявності внутрішніх витоків у системі або увімкнення в роботу тих або інших споживачів, досягне нижньої межі P_{\min} на який відрегульований автомат.

У ГС з насосами нерегульованої продуктивності, якщо споживачі не працюють (що характерне для тривалого горизонтального польоту), тиск у напірній магістралі до автомата розвантаження і від автомата розвантаження до кранів споживачів змінюється плавно від P_{\max} до P_{\min} . Причому зменшення робочого тиску в магістралі від автоматів розвантаження до кранів споживачів зумовлене внутрішньою негерметичністю системи, тобто наявністю внутрішніх витоків робочої рідини в зливну порожнину. Отже, робота систем цього типу характеризується періодичними коливаннями тиску в напірних магістралях.

Принципову схему насоса нерегульованої продуктивності шестерінчастого типу показано на рис. 7.11, б. Продуктивність такого насоса визначається за формулою $Q = (D_3 - d_b) \cdot b D_3 \cdot n$, де D_3 , d_b – зовнішній і внутрішній діаметри шестерень відповідно (рис. 7.11, б); b – ширина шестерні; n – частота обертання.

7.6. Системи життєзабезпечення екіпажу і пасажирів

Виконання польотів на великих висотах зумовило необхідність створення спеціальних систем життєзабезпечення для екіпажу і пасажирів. До них насамперед належить СКП. Ця система призначена для створення нормальних умов, необхідних для життєдіяльності

людини, а також надійної роботи устаткування під час польоту ПС в атмосфері. Поняття «нормальні умови» для кабін і різних відсіків ПС (і вертольотів) містить значну кількість параметрів, ключові з яких газовий склад, тобто вміст кисню, вуглекислого газу і пари води в повітрі, тиск і температура в герметичній кабіні.

На сучасних транспортних і пасажирських ПС зазвичай застосовують герметичні кабіни вентиляційного типу. Наддування кабіни здійснюється шляхом нагнітання повітря, що відбирається від одного зі ступенів компресора ГТД на землі і в польоті або від допоміжної СУ на землі. Використане в кабіні повітря викидається в атмосферу. Система дає можливість здійснювати наддування, вентиляцію, обігрівання, а також підтримання необхідного тиску і температури в кабіні.

Крім забезпечення основних параметрів, у польоті потрібно підтримувати в заданих межах температуру стінок кабіни, швидкість зміни тиску, характер циркуляції і швидкість руху повітря в кабіні, рівень шуму та деякі інші параметри. Важливе значення має також очищення повітря від аерозольного, хімічного та інших засмічень, дезодорація, іонізація кабінного повітря тощо.

Відповідно до призначення СКП і специфіки виконуваних завдань зазвичай виокремлюють дві підсистеми. Одна з них регулює тиск повітря в кабіні, інша забезпечує теплове й вологісне оброблення та очищення повітря, що подається для вентиляції і терморегулювання кабіни.

У більшості сучасних ПС наддування кабіни або створення в ній необхідного надмірного тиску здійснюється тим же повітрям, яке подається на вентиляцію. Крім того, на пасажирських ПС є спеціальні пристрої й устаткування, які відсмоктують повітря з кухні, обігрівають допоміжну СУ на землі і в польоті; приймач шлангів від наземної установки кондиціонування; обігрів заправних і зливних клапанів туалетів і зливного клапана кухні.

Крім того, система життєзабезпечення містить кисневу систему для живлення киснем членів екіпажу на робочих місцях і в разі потреби при їх пересуванні по розгерметизованій кабіні, а також для живлення хворих пасажирів при кисневому голодуванні в польоті. Принципову схему системи кондиціонування повітря літака Як-40 показано на рис. 7.12.

Досвід показує, що створити абсолютно герметичну кабіну практично неможливо. Різні зчленування елементів фюзеляжу, стики

листів обшивки, електровиводи, виводи елементів механічного керування різними пристроями є відомою нещільністю, через яку повітря з кабіни витікає назовні. Цей витік повітря з гермокабіни регламентується спеціальними вимогами. Відповідні норми визначаються об'ємом і призначенням відсіку.

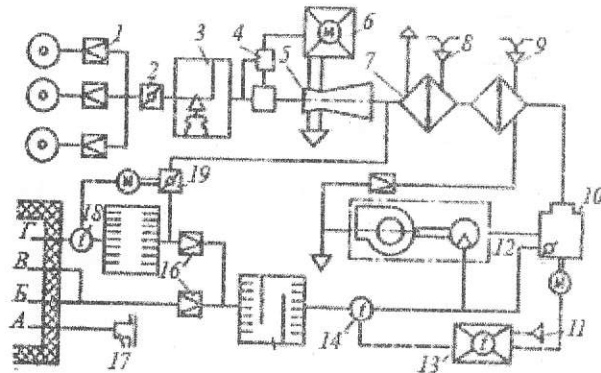


Рис. 7.12. Схема СКП літака Як-40: 1 – зворотний клапан; 2 – запірний кран; 3 – регулятор надмірного тиску; 4 – виконавчий механізм регулятора витрати повітря; 5 – датчик витрати повітря (трубка Вентурі); 6 – регулятор витрати повітря; 7 – показчик витрати повітря; 8 – первинний повітряно-повітряний радіатор (ППР); 9 – вторинний ППР; 10 – розподільник повітря; 12 – ТХ; 13 – регулятор температури; 11, 14, 18 – задатчики температури; 15 – вологовіддільник; 16 – глушник; 17 – штуцер увімкнення наземного кондиціонера; 19 – виконавчий механізм регулятора температури повітря, що подається в кабіну екіпажу; А-Б – у салон; В-Г – у кабіну екіпажу

Щоб створити необхідний надмірний тиск у герметичній кабіні, а також зменшити витікання з неї повітря, конструктори вимушені ускладнювати конструкцію кабіни, маса її при цьому природно зростає. Будь-яке зростання маси конструкції ПС небажане, оскільки воно зменшує комерційне навантаження. Саме тому завжди доводиться обирати найбільш прийнятне компромісне рішення.

Установлюючи допустимі норми витікання повітря виходять, зокрема, з таких міркувань. По-перше, за нормальних умов польоту кількість повітря, що надходить через систему кондиювання, повинна перевищувати втрати повітря, що витікає через нещільність. По-друге, треба забезпечувати достатньо повільне зменшення надмірного тиску в герметичній кабіні в разі аварійного припинення подавання повітря через систему наддування.

Слід також урахувати, що в процесі експлуатації ПС герметичність кабіни може погіршуватися через зношення стиків, елементів ущільнювачів дверей, люків тощо. Ця обставина змушує й інженерну службу організації з технічного обслуговування, й експлуатанта, де приписане ПС, і льотний склад, що літає на ньому, періодично перевіряти стан герметичності кабіни і відсіків ПС.

7.7. Протиобліднивальна система

На землі і в польоті часто створюються умови для утворення льоду на поверхні ПС. Таке явище називають обмерзанням ПС. Особливо часто обмерзання спостерігається восени, зимою і ранньою весною. Польоти в умовах обмерзання дуже небезпечні, оскільки зростає маса ПС, може відбутися втрата швидкості. Повітряне судно обмерзає головню під час польоту в хмарах, тумані, переохоложеному дощі або мокрому снігу. Імовірність обмерзання на аеродромах зльоту і посадки, а також по маршруту визначають фахівці метеослужби. Вони вказують це в метеобюлетені, який вручається командирові екіпажу. Варто, проте, пам'ятати, що навіть найсприятливіший прогноз погоди не звільняє екіпаж від постійного контролю стану атмосфери за всім профілем польоту. Контроль здійснюється: візуальним спостереженням за частинами ПС, найбільш схильними до обмерзання; за показаннями приладів, що вимірюють температуру і тиск повітря; спостереженням за бортовою системою сигналізації початкового обмерзання частин ПС; взаємною інформацією екіпажів ПС, що перебувають у цей час у польоті.

Ознаки обмерзання великої інтенсивності – швидке наростання льоду на склоочисниках і на стеклах ліхтаря кабіни пілотів, що не обігріваються, на передній кромці крила, оперення, вхідних кромках повітрязабірників двигунів. На літаках з ПД і турбогвинтових виникають удари по обшивці фюзеляжу шматками льоду від ПГ, що зриваються з лопатей. Спостерігається також (за приладами) зменшення швидкості польоту одразу ж після входу в зону обмерзання.

Залежно від розмірів крапель води, що міститься в атмосфері, і характеру обтікання крила потоком відкладення льоду буде різним. Лід буває прозорим, матовим, напівпрозорим, а також паморозь і іній. Різні й форми кригоутворення льоду – жолобоподібна, клиноподібна (рис. 7.13).



Рис. 7.13. Форми кригоутворення на носку крила:

a – клиноподібна; *б* – жолобоподібна; *в* – рогоподібна; *г* – проміжна

Найчастіше жолобоподібний лід утворюється за температури навколишнього повітря від 0 до мінус 7 °С. Це пояснюється тим, що за температури, близької до нуля, краплі води замерзають не одразу, а розтікаються по поверхні обшивки. При цьому утворюються два горбики, які перетворюються на жолобоподібний нарост, що значно спотворює профіль передньої кромки крила. Клиноподібний лід утворюється за температури, нижчої за мінус 10 °С. При цьому краплі води, що потрапляють на поверхню крила, замерзають миттєво, утворюючи своєрідний клин. Зазвичай між замерзшими краплями залишаються повітряні порожнини, що надають обмерзанню непрозорого матового вигляду. Такий лід також спотворює профіль крила, значно погіршуючи його аеродинаміку.

Можливі також паморозь і іншій, які утворюються на поверхні ПС при осіданні крапельок води і пари в умовах різкого зниження температури навколишнього повітря. По суті, відбувається сублімація пари води на холодній поверхні. Великого впливу на аеродинаміку це не робить. Отже, найбільш небезпечними для польоту є жолобоподібний і клиноподібний лід.

Обмерзання розрізняють за інтенсивністю: слабке, коли його інтенсивність не перевищує 1 мм/хв; середнє – до 1...2 мм/хв і сильне – вище за 2 мм/хв. Інтенсивність обмерзання оцінюють за допомогою спеціальних пристроїв, що є на ПС.

У наземних умовах захист від обмерзання проводиться наземними засобами. З метою захисту від обмерзання в польоті ПС обладнані протиоблідновальними системами (ПОС).

На сучасних пасажирських і транспортних ПС від обмерзання захищають лобові частини несних поверхонь, вхідні ділянки повітрозабірників і СУ, ПГ, оглядові стекла, датчики приладів і антенні пристрої, усі поверхні і деталі, утворення льоду на яких може спричинити їх пошкодження або порушити роботу авіаційних двигунів, зокрема стояки, обтічники, захисні решітки та інші деталі (рис. 7.14).

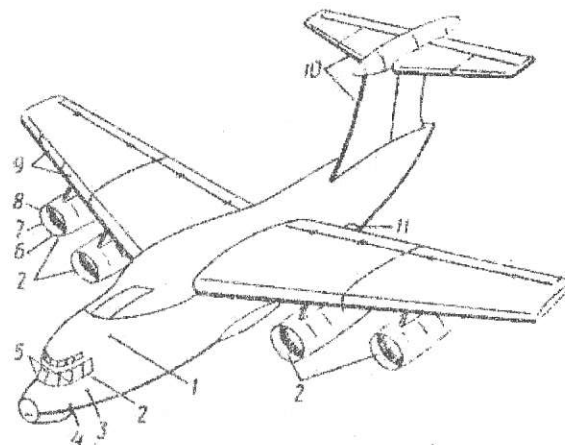


Рис. 7.14. Захист літака від обмерзання: 1 – електрообігрівач датчика кута атаки; 2 – датчик сигналізатора обмерзання; 3 – фара для освітлення носка повітрозабірників двигунів; 4 – електрообігрівач приймача повного тиску; 5 – електрична ПОС оглядових стекел кабіни; 6, 7 – ПОС обтічника і двигуна; 8 – ПОС вхідної частини повітрозабірника двигуна; 9 – ПОС передкрилків; 10 – ПОС хвостового оперення; 11 – фари для освітлення носка оперення

Обмерзання на вертольотах також є великою небезпекою в польоті. Від можливого обмерзання на вертольотах захищають вхідні ділянки повітрозабірників, СУ, несні гвинти (гвинт) і кермовий, оглядові стекла ліхтаря пілотів, датчики приладів, лобові частини поверхонь стабілізатора, несні поверхні крила малого подовження, якщо такі є.

Захист від обмерзання здійснюється механічним, фізико-хімічним і тепловим способами. Кожен із способів характеризується видом використовуваної енергії і фізичною суттю. Так, механічний заснований на механічній дії на шар льоду, що з'явився, лід відокремлюється сколюванням, деформацією, відривом з поверхні під дією відцентрових, аеродинамічних та інших зовнішніх сил.

При цьому використовується енергія стисненого повітря, яка потрапляє в спеціальні пристрої, поміщені на поверхні, що захищається. В інших системах, званих електроімпульсними, використовується електроенергія високої частоти, що подається імпульсами. Теплові ПОС бувають повітряно-теповими і електротепловими. У першому випадку теплоносієм є повітря, у другому використовується теплова енергія електронагрівачів.

У всіх випадках ПОС потребують спеціального догляду і контролю з боку інженерно-технічного складу при ТО ПС.

Льотний склад зобов'язаний перевіряти працездатність ПОС перед польотом.

Деякі ПС мають сигналізатори обмерзання у вигляді світлових індикаторів, що установлені в кабіні пілотів і сигналізують у польоті про момент входу в «зону обмерзання».

7.8. Протипожежна система

Конструктори і промисловість, що виготовляє ПС, уживають різних конструктивних, технологічних і профілактичних заходів, щоб максимально унеможливити виникнення пожежі в польоті або на землі. Проте з огляду на багато обставин пожежонебезпека на ПС існує. Тому на кожному ПС є протипожежні системи (ППС) з сигналізацією про виникнення пожежі і систем гасіння пожежі.

Система автоматичної сигналізації має: датчики пожежної сигналізації, що розміщуються в найбільш пожежовибухонебезпечних місцях ПС; спеціальний блок, що забезпечує контроль за справністю датчиків пожежної сигналізації; виконавчий блок, який у разі необхідності перекриває автоматичне подавання палива у двигун, що горить, і подавання повітря в об'єкт, що захищається, а також забезпечує увімкнення першої черги ППС. Крім того, є ще й інші черги ППС, які включаються екіпажем у роботу за потреби.

До ППС зазвичай висувають такі основні вимоги: надійність роботи на всіх режимах польоту і при аварійних посадках; можливість підведення вогнегасного складу від кожного вогнегасника до будь-якого відсіку, що захищається; збереження вогнегасної концентрації у відсіках до 5 с; швидкість приведення в дію; можливість автоматичного увімкнення всіх вогнегасників одночасно при аварійній посадці тощо.

На пасажирських ПС і вертольотах ППС може використовуватися 2–3 рази. При цьому перша черга вмикається автоматично, останні – вручну.

Запитання та завдання для самоперевірки

1. Назвіть основні функціональні системи ПС.
2. Яке призначення системи керування літака?
3. Які типи систем керування бувають?

4. Назвіть органи керування літаком.
5. З яких конструктивних елементів складається механічна система керування ПС?
6. З яких конструктивних елементів складається бустерна система керування ПС?
7. Яке призначення паливної системи повітряного судна?
8. Назвіть основні вимоги до паливної системи повітряного судна.
9. Назвіть способи вироблення палива з баків.
10. Наведіть склад паливної системи повітряного судна.
11. Яке призначення мастильної системи?
12. Назвіть основні вимоги до мастильної системи.
13. Назвіть типи мастильних систем.
14. Назвіть призначення гідравлічної системи повітряного судна.
15. Назвіть склад гідравлічної системи.
16. Які типи насосів застосовують у гідравлічній системі?
17. Назвіть призначення автомата розвантаження гідравлічної мережі.
18. Назвіть склад гідравлічної системи.
19. Яке призначення системи кондиціонування повітря?
20. Назвіть склад системи кондиціонування повітря.
21. Яке призначення протиобліднувальної системи?
22. Назвіть основні ознаки обмерзання несних поверхонь ПС.
23. Назвіть основні форми відкладення льоду на несних поверхнях ПС.
24. Назвіть основні способи захисту повітряного судна від обмерзання.
25. Які поверхні ПС підлягають захисту ПОС?
26. Яке призначення протипожежної системи?
27. Назвіть склад протипожежної системи.

Розділ 8 ВЕРТОЛЬОТИ

8.1. Загальні відомості

У процесі розвитку авіації виникла потреба створення ЛА, що могли б здійснювати зліт та посадку з обмежених злітно-посадкових майданчиків. Таким ЛА є вертоліт.

Нині з усіх ЛА, окрім літаків, найбільшого практичного застосування набули вертоліоти. Здатність вертоліота вертикально злітати та сідати, нерухомо висіти в повітрі, переміщатися в різноманітних напрямках є його винятковою особливістю.

Однак вертоліоти мають суттєвий недолік – малу швидкість польоту. Піднімальна сила вертоліота створюється одним або декількома несучими гвинтами (НГ), осі обертання яких розміщені зазвичай вертикально. Гвинти приводяться в обертання ПД, або ГТД через вал, або реактивними двигунами з насадками, установленими на лопатях гвинтів.

На відміну від літака, піднімальна сила на крилі якого створюється тільки за поступального руху, гвинт вертоліота в змозі створювати піднімальну силу без поступального переміщення ЛА. Несучий гвинт вертоліота замінює йому не тільки крило, але й гвинт, що тягне, дозволяючи ЛА рухатися вперед, назад і в сторони, підніматися та знижуватися під різними кутами до горизонту, непорушно висіти в повітрі та повертатися навколо вертикальної осі.

Це досягається нахилом тяги несучого гвинта у бік польоту. Несучий гвинт вертоліота має ще одну винятково важливу властивість – у разі відмови двигуна в польоті він може створювати піднімальну силу під дією повітряного потоку, що набігає. Ця властивість дозволяє вертоліотам здійснювати спуск і посадку, плануючи або парашутуючи. Такий режим роботи ПД отримав назву режим *самообертання* або *авторотації*.

Розглянемо схеми вертоліотів.

Якщо для більшості типів літаків вважають найкращою схемою моноплана, то для вертоліотів із великої різноманітності різних схем практика досі не визначила найбільш раціональну. Класифікувати схеми вертоліотів можна за різними ознаками, наприклад,

за приводом НГ, за кількістю гвинтів, за їхнім розташуванням тощо, однак найдоцільніше брати до уваги засіб компенсації реактивного моменту НГ.

За цією ознакою можна назвати чотири основних схеми: одногвинтова з рульовим (хвостовим) гвинтом; двогвинтова співвісна; двогвинтова поздовжня схема; двогвинтова поперечна. Схема з реактивними двигунами (або соплами), встановленими на лопатях НГ, залишалася на стадії експериментальних розробок (рис. 8.1).

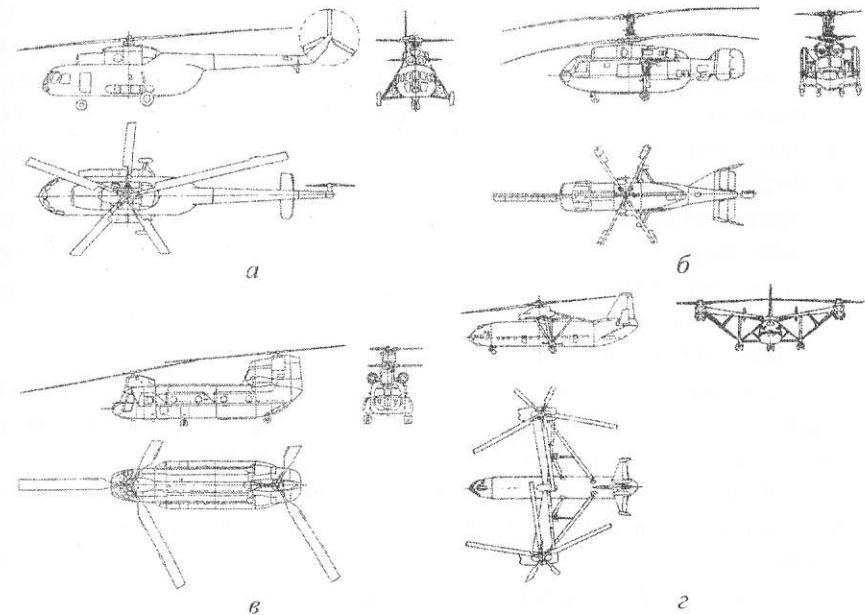


Рис. 8.1. Схеми вертоліотів: а – одногвинтова з ХГ; б – співвісна; в – двогвинтова поздовжня; г – двогвинтова поперечна

Одногвинтова схема з рульовим гвинтом, запропонована Б. Н. Юр'євим в 1911 р., нині найбільш поширена. Компенсація реактивного моменту НГ, здійснюється тягою, що розвивається гвинтом меншого діаметра, установленим на кінці хвоста фюзеляжу (рис. 8.1, а).

Є вертоліоти, у яких для компенсації реактивного моменту замість хвостового гвинта (ХГ) використовується реактивна тяга від газів, що відпрацювали у двигуні, та повітря, що відбирається від компресора двигуна. Однак дві останніх схеми не стали

поширеними, головно, через утрату керованості апаратом під час зниження його з авторотуючим гвинтом у разі відмови двигуна, а також через значні втрати потужності двигуна в польоті.

У вертольотів співвісної схеми (див. рис. 8.1, б) два гвинти мають єдину вісь обертання, обертаються протилежно та розташовані один над одним. Оскільки геометричні розміри й форма лопаті, кути атаки й число обертів верхнього та нижнього гвинтів однакові, то реактивні, скручувальні моменти їх взаємно врівноважуються.

Поздовжньо-поперечне керування вертольота співвісної схеми здійснюється з допомогою автомата перекоосу, відхилення якого викликає одночасний нахил площини обертання обох несучих гвинтів. Шляхове керування досягається диференціальною зміною кутів установлення лопаті верхнього й нижнього гвинтів. При цьому на гвинтах виникає різниця розвертаючих моментів, що викликає поворот вертольота в потрібний бік. Часто для поліпшення шляхового керування вертоліт співвісної схеми оснащують кермами повороту, дія яких подібна до дії аналогічних керм на літаку.

У вертольота поздовжньої схеми (див. рис. 8.1, в) два НГ установлені на кінцях фюзеляжу (тандем). У польоті гвинти обертаються з однаковими швидкостями в протилежні боки, унаслідок чого взаємно врівноважуються їхні реактивні, повертаючі моменти.

Щоб запобігти шкідливому впливу переднього гвинта в горизонтальному польоті, на задній площині обертання останнього розташовується ще один гвинт, який вище від площини обертання переднього гвинта. Зазвичай відстань між осями НГ менша від їхніх діаметрів. У такому разі говорять, що гвинти працюють із перекриттям.

При перекритті обов'язкова синхронізація обертання гвинтів, що унеможливує зіткнення лопатей. Синхронізація обертання гвинтів потрібна і для взаємного врівноваження повертаючих моментів $M_{пов}$. Поздовжньо-поперечне керування вертольотів співвісної схеми здійснюється з допомогою нахилу кілець автоматів перекоосу. Крім того, поздовжнє керування зазвичай доповнюється диференціальною зміною загального кроку НГ.

Шляхове керування здійснюється за допомогою диференціального відхилення автоматів перекоосу в різні боки. Вертольоти

двогвинтової поперечної схеми (див. рис. 8.1, з) мають два гвинти, рознесені поперек фюзеляжу. Гвинти обертаються в різних напрямках з однаковими обертами, за рахунок чого врівноважуються реактивні, повертаючі моменти.

У вертольотах поперечної схеми для кріплення НГ раціонально застосовувати крило, що значно покращує льотні характеристики апарата, бо крило розвантажує гвинти. Для зменшення поперечних габаритів вертольота НГ інколи встановлюють на фюзеляжі дуже близько один до одного. У цьому разі лопаті одного гвинта проходять над втулкою сусіднього гвинта, осі ж обертання гвинтів відхилені назовні.

Такі вертольоти називають двогвинтовими вертольотами поперечної схеми з перехресними гвинтами. У цій схемі повинна бути забезпечена надійна синхронізація обертання обох гвинтів, що цілком унеможливує зіткнення лопатей. Поступальне переміщення вертольотів поперечної схеми досягається за допомогою циклічної зміни кроку обох НГ.

Повертання навколо вертикальної осі виконують нахилом автоматів перекоосів у протилежні боки. Наприклад, щоб виконати правий розворот, площина обертання правого гвинта нахилиється назад, а лівого – вперед.

Поперечне керування здійснюється диференціальною зміною загальних кроків НГ. Для вертольотів із більшою польотною вагою прийнятною може виявитися схема з декількома НГ. Однак складність конструкції трансмісій та керування поки обмежує можливість створення вертольотів, які мали б більше ніж два НГ.

У реактивних вертольотах на лопатях НГ встановлюють реактивні двигуни або сопла, що утворюють тягу, яка створює момент, що повертає, безпосередньо на гвинті, тому реактивний момент на корпус вертольота майже не діє. Будь-яких приладів для врівноваження реактивного моменту, що повертає, не треба, а тому реактивні вертольоти будуються за найбільш простою одногвинтовою схемою. Відпала також необхідність в установленні складної й громіздкої трансмісії для передавання потужності на гвинт.

Саме через це реактивні вертольоти порівняно з вертольотами з механічним приводом мають простішу конструкцію, більший корисний обсяг вантажних і пасажирських кабін. Однак на шляху створення реактивних вертольотів виникають, зокрема, такі труднощі:

- складно створити реактивні двигуни, що задовільно працюють у полі більших відцентрових сил;
- велика витрата палива;
- у разі установалення двигунів на лопатях погіршуються аеродинамічні характеристики НГ, що особливо відбивається на режимі авторотації;
- складно сконструювати лопать гвинта з компресорним приведенням.

Поздовжньо-поперечне керування реактивного вертольота здійснюється з допомогою нахилу площини обертання НГ, а шляхове – із допомогою КН, установлених у повітряному потоці від НГ. Іноді конструкції реактивних вертольотів мають ХГ, але вони слугують тільки для забезпечення шляхового керування, а тому мають невеликі розміри та споживають незначну потужність.

8.2. Основи аеродинаміки вертольота

Лопать гвинта вертольота можна розглядати як крило, що робить складний рух у просторі та обертається відносно осі гвинта, переміщення разом із корпусом апарата й коливання навколо осей трьох шарнірів. Розрізняють два режими роботи НГ: режим осьового обдування, відповідний вертикальному підйому, спуску й висінню вертольота, і режим скісного обдування, відповідний польоту вертольота в горизонтальній площині або під кутом до горизонту.

У режимі осьового обдування умови роботи лопатей за будь-якого їхнього положення однакові, у режимі скісного обдування умови обтікання лопаті періодично змінюються. У зв'язку з цим за поступального переміщення вертольота аеродинамічні сили й моменти, що виникають на кожній лопаті НГ, мають періодичний характер, змінюються кратно числу обертів гвинта.

У цьому можна переконатися, розглянувши роботу лопаті за поступального руху апарата (рис. 8.2). Для цього потрібно знати швидкість повітряного потоку, що взаємодіє з лопаттю гвинта в площині його обертання. Швидкість потоку залежить від так званого азимутального положення лопаті, під яким розуміють положення лопаті відносно будь-якої осі. За нульове азимутальне розташування лопаті зазвичай беруть крайнє заднє положення, що для одногвинтового вертольота буде відповідати положенню лопаті над хвостовою балкою. Азимутальний кут позначається знаком ψ («-» або «+»).

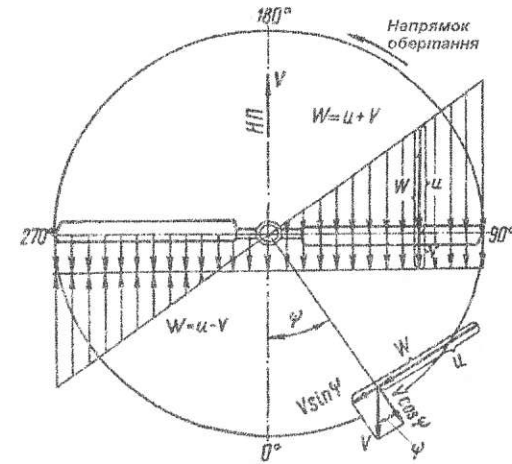


Рис. 8.2. Розподіл швидкостей на лопатях НГ

Величина результуючої швидкості W повітряного потоку, що набігає на гвинт, у кожному перетині лопаті може бути визначена як сума колової швидкості U та швидкості польоту V , що змінюється у часі за азимутом:

$$W = 2 \cdot (\pi \cdot r \cdot n_s + V \cdot \sin \psi),$$

де r – радіус перетину лопаті, що розглядається; n_s – число обертів гвинта за секунду.

Для осьового обдування $V = 0$ сумарна швидкість $W = 2 \cdot \pi \cdot r \cdot n_s$ стала для будь-якого азимутального положення НГ.

За поступального переміщення зі швидкістю V величина сумарної швидкості буде змінною від W_{\max} при $\psi = 90^\circ$ до W_{\min} при $\psi = 270^\circ$, коли V від'ємна.

Аеродинамічна ж сила пропорційна значенню квадрата швидкості потоку. Отже, піднімальна сила лопаті й сила лобового опору за повний оберт будуть безупинно змінюватися від мінімуму до максимуму.

Періодичність аеродинамічних сил та моментів призводить до виникнення вібрації й трясіння, що передається на корпус ЛА. У вертольотів з жорстким кріпленням лопатей до втулки при переході в горизонтальний політ, а також при пориві вітру виникає момент, що нахиляє апарат убік, бо в одній половині диска, що обметається лопатями, піднімальна сила стає більшою, ніж в іншій.

Періодичність піднімальної сили та лобового опору несприятливо впливає на міцність лопаті, тому на більшості сучасних вертольотів лопаті до втулки кріпляться за допомогою трьох шарнірів (рис. 8.3): осьового (ОШ), горизонтального (ГШ) і вертикального (ВШ). Інколи за жорсткого кріплення лопаті до втулки (ОШ зберігається) сама втулка гвинта з валом з'єднується за допомогою універсального шарніра.

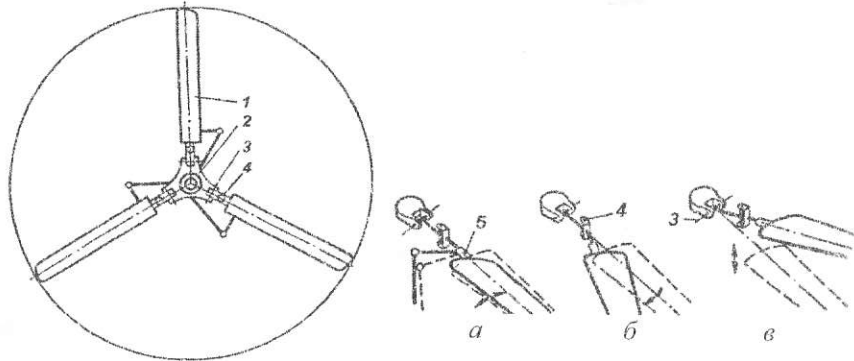


Рис. 8.3. Схема шарнірного кріплення лопаті:

1 – лопать; 2 – корпус втулки; 3 – горизонтальний шарнір; 4 – вертикальний шарнір; 5 – осьовий шарнір; а – зміна кута установки; б – рух у площині обертання; в – змах лопаті

Осьовий шарнір дасть змогу змінювати кут установки лопаті й величину аеродинамічних сил. Горизонтальний та вертикальний шарніри допускають коливання лопаті у вертикальній і горизонтальній площинах, дають змогу зменшувати нерівномірність сил за поступального руху вертольота.

У режимі осьового обдування за наявності шарнірного кріплення лопать сама знаходить собі положення, за якого сума моментів сил, що діють на лопать, відносно горизонтального й вертикального шарнірів дорівнює нулю, що забезпечує їй рівновагу.

За сталого обертання на кожну лопать діють піднімальна сила Y , сила ваги лопаті G та відцентрова сила $F_{вц}$ у площині, що проходить крізь вісь лопаті й вісь обертання (рис. 8.4):

$$F_{вц} = G \cdot \omega \cdot 2 \cdot r_{цв}$$

де ω – колова швидкість обертання лопаті; $r_{цв}$ – відстань центра ваги лопаті від осі обертання.

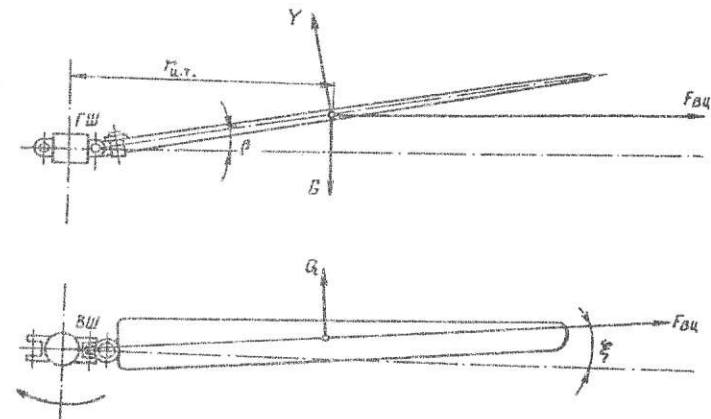


Рис. 8.4. Сили, які діють на лопаті гвинта в режимі осьового обдування

Вага лопаті порівняно з відцентровою й піднімальною силою незначна, а відцентрова сила зазвичай більш ніж у 10 разів перевищує піднімальну силу. Лопать під дією відцентрової сили намагається розміститися в горизонтальній площині, однак рівнодійна двох інших сил (піднімальної сили й сили ваги) змушує її відхилитися від цієї площини вгору на деякий кут β , що називається кутом змаху.

Рівновага настає при рівності нулю суми моментів розглянутих сил відносно ГШ. Отже, кут β залежить як від величини піднімальної сили, так і від кількості обертів НГ. Що більша піднімальна сила, то більший кут β (при незмінних обертах гвинта), унаслідок чого рух лопатей гвинта відбувається не в площині обертання його втулки, а по поверхні конуса, кут β якого називають кутом конусності.

Рівновага кожної лопаті відносно ВШ у режимі осьового обдування також визначається тим, що сума моментів сил, що діють у горизонтальній площині (сила лобового опору Q та відцентрова сила $F_{вц}$) дорівнює нулю. Як видно з рис. 8.4, сила лобового опору створює момент, під дією якого лопать відхиляється (відстає) від свого положення.

Відцентрова ж сила в цьому разі створює момент, що відновлює рівновагу. Унаслідок цього при обертанні НГ між поздовжньою віссю кожної лопаті і прямою, проведеною через вісь обертання та вісь ВШ, утвориться кут ξ , який називають кутом відставання лопаті.

Величина кута відставання залежить переважно від обертового моменту й кількості обертів НГ. Що більший кут ξ , то більша величина моменту відцентрової сили.

Щоб зрозуміти, як ГШ та ВШ зменшують величину зміни аеродинамічної сили гвинта за його скісного обдування, простежимо за рухом лопаті за один повний оберт (рис. 8.5).

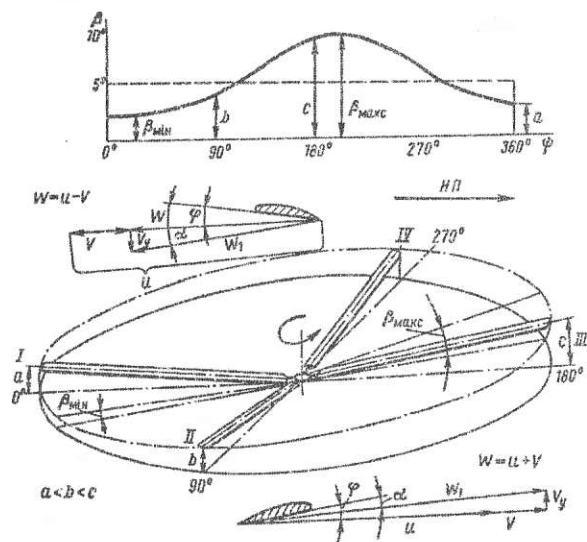


Рис. 8.5. Схема махального руху лопатей гвинта і зміна кута змаху лопаті по азимуту

На рисунку 8.5 штрихпунктирною лінією показано траєкторію кінця лопаті, а суцільною – проекцію кола, що описується кінцем лопаті, на горизонтальну площину.

Вважатимемо, що швидкість польоту дорівнює V , кутова швидкість обертання гвинта ω і кут установлення лопатей φ сталі.

У положенні I унаслідок наявності піднімальної сили траєкторія кінця лопаті буде проходити вище від суцільної лінії. Під час руху лопаті з положення I у положення II сумарна швидкість $W = U + V$ кожного перетину лопаті, тому піднімальна сила збільшується. Унаслідок цього лопать починає підніматися вгору, роблячи вільний змах відносно ГШ.

Кут атаки, що дорівнює змаху φ , через рух лопаті вгору зменшується й дорівнюватиме α (див. рис. 8.5). Отже, змах паралізує

початок зростання піднімальної сили, тобто автоматично регулює величину піднімальної сили. Переміщуючись далі з положення II в положення III, лопать продовжує рухатися вгору.

Коли лопать переходить у другу половину кола, її сумарна швидкість та піднімальна сила зменшуються під дією моменту відцентрової сили, тому лопать починає рухатися вниз, що викликає збільшення істинного кута атаки. Попри зменшення сумарної швидкості, збільшення кута атаки призводить до того, що піднімальна сила автоматично зберігає свою величину.

Кожна лопать за один оберт піднімається й опускається, тобто робить змах, завдяки цьому величина піднімальної сили в будь-якому азимутальному положенні залишається приблизно постійною. В азимуті $\psi = 90^\circ$ швидкість обтікання лопаті буде максимальною, отже, і швидкість змаху V_y буде тут максимальною, а кут α в перетині лопаті – мінімальним.

Під час руху лопаті від $\psi = 90^\circ$ до $\psi = 180^\circ$ швидкість обтікання перетину зменшуватиметься, але внаслідок інерції лопать продовжує підніматися зі швидкістю V_y , що зменшується.

Тому максимальний кут змаху β_{\max} досягається в певному азимутальному положенні між $\psi = 180^\circ$ і $\psi = 220^\circ$.

Мінімальна швидкість обтікання буде в азимуті $\psi = 270^\circ$, а швидкість опускання лопаті й кути атаки її перетинів у цьому положенні будуть найбільшими. У разі подальшого повертання, незважаючи на початок збільшення сумарної швидкості обтікання, лопать під дією сили інерції деякий час продовжує опускатися й мінімальне значення кута змаху β_{\min} здійсниться в азимутальному положенні між 0° й 40° . Помітно, що змахові рухи лопатей збільшуються при збільшенні швидкості польоту. Для того щоб зменшити змах лопаті, застосовуються так звані *повідкові регулятори змаху* (рис. 8.6).

Регулятори змаху зменшують кут установлення при підйомі лопаті та збільшують його під час її опускання.

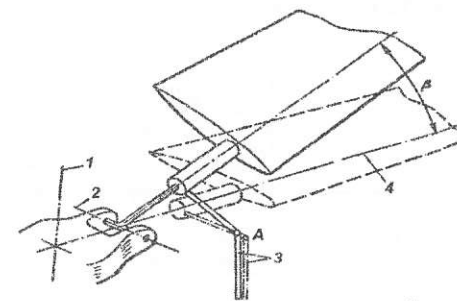


Рис. 8.6. Регулятор змаху: 1 – вісь гвинта; 2 – вісь ГО; 3 – тяга автомата перекосу; 4 – вісь лопаті

Подібний ефект зменшення кута змаху можна отримати також, якщо ГШ розмістити під кутом (повернутий шарнір). При змаху лопаті відносно повернутого шарніра його кути установлення автоматично змінюються.

Періодичність аеродинамічних сил НГ можна зменшити також за рахунок циклічної зміни кута установлення лопатей. У цьому разі лопаті примусово повертаються навколо осьових шарнірів. Кут установлення зменшується в той час, коли сумарна швидкість руху лопатей зростає, та збільшується, коли зменшується відносна швидкість.

Так само, як лопать коливається відносно ГШ, він періодично коливається в площині обертання відносно ВШ. Ці коливання виникають за двох причин: унаслідок періодичної зміни аеродинамічних сил у площині обертання й періодичної зміни інерційних сил.

За поступального переміщення вертольота, лопать, що обертається, стикається з різноманітною швидкістю потоку, а тому на вертоліт діють аеродинамічні сили, що постійно змінюються. Щоправда, різниця у величинах сил не буде такою великою, як різниця у швидкості обтікання лопатей, бо змахові рухи лопатей відносно ГШ змінюють істинні кути атаки лопатей, чим вирівнюють значення аеродинамічних сил у різних азимутальних положеннях.

Тим не менше деяка нерівномірність розподілу сили по азимуту залишається та моменти цих сил змушують лопать здійснювати коливальні рухи відносно ВШ. Щоб зрозуміти природу зміни інерційних сил лопатей, розглянемо рух від центра до периферії вантажу масою m , кутовою швидкістю ω під дією сталого обертального моменту (рис. 8.7, а).

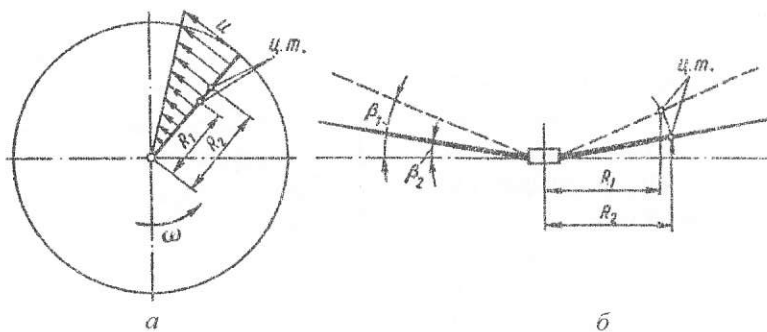


Рис. 8.7. Процес виникнення сил Коріоліса

Кінетична енергія маси, що обертається, дорівнює:

$$E = m \cdot u \cdot 2/2 = m \cdot \omega^2 \cdot R^2/2,$$

і, як видно, залежить від радіуса R . У міру збільшення радіуса кінетична енергія обертання повинна була б збільшуватися. Однак згідно із законом збереження енергії цього не повинно бути.

Значить, при збільшенні радіуса від R_1 до R_2 має відбутися зменшення кутової швидкості від ω_1 до ω_2 , щоб дотримувалася рівність:

$$\omega_1^2 \cdot R_1^2 = \omega_2^2 \cdot R_2^2.$$

Отже, під час руху маси від центра до периферії виникає інерційна сила, що намагається уповільнити обертання, та навпаки при русі маси від периферії до центра виникає сила, що намагається пришвидшити обертання. Ці сили, що виникають за радіального переміщення маси, що обертається, і напрямлені під прямим кутом до напрямку переміщення, називаються в механіці *силами Коріоліса* й визначаються за формулою:

$$F_{\text{кор}} = 2 \cdot m \cdot V_p \cdot \omega,$$

де V_p – швидкість зміни радіуса маси, що обертається; ω – кутова швидкість обертання.

Перейдемо тепер до розгляду роботи НГ, вважаючи, що маса лопаті зосереджена в центрі ваги й гвинт обертається зі сталою кутовою швидкістю ω .

За махового руху лопаті центр ваги змінює радіус обертання. Наприклад, при змаху лопаті вгору радіус обертання зменшується від R_2 до R_1 (див. рис. 8.7, б), що викликає виникнення коріолісової сили, яка намагається пришвидшити обертання. У разі зменшення кута змаху, а отже, збільшення радіуса обертання, коріолісова сила намагатиметься уповільнити обертання.

Отже, дія цієї сили за поступального руху вертольота буде періодично змінюватися протягом кожного оберту, викликаючи коливання лопаті відносно ВШ. Демпфірування коливання в горизонтальній площині лопаті робиться переважно відцентровою силою, а також аеродинамічною силою лобового опору, яка зростає за пришвидшення руху лопаті вперед. Однак дія відцентрової й аеродинамічної сил, що демпфірують, виявляється недостатньою, тому лопаті обладнуються фрикційними або гідравлічними демпферами, що встановлюються біля комля лопатей.

За відсутності махового руху немає й коливань лопатей у площині обертання.

Обертання НГ створює реактивний момент, що завертає корпус вертольота в бік, протилежний до обертання гвинта. Величину реактивного моменту можна обчислити за формулою:

$$M = 716,2 \cdot N/n,$$

де N – потужність двигуна, к.с.; n – кількість обертів гвинта за хвилину.

За однакової потужності двигунів величина реактивного моменту у вертольота значно більша, ніж у літака, у зв'язку з тим, що НГ вертольота обертається зі швидкістю 200–350 об/хв., а гвинт літака – 2000–2500 об/хв.

На одногвинтових вертольотах реактивний момент M урівноважують за допомогою ХГ, який створює урівноважувальний момент $M_{\text{вп}}$ (рис. 8.8).

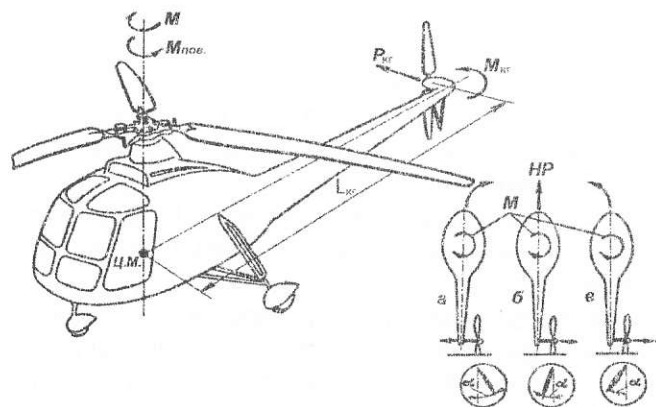


Рис. 8.8. Урівноважування реактивного моменту M одногвинтового вертольота: *а* – ХГ створює надмірну тягу ліворуч, вертоліт розвертається праворуч; *б* – ХГ створює тягу, достатню для відбиття реактивного моменту, вертоліт летить прямо; *в* – ХГ створює тягу праворуч, вертоліт розвертається ліворуч

Момент $M_{\text{вп}}$, що створюється хвостовим гвинтом, дорівнює $P_{\text{кр}} \cdot L_{\text{кр}}$, де $P_{\text{кр}}$ – тяга, створена кермовим гвинтом (КГ); $L_{\text{кр}}$ – плече дії сили відносно ЦМ вертольота. Для протидії бічній силі КГ силу тяги НГ потрібно відхиляти в протилежний бік. Якщо в польоті змінити тягу ХГ, рівновага моментів порушується, а тому вертоліт почне повертатися навколо вертикальної осі.

На практиці шляхове керування здійснюється педалями, які змінюють кут установлення, а отже, і тягу КГ. Говорачи про ро-

боту ХГ, варто мати на увазі, що його лопаті за поступального переміщення вертольота так само, як і лопаті НГ, навантажуються змінними аеродинамічними силами. Лопаті КГ до втулки кріпляться за допомогою ГШ та ОШ.

Осьовий шарнір дасть змогу змінювати кут установлення лопатей, тобто міняти силу тяги, а ГШ – допускає коливання лопатей, подібно до коливання лопатей НГ, що викликає зменшення нерівномірності дії аеродинамічних сил. На багатогвинтових вертольотах гвинти обертаються в протилежних напрямках, від чого їхні реактивні моменти взаємно зрівноважуються. Якщо НГ обертається реактивними двигунами або насадками, установленими на лопатях, реактивний момент не створюється.

Тяга, потрібна для поступального переміщення вертольота, може бути отримана такими способами:

- нахилом осі НГ;
- нахилом втулки НГ;
- циклічною (азимутальною) зміною кута установлення лопатей несучого гвинта;
- тягою спеціальних гвинтів або реактивних двигунів.

Перші три способи створюють нахил у бажаний бік площини обертання НГ (рис. 8.9).

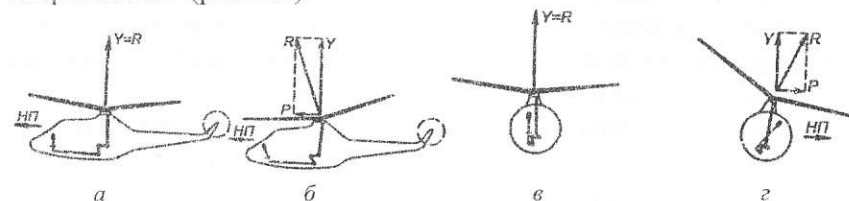


Рис. 8.9. Схема сил на НГ в різних режимах польоту: *а, в* – висіння; *б* – рух уперед; *г* – рух убік

При цьому у відповідному напрямку нахилиється вектор рівнодійної аеродинамічних сил R , вертикальна складова якого дасть піднімальну силу Y , що зрівноважує масу вертольота G , а горизонтальна складова дасть тягу P для руху по горизонту.

У звичайних вертольотах із ПД або ГТД здійснювати нахил осі редуктора або втулки гвинта дуже складно. Це простіше зробити на реактивних вертольотах, де немає передачі обертального моменту через вал.

Нині найбільш поширене керування НГ за допомогою циклічної зміни кута установлення лопаті при її обертанні за азимутом. Це звичай здійснюється із застосуванням автомата перекосу.

Автомат перекосу являє собою спеціальний кульковий підшипник, установлений на непорушній трубі, співвісній з валом, на якому кріпляться лопаті. Внутрішня обойма підшипника (внутрішнє кільце) спирається на трубу через універсальний шарнір та може змінювати (завдяки впливові пілота) кут нахилу підшипника до осі обертання валу. Зовнішня обойма кулькового підшипника (зовнішнє кільце) обертається разом із валом.

До зовнішньої обойми кріпляться тяги, що водночас з'єднані з важелями повороту лопатей відносно ОШ. Вертикальне переміщення означених тяг викликає зміну кутів установлення лопатей. При нахилі кільця автомата перекосу тяги за один повний оберт НГ будуть піднімати й опускати важелі лопатей, викликавши циклічну зміну кутів установлення лопатей від максимального значення до мінімального.

Циклічна зміна кутів установлення лопатей приведе до циклічної зміни аеродинамічних сил лопатей. Тоді за рахунок повернення лопатей на ГШ конус обертання НГ нахилиється в той бік, де лопаті рухаються з меншими кутами атаки. У той самий бік нахилиється вектор піднімальної сили і створює поступальне переміщення вертольота за рахунок горизонтальної складової вектора піднімальної сили.

Потрібна потужність вертольота складається з суми потужностей, що витрачаються на подолання профільного й індуктивного опору НГ та шкідливого опору частин вертольота:

$$N_{\text{пт}} = N_{\text{пр}} + N_{\text{інд}} + N_{\text{шк}}.$$

Потрібна потужність двигуна більша за потрібну потужність НГ на величину потужності, що складається з витрат потужності на приведення ХГ 6–8 %, охолодження ПД 4–6 %, приведення трансмісії 5–7 %.

Різницю між наявними потужностями та потрібною називають *надлишком потужності* ΔN . Типові графіки потрібної потужності для горизонтального польоту вертольота та наявної потужності подано на рис. 8.10.

З підняттям на висоту через зменшення масової густини повітря ρ потрібна для польоту потужність збільшується, а наявна потужність

(якщо використовується невисотний двигун) – зменшується. Отже, з підняттям на висоту надлишок потужності ΔN у вертольотів із невисотною СУ починає зменшуватися одразу ж біля землі.

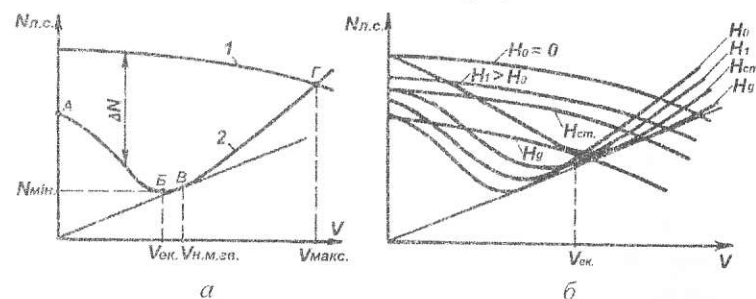


Рис. 8.10. Графіки потрібної потужності горизонтального (а) польоту вертольота, та потужності (б), які має вертоліт

Якщо двигун має наддування, то надлишок потужності спочатку дещо збільшується, а після досягнення розрахункової висоти зменшується. На деякій висоті, що називається *динамічною стелею* вертольота, надлишок потужності дорівнює нулю й політ можливий тільки на економічній швидкості.

Із графіка (рис. 8.10, б) видно, що максимальна висота польоту за вертикального підняття вертольота значно менша від динамічної стелі. Максимально досяжна висота при вертикальному підйомі вертольота називається *статичною стелею*. На рис. 8.10, а подано типовий графік потужностей вертольота, наявних (крива 1) і потрібних (крива 2), залежно від швидкості польоту для деякої висоти H .

На графіку вказано такі характерні режими польоту:

- точка А – режим висіння вертольота;
- точка Б – економічний режим польоту з найменшою потрібною потужністю й відповідно з найменшою годинною витратою палива (забезпечує найбільшу тривалість польоту);
- точка В – найвигідніший режим польоту (вертоліт витрачає мінімальну кількість палива на 1 км шляху) при цьому дальність польоту буде максимальною;
- точка Г – режим максимальної швидкості польоту вертольота.

Різницю між максимальною й мінімальною швидкостями горизонтального польоту називають теоретичним діапазоном швид-

костей. У вертольотів найбільша допустима швидкість польоту дещо менша від розрахункової максимальної швидкості.

Під час роботи НГ у режимі зі скісним обдуванням кількість повітря, що проходить у площині обертання гвинта, збільшується порівняно з кількістю повітря, що проходить за осевого обдування. Це призводить до того, що в разі збільшення швидкості польоту до деякої величини $V_{\text{пол}}$ і збереженні сталої тяги гвинта потужність, що потрібна для обертання гвинта, зменшується.

У разі подальшого підвищення швидкості польоту внаслідок збільшення профільного опору лопатей потужність, потрібна на обертання НГ, починає збільшуватися. У сучасних вертольотів значення швидкості польоту V , за якої гвинт розвиває максимальну тягу з мінімальною витратою потужності, лежить у межах 80–110 км/год. Величини максимальної швидкості й висоти польоту вертольотів обмежені не тільки зростанням потрібної потужності. Відомо, що в більшості вертольотів максимальна швидкість польоту не перевищує 350 км/год.

Зростанню швидкості й висоти польоту вертольотів перешкоджають два явища: шкідливий вплив стисненості потоку повітря на кінцях лопатей НГ, що рухаються при обертанні у напрямку польоту, і зриви потоку на кінцях лопатей, що рухаються при обертанні проти напрямку польоту.

У режимі скісного обдування в будь-якому перетині лопаті швидкість повітряного потоку $W = 2 \cdot \pi \cdot r \cdot n_s + V$ залежить від колової швидкості U та швидкості польоту вертольота V , досягає максимального значення при азимуті лопаті $\psi = 90^\circ$. Зі зростанням швидкості польоту в цій зоні швидкість потоку W наближається до швидкості звуку та перевищує $M_{\text{кр}}$, унаслідок чого виникають стрибки ущільнення, хвильові опори. Це призводить до сильних вібрацій кінців лопатей і зростання потрібної потужності.

Щоб унеможливити небажаний ефект від стисненості повітря, застосовують на кінцях лопатей профілі з малою відносною товщиною й обмежують швидкість потоку W при азимуті лопатей $\psi = 90^\circ$ на величину $M = 0,8$, ($M = W/a$).

Більш складною проблемою є запобігання зриву потоку на лопатях, що рухаються при обертанні проти напрямку польоту.

При скісному обдуванні в зоні азимутальних положень від $\psi = 180^\circ$ до $\psi = 360^\circ$ швидкості U та V спрямовані в протилежні боки,

унаслідок чого зменшується швидкість W , а тому зменшується піднімальна сила лопаті. Тому в цій зоні шарнірно закріплена лопать рухається вниз, а її дійсний кут атаки збільшується за рахунок вертикальної складової повітряного потоку.

При досягненні деякої швидкості при азимуті лопаті $\psi = 270^\circ$ за рахунок змаху кут атаки в кінцевих частинах лопаті стає більшим від критичного і тут утвориться зрив повітряного потоку.

Унаслідок зриву повітряного потоку піднімальна сила на кінцевій ділянці лопаті не створюється, що призводить до наростання швидкості змаху і подальшого збільшення кута атаки.

Зі збільшенням швидкості польоту зона зриву повітряного потоку на кінці лопаті зростає, а напрямок обтікання комлевої частини лопаті стає протилежним (із хвостовика), а тому піднімальна сила лопаті істотно зменшується й виникає момент, що намагається перекинути вертоліт на бік (рис. 8.11).

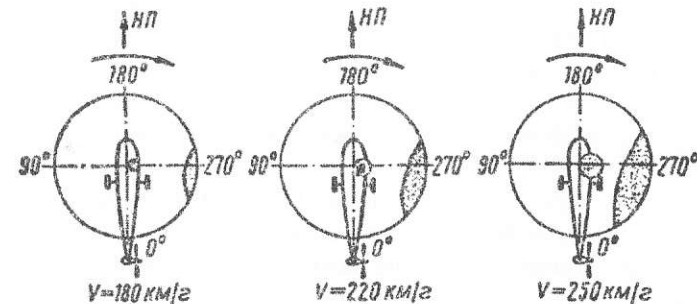


Рис. 8.11. Зростання зони зриву повітряного потоку на гвинті

У разі подальшого зростання зони зриву повітряного потоку вертоліт починає різко розгойдуватися в поздовжньому й поперечному напрямках та перестав реагувати на відхилення органів керування. У такому разі єдиним способом, що забезпечує благополучне завершення польоту, є зменшення загального кроку НГ й зниження швидкості польоту.

Щоб запобігти цим явищам, створюючи вертольоти з великою крейсерською швидкістю, застосовують профілі лопатей з великим критичним кутом атаки та встановлюють невелике крило на корпусі вертольота в зоні руху лопатей проти польоту.

Крило, установлене на вертольоті, у польоті створює піднімальну силу, що зростає в міру збільшення швидкості польоту. Завдяки

цьому потрібна менша тяга, що її створює НГ, отже, гвинт може працювати з меншими кутами атаки та при менших нахилах.

Вертольоти зі співвісними НГ теоретично можуть розвивати швидкість польоту до 500 км/год, але для цього відстань між площинами обертання гвинтів має бути близькою до розмаху лопаті, що виконати технологічно надзвичайно складно.

8.3. Конструкція вертольота

8.3.1. Несучі гвинти

Вертольоти складаються з кількох основних груп: НГ, двигунів, редукторів і трансмісій, РГ, системи керування, шасі, обладнання.

На вертольотах застосовують три типи НГ, відмінність яких полягає в засобах кріплення лопаті до втулки й втулки до вала:

– гвинт із кріпленням кожної лопаті до втулки за допомогою ГШ, ВШ та ОШ (такий гвинт називають гвинтом із шарнірним кріпленням лопатей);

– гвинт із кріпленням кожної лопаті до втулки за допомогою лише ОШ (рис. 8.12, а), але сама втулка до вала кріпиться з допомогою універсального шарніра (такий гвинт називають гвинтом на кардані);

– гвинт, у якого лопаті кріпляться до втулки за допомогою лише ОШ (рис. 8.12, б), а втулка до вала кріпиться жорстко, тобто без шарнірів (такий гвинт називається гвинтом із жорсткими лопатями).

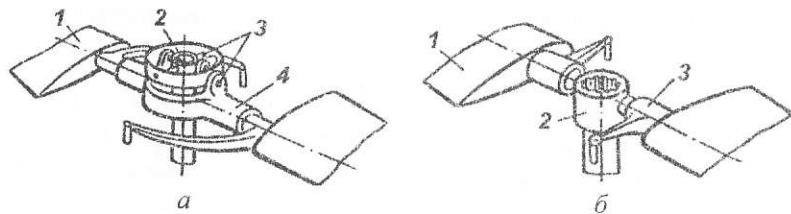


Рис. 8.12. Типи НГ: а – НГ на кардані: 1 – лопаті; 2 – маточина; 3 – вісь на кардані; 4 – осьовий шарнір; б – НГ із твердим кріпленням лопатей: 1 – лопать; 2 – втулка; 3 – ОШ

Останній тип гвинтів нині застосовується дуже рідко. Реактивні вертольоти здебільшого мають НГ типу гвинтів на кардані.

Найчастіше використовують гвинти з шарнірним кріпленням лопатей. За шарнірного підвішування лопатей втулка повинна мати

ГШ, ВШ та ОШ, обмежувачі коливань лопатей та демпфери для гасіння коливальних рухів лопатей відносно ВШ.

На рис. 8.13 зображено схему втулки трилопатевого НГ (демпфери гасіння коливань не показані). Втулка складається з корпусу 1, трьох проміжних скоб 2, трьох стаканів із вилокподібними торцями 4 та важелями керування лопатей 3, трьох шарнірів: осьового 5, вертикального 6 і горизонтального 7, змонтованих на підшипниках. Корпус втулки з валом з'єднується з допомогою шліців та кріпиться корончатою гайкою. Центрування корпусу на валу робиться двома конусними кільцями. Обмежувачами махового руху лопатей відносно ГШ та ВШ є упори: а, б, в, г.

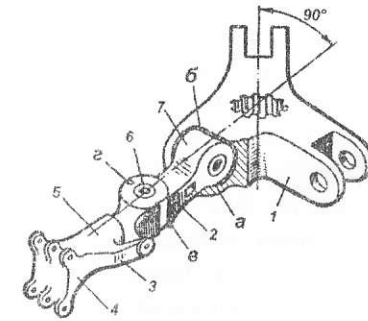


Рис. 8.13. Втулка трилопатевого гвинта

Обмежувач звисання а призначений для того, щоб під час стоянки на землі слугувати опорою для лопатей. На багатьох вертольотах цей упор роблять рухомим, бо за малих обертів гвинта відхилення лопаті вниз менше ніж у польоті.

Колівання лопатей відносно ГШ сильно демпфіруються зміною піднімальної сили при їх маховому русі, однак при коливаннях лопатей відносно ВШ цього не відбувається, бо аеродинамічний опір при цих коливаннях змінюється незначно. Тому між кожною лопаттю і втулкою потрібно встановлювати демпфер, який гасив би коливання лопатей відносно вертикального шарніра.

Демпфери повинні також виконувати роль буферів, що захищають лопаті від зламу гвинта при запуску двигунів. На вертольотах застосовуються демпфери двох типів: фрикційні й гідравлічні (частіше).

Кількість лопатей гвинта змінюється від двох до п'яти. В одногвинтового вертольота з шарнірним кріпленням лопатей установлювати менше трьох лопатей не рекомендується. Якщо лопатей менше, ніж три, то при скісному обдуванні сила R періодично змінюється, що призводить до навантаження кореневих перетинів лопатей знакозмінними згинальними та вигинальними напруженнями.

Лопаті мають різноманітну форму, але перевага віддається прямокутній лопаті, бо вона більш проста у виробництві. Відно-

шення довжини лопаті до її максимальної ширини (хорди) береться зазвичай рівним 14:1 або 15:1. Форма профілю найчастіше двовипукла симетрична, застосовуються також подвійно випуклі несиметричні профілі. Товщина профілю коливається в межах від 7 до 20 %, більш товсті профілі використовуються в корневих перетинах лопатей.

Щоб отримати більш високий ККД гвинта, використовують геометричне кручення лопатей. Це означає, що кути установлення перетинів лопатей уздовж розмаху зменшуються від 12 біля кореня до 8 біля закінцівки. Для того ж застосовують також лопаті з аеродинамічною скрученістю, за якою уздовж розмаху змінюється форма профілю. Профілі, що мають менші значення $C_{y\max}$ і більші α_{cr} у цьому разі встановлюються на закінцівки лопаті.

Лопаті НГ можуть бути суцільнодерев'яні, суцільнометалеві, суцільнопластмасові й змішаної конструкції.

Лопаті змішаної конструкції мають сталевий лонжерон, дерев'яні нервюри й стрингери, а також полотняну або фанерну обшивку.

Лонжерон, виготовлений зазвичай з однієї суцільної, східчастої та порожнистої труби, є основним елементом, що сприймає відцентрову силу, згинальний і скручувальний моменти.

Лопаті суцільнодерев'яної конструкції виготовляють зі склеєних між собою поздовжніх планок та фанери й обтягнуті авіаційним полотном. Більш тривке й важке дерево застосовується для виготовлення носка лопаті. Можливе виготовлення суцільнодерев'яних лопатей каркасними, тобто з лонжероном, набором нервюр і обшивки. Перша конструкція, хоча має велику масу, але більш надійна в експлуатації.

Головним недоліком лопатей, у конструкції яких використовуються деревина й полотно, є піддатливість впливу вологи, під дією якої дерев'яні деталі набрякають, волога сприяє розвитку гниття, що ослабляє міцність та порушує балансування конструкції.

Лопаті металевої конструкції порівняно з дерев'яною й змішаною конструкціями мають значні експлуатаційні переваги. Вони меншою мірою піддаються впливу атмосферних чинників, потребують менш точного режиму зберігання й більш довговічні. Крім того, металеві лопаті мають менший профільний опір. Конструкція металевих лопатей надто різноманітна, але майже в усіх варіантах є типові елементи.

Основним силовим елементом лопаті (рис. 8.14) є дюралюмінієвий пресований порожнистий лонжерон, що займає приблизно $\frac{1}{4}$ хорди, до якого приклеєні хвостові секції.

Кожна секція являє собою набір нервюр, склеєних тонкою обшивкою. Клейові з'єднання елементів лопаті скрізь витіснили заклепкові з'єднання, а також з'єднання зварюванням.

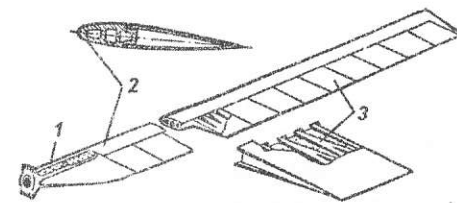


Рис. 8.14. Лопать металевої конструкції:
1 – вузол кріплення лопаті;
2 – лонжерон; 3 – секція

Нині лопаті виготовляють, широко застосовуючи пластмасові матеріали. Силовим елементом пластмасової лопаті є також лонжерон, що являє собою порожнистий профіль.

Задню частину – хвостовик – виконують у формі обтікача з тонкою обшивкою. Внутрішній об'єм хвостової частини заповнюється пористою пластмасою. Лопаті пластмасової конструкції мають малу масу при підвищених значеннях жорсткості й міцності й виготовляються просто.

Втулка гвинта є елементом, що зв'язує вал редуктора й лопаті гвинта. При механічному приведенні через втулку передається обертальний момент на гвинт. На втулці зосереджені всі інерційні й аеродинамічні сили, що виникають на лопатях. Деталі втулки виробляють зі сталевих або дюралюмінієвих поковок і штампувань із наступним механічним й термічним обробленням.

8.3.2. Кермові гвинти

В одногвинтових вертольотах КГ забезпечує врівноваження реактивного моменту НГ та шляхове керування. Хвостовий гвинт приводиться в обертання двигуном через трансмісію, а в разі відмови двигуна – авторотацією НГ, через ту ж трансмісію. Зміна тяги КГ для керування вертольотом досягається зміною кута установлення лопатей цього гвинта.

Зміна величини реактивного моменту при зміні режиму роботи НГ відбувається одночасно зі зміною величини тяги ХГ.

Це здійснюється блокуванням системи «крок-газ» НГ із системою керування КГ. Отже, на всіх режимах горизонтального

польоту компенсація реактивного моменту НГ забезпечується за незмінного (нейтрального) положення педалей ножного керування.

Конструкція КГ складається із втулки, лопаті й механізму зміни кроку. Залежно від розмірів вертольотів кількість лопатей ХГ може змінюватися від двох до п'яти. Профіль лопаті, а також форма в плані здебільшого такі самі, як і в НГ. Лопаті можуть бути як дерев'яної, так і металевої конструкції.

Хвостовий гвинт розташовується у вертикальній площині вертольота, тому робота лопатей відбувається в умовах скісного обдування.

Для розвантаження лопатей від змінних згинальних та вигинальних навантажень та зменшення вібрацій, що виникають при цьому, лопаті закріплені на втулці через ГШ.

8.3.3. Фюзеляж

Фюзеляж вертольота, як і фюзеляж літака, слугує для розміщення в ньому екіпажу, пасажирів, обладнання та вантажу.

До фюзеляжу кріпляться редуктори НГ та КГ, шасі, рами двигунів, елементи трансмісії й інші агрегати.

Зовнішні форми фюзеляжів різноманітні й залежать передусім від схеми вертольота, а також від його призначення. Наприклад, фюзеляж вертольота одногвинтової схеми має хвостову балку круглого або овального перетину, на кінці якої встановлений КГ.

Фюзеляж вертольота двогвинтової поздовжньої схеми має сигароподібну форму із задньою частиною, що звужується в плані та слугує кільцевою поверхнею. Вертольоти «повітряні крани» мають фюзеляжі, пристосовані для кріплення й перевезення великогабаритних вантажів. Виготовляють фюзеляжі фермової, балкової й змішаної конструкції.

8.3.4. Шасі

Шасі вертольота має таке саме призначення, як і шасі літака.

Здатність вертольота злітати без розбігу й здійснювати посадку без пробігу зумовила деяку відмінність злітно-посадкових приладів порівняно з аналогічними літаковими приладами. Такими відмінностями є: менші розміри коліс і шин, відносно більший хід поршня амортизатора для забезпечення більш м'якої посадки.

Вертольоти частіше будують із трьома або чотирма опорами, причому передні колеса роблять завжди самоорієнтованими. Це

забезпечує свободу маневру під час руління, та автоматичне постановлення коліс у напрямку польоту після відриву вертольота від землі.

Шасі вертольота виконується фермовим, балковим, важільним, але зазвичай невисувним. Однак останнім часом у зв'язку зі зростанням максимальних швидкостей на деяких вертольотах установлюється висувне шасі. Щоб запобігти зламу КГ при випадковому дотиканні до землі, одногвинтові вертольоти мають хвостові опори. Опора здебільшого робиться пружною, щоб удар об землю не був жорстким. Інколи для цього встановлюють невелике хвостове колесо.

У деяких вертольотах злітно-посадкові прилади обладнані поплавцями, виготовленими з просоченого гумою полотна або штучного матеріалу. Такі вертольоти можуть робити посадку на сніг, розмоклий ґрунт, воду. Кількість поплавців – два, три й зрідка чотири. Для посадки на сніг, лід, поорану землю інколи використовуються лижне шасі.

8.3.5. Система керування

Керування вертольотом здійснюється за допомогою системи керування, що містить автомат перекоосу, проводку керування і командні важелі, ті, які переміщає пілот для того, щоб змінити режим польоту (рис. 8.15). Зазвичай система керування поділяється на систему керування НГ, КГ і СУ.

Проектуючи систему керування вертольотів, діють за принципом – рух командних важелів керування та викликана цим зміна положення вертольота в просторі повинні відповідати інстинктивним рухам людини. Керування вертольотом часто виконується подвійним, для чого в кабіні пілотів монтують дві ручки керування циклічним кроком, дві ручки «крок–газ» і дві пари педалей. Ручка керування має два пружинних завантажувальних механізми з електромеханічним приводом. У систему керування входять ГП.

Зміна величини й напрямку рівнодійної тяги НГ у польоті призводить до порушення рівноваги вертольота. Щоб полегшити балансування вертольотів одногвинтової схеми, на хвостовій балці встановлюють невеликі стабілізатори. Керування стабілізатором має кінематичне з'єднання з важелем «крок–газ». Якщо важіль рухається вниз, стабілізатор зменшує кут установлення, створюючи кабрувальний момент.

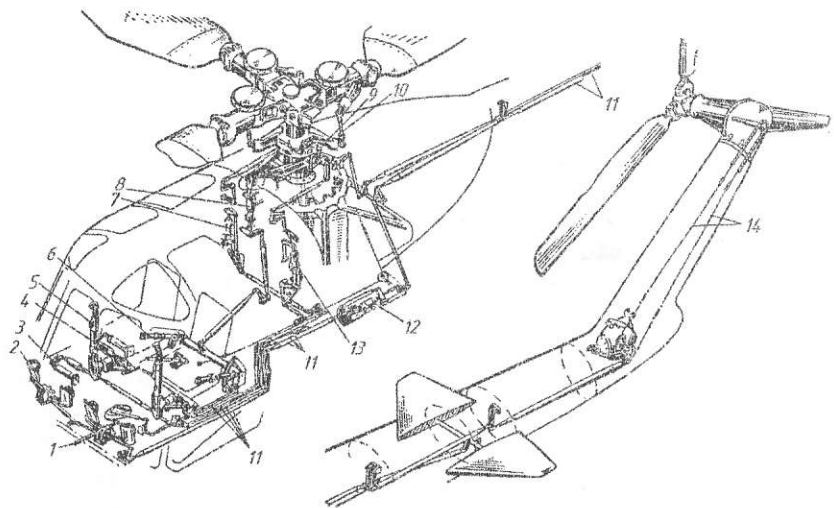


Рис. 8.15. Система керування вертольотом:

- 1 – тяга керування режимом роботи двигуна; 2 – педаль ногого керування;
 3 – електромеханізм; 4 – пружинний механізм завантаження важеля керування; 5 – ручка основного керування; 6 – важіль «крок-газ»;
 7, 8, 12, 13 – ГП; 9 – автомат перекосу; 10 – тяга керування лопатями НГ;
 11 – тяги проводки керування; 14 – трос керування кроком лопатей КГ

На верхній частині важеля «крок-газ» є поворотний держак коригування газу двигуна, за допомогою якого пілот може за незмінного кроку в деяких межах змінювати потужність, а отже, і кількість обертів двигуна. Зміна обертів НГ дає змогу вертольоту маневрувати у вертикальній площині за незмінного установчого кута лопатей. У найнижчому положенні важеля «крок-газ» НГ перекладається на малі установчі кути, відповідні режиму самообертання.

Керування КГ (шляхове керування) здійснюється за допомогою педалей ногого керування. При відхиленні педалей міняється крок КГ і, отже, змінюється величина сили тяги. Багатогвинтові вертольоти керуються дещо інакше.

Варто зауважити, що вертольотам притаманна взаємозалежність руху в просторі навколо трьох осей: поздовжньої, поперечної й вертикальної при відхиленні будь-якого з органів керування.

Проводка керування може бути жорсткою, м'якою й змішаною.

Для врівноваження на ручці керування зусиль, що постійно діють під час усталеного польоту у проводку керування включають пружинні завантажувальні механізми. Привід цих механізмів може здійснюватися від штурвалів уручну або за допомогою кнопок при електричному керуванні.

У системах керування вертольотами широко застосовують ГП (бустери), бо тільки вони практично дозволяють отримати необхідну швидкість дії при прийнятних зусиллях на важелях керування. Бустери в керуванні можуть бути *зворотними* й *незворотними*. Незворотні підсилювачі виключають вібрацію ручки керування, але для створення потрібної величини зусиль система керування оснащується спеціальними завантажувальними приладами (пружинами).

Керування НГ здійснюється за допомогою автомата перекосу (рис. 8.16) ручкою керування, розташованою перед сидінням пілота, і важелем «крок-газ», який розташовують зазвичай ліворуч від сидіння пілота.

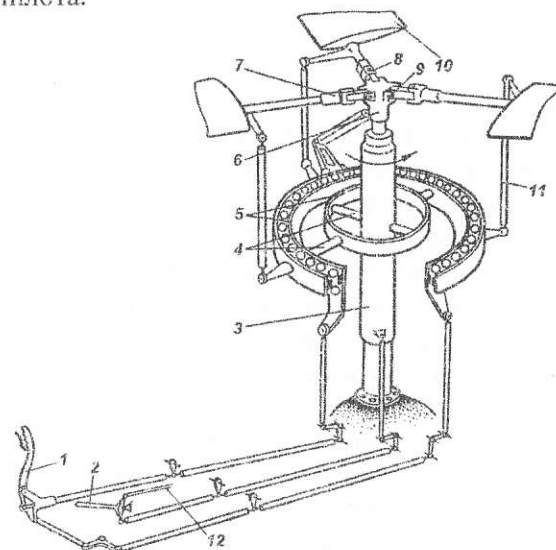


Рис. 8.16. Схема керування й автомат перекосу:

- 1 – ручка керування; 2 – важіль загального кроку; 3 – труба;
 4 – осі карданної підвіски; 5 – зовнішнє і внутрішнє кільця автомата перекосу; 6 – втулка гвинта; 7, 8, 9 – осі шарнірів; 10 – лопать гвинта;
 11 – тяга; 12 – тяга керування двигуном

Автомат перекоосу складається із зовнішнього й внутрішнього кільця 5 і труби 3, з'єднаних двома взаємно перпендикулярними осями 4, що утворюють універсальний шарнір. Труба й кільця не обертаються, але можуть переміщатися вздовж осі вала НГ вертольота вгору і вниз, а кільця, крім того, завертатися вперед, назад і вбік.

Важіль 1 керування вертольотом за допомогою тяг з'єднаний із двома важелями зовнішнього кільця, розташованими один відносно одного під кутом 90° . Отже, повернення важеля керування викликає поворот кільця 5 у той бік, що й важіль. Рух труби 3 вгору або вниз, а разом з нею і кільця 5 здійснюється за допомогою ручки керування 2, що розташована зазвичай ліворуч від пілота.

Зовнішнє кільце автомата перекоосу є обоймою кулькового підшипника й обертається разом із валом. До кільця кріпляться тяги 11, які з'єднані з важелями повороту лопатей відносно ОШ.

Вертикальне переміщення зазначених тяг зумовлює зміну кутів установлення лопатей. При нахилі кільця автомата перекоосу тяги за один повний оберт НГ будуть підніматися й опускатися важелі лопатей, що спричинить циклічну зміну кутів установлення лопатей від максимального значення до мінімального.

Наприклад, за руху важеля керування вперед передня частина кільця опускається, а задня піднімається. У такому разі при обертанні в кожній лопаті в передній частині кола в діапазоні азимутальних кутів $0 - 180^\circ$ кути установлення лопатей будуть менші ніж початкові (досягаючи мінімального значення при $\psi = 180^\circ$), а за руху в задній частині кола в діапазоні від 270° до 0° кути установлення лопатей стають більше початкових з максимальним значенням у точці, відповідній азимуту $\psi = 0$. У точках же, що відповідають кутам 90° і 270° , кут установлення буде середнім і дорівнюватиме початковому.

Циклічна зміна кутів установлення лопатей викличе циклічну зміну їх кутів атаки, що призведе до циклічної зміни аеродинамічних сил лопатей. Тоді конус обертання НГ нахилиться вбік з меншими кутами атаки, для цього випадку вперед. У той самий бік нахилиться вектор рівнодійної аеродинамічних сил R .

При русі ручки керування назад конус обертання відхилиться також назад. Відхиляючи ручку праворуч або ліворуч, пілот домагається відповідного нахилу конуса обертання, що викликає поступальне переміщення вертольота вбік відхилення важеля. Водночас за рахунок появи моменту відносно центра ваги верто-

льота від горизонтальної тяги корпус апарата нахилиться в той бік, у який нахилиться площина обертання НГ.

Із розглянутого вище випливає, що в поступальному польоті лопаті НГ здійснюють махові рухи як унаслідок нахилу автомата перекоосу, так і внаслідок несиметричного поля швидкостей, спричинених поступальним рухом вертольота.

Однчасна зміна кута установлення лопатей (зміна загального кроку) здійснюється переміщенням важеля 2 (див. рис. 8.16). При піднятті важеля однаково збільшується кут установлення всіх лопатей, при опусканні – кут установлення зменшується. Унаслідок цього вертолiт піднімається або опускається.

У зв'язку з тим, що зміна загального кроку викликає зменшення або збільшення потужності, потрібної для обертання НГ, важіль загального кроку з'єднується з тягою 12 керування двигуном. Тому цей важіль прийнято називати «крок-газ». При переміщенні важеля «крок-газ» угору водночас зі збільшенням загального кроку НГ збільшується потужність двигуна. Ця взаємодія здійснюється так, що на всіх режимах, висотах і швидкостях польоту оберти двигуна НГ залишаються незмінними.

8.3.6. Трансмiсія

Для передавання потрібної потужності і потрібних обертів від двигуна (двигунів) до робочих механізмів слугує трансмісія вертольота. Схема компонування трансмісії залежить передусім від схеми вертольота, а також від типу й розташування двигуна.

Основними елементами трансмісії вертольотів є редуктори, вали, муфти вмикання трансмісій і муфти вільного ходу, гальма НГ.

На рис. 8.17 показано схему трансмісії вертольотів одновинтової схеми з ПД. Потужність від двигуна передається на ХГ і вентилятор охолодження двигуна. Головний редуктор знижує кількість обертів НГ до 200–350 об/хв, без чого неможливо отримати велику ефективність НГ.

Унаслідок великої потужності, що передається, та досить великого ступеня редукції 1:10, шестірні редуктора виконують здебільшого двоступеневими або планетарними.

Обертання й зміна кількості обертів КГ досягається з допомогою редукторів 4, 5, 7. Муфта вмикання потрібна для забезпечення роботи двигуна при від'єднанні НГ, наприклад, при його запусканні й прогріванні.

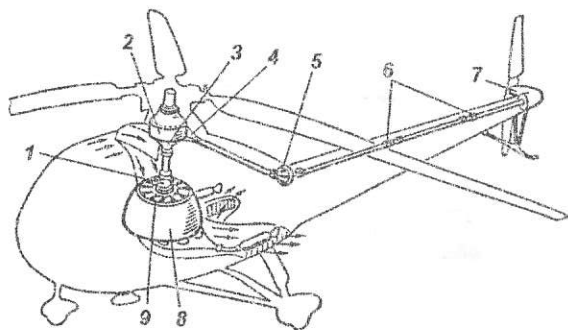


Рис. 8.17. Схема трансмісії одногвинтового вертольота:

1 – муфта вмикання; 2 – головний редуктор; 3 – муфта вільного ходу; 4, 5, 7 – редуктори; 6 – шарнірні з'єднання; 8 – двигун; 9 – вентилятор

Муфта може бути кулачкового, гідравлічного, фрикційного або іншого типу. Муфти вмикання здебільшого двоступеневі: перший ступінь фрикційний, другий – жорсткий. Така конструкція забезпечує плавне вмикання за великої передавальної потужності.

Муфта вільного ходу призначена для автоматичного від'єднання, без утручання пілота, трансмісії й НГ від двигуна в разі його відмови. Несучий гвинт переходить у цьому разі на режим авто-ротації, вертоліт може здійснити безпечну посадку.

Хвостовий гвинт, як це видно з рис. 8.17, у разі відмови двигуна приводиться в обертання НГ. Конструктивно муфта вільного ходу може бути виконана або у вигляді роликової, подібно до велосипедної, або храпової.

Вали, що передають потужність, виконують у вигляді сталевих труб.

Конструкція вертольота в польоті зазнає різноманітних деформацій. Щоб унеможливити вплив деформації на роботу вала, останні роблять із кількох частин, з'єднаних універсальними шарнірами (карданами) або гнучкими муфтами.

Для компенсації температурних впливів, а також відхилень у лінійних розмірах частини вала мають рухомі лицеві з'єднання. Гальмо гвинта слугує для уповільнення обертання НГ після вимкнення двигуна й фіксації його на стоянці вертольота. Гальмо здебільшого застосовують фрикційне колодкового типу.

У конструкцію трансмісії вертольота будь-якої схеми входять ті самі елементи, що й у трансмісію одногвинтового вертольота. Крім цього, у вертольотів із двома двигунами і двома НГ встановлюється

вал для синхронізації обертання НГ. Цей вал слугує також для передавання потужності НГ від працюючого двигуна в разі виходу з ладу другого двигуна.

Запитання та завдання для самоперевірки

1. Назвіть основні схеми вертольотів.
2. Укажіть переваги й недоліки схем вертольотів.
3. Поясніть, що таке осьове й скісне обдування гвинта.
4. Поясніть, як змінюється величина сумарної швидкості W зі зміною азимутального положення лопаті гвинта.
5. Яке призначення мають шарніри ГШ, ВШ, ОШ?
6. Поясніть, як вертоліт може рухатися в повітрі в різних напрямках.
7. Розкажіть, як гаситься реактивний момент на вертольотах одно- та двогвинтових схем.
8. Назвіть основні елементи конструкції вертольота та поясніть їх призначення.
9. Назвіть головні конструктивні елементи, що входять до складу системи керування вертольота.
10. Дайте визначення терміна «статична стеля».
11. Дайте визначення терміна «динамічна стеля».
12. Поясніть призначення автомата перекоосу.

Розділ 9

МІЖНАРОДНЕ ТА ДЕРЖАВНЕ РЕГУЛЮВАННЯ АВІАЦІЙНОЇ ДІЯЛЬНОСТІ

9.1. Конвенція про міжнародну цивільну авіацію

Конвенція про міжнародну цивільну авіацію (ІСАО)*, яку далі називатимемо Чиказькою конвенцією (ЧК), є правовою засадою діяльності міжнародної цивільної авіації. Вона була підписана представниками 52 Договірних держав на Міжнародній конференції з ЦА, що відбулася в Чикаго (США) в 1944 р. Чиказька конвенція успішно пройшла випробування часом і сьогодні залишається надійною основою розвитку і узгодженого функціонування міжнародної ЦА.

Основні причини, що зумовили необхідність підписання Чиказької конвенції, пов'язані з еволюцією розвитку як авіаційної промисловості, так і міжнародних пасажирських і вантажних сполучень різними видами транспорту. Значною мірою особливості прояву цих еволюційних процесів були зумовлені підготовкою і ходом Другої світової війни, яка актуалізувала проблеми міжнародних авіап перевезень.

На початок 40-х років ХХ ст. у групі промислово розвинених держав світу повітряний транспорт і авіаційна діяльність досягли рівня, за якого їх подальший успішний розвиток і конкуренція на міжнародних перевезеннях з іншими видами транспорту стали скрутними без об'єднання і узгодження зусиль зацікавлених держав. Сформувалася широка мережа міжнародних пасажирських і вантажних повітряних сполучень, яка викликала безліч проблем політичного, комерційного і технічного характеру, що вимагають одноманітного і водночас прийнятного для більшості держав рішення на користь підтримання миру на Землі.

Ці проблеми стосувалися глобальних питань, зокрема: можливість виникнення юридичних і економічних конфліктів при перетині ПС державних кордонів у мирний час, дотримання прав і

виконання обов'язків (технічних, комерційних) у зв'язку з польотами ПС однієї країни в межах або через територію інших країн, а також часткових питань міжнародних повітряних сполучень (наприклад, обслуговування аеронавігаційних засобів, багато з яких розташовані в малонаселених районах).

Розв'язання цих проблем можливе шляхом угод між авіаперевізниками чи на основі окремих міждержавних або двосторонніх угод, наприклад, у рамках Міжнародної асоціації повітряного транспорту (ІАТА) – однієї з найбільших неурядових організацій того часу, тобто поза рамками всеосяжних міжнародних угод на державному рівні, що себе вичерпали.

Загострилася затребуваність у системній організації відносин при повітряних перевезеннях, насамперед з погляду розподілу і закріплення відповідальності між учасниками авіаційної діяльності як на міжнародному, так і на державному рівнях.

Отже, для ефективного функціонування авіаційного транспорту, забезпечення умов його розвитку і реалізації переваг відносно інших видів транспорту вкрай актуальною стала необхідність встановлення всеосяжних принципів і правил, які забезпечували б:

- достатній рівень одноманітності для регулювання відносин, що виникають при повітряних перевезеннях, між державами;
- прийнятні умови для можливостей реалізації цих принципів і правил більшістю держав;
- безпека, ефективність і регулярність авіап перевезень;
- умови стійкого й результативного функціонування, а також ефективного розвитку й удосконалення діяльності міжнародного авіаційного транспорту.

Для впорядкованого розвитку ЦА і дотримання принципів ЧК відповідно до її положень був створений постійний орган – Міжнародна організація ЦА (ІСАО). Станом на кінець 2022 р. ЧК ратифікували 193 держави, які є членами ІСАО.

Напрями діяльності міжнародного повітряного транспорту регулюються положеннями ЧК. Її 96 статей установлюють привілеї і зобов'язання для всіх Договірних держав.

Стаття 37 ЧК передбачає ухвалення всіма державами, що її підписали, міжнародних Стандартів і Рекомендованих практик, (Standards and Recommended Practices – SARP's).

Ці стандарти формують загальні (з різним ступенем деталізації) принципи побудови методів і процедур міжнародного і державного

*Для зручності зіставлення використовуваних термінів з термінами документів ІСАО, ЕАСА, ІАТА та інших міжнародних організацій у даному розділі наводяться їхні англійські аналоги, що необхідне для одноманітного розуміння матеріалу.

регулювання діяльності повітряного транспорту, а також структурують прийнятну одноманітність у побудові системи відповідальності за забезпечення і проведення авіаційної діяльності на міжнародному і державному рівнях. У практиці міжнародного регулювання діяльності ЦА SARPs розглядаються як невід'ємні частини ЧК. Право ухвалювати їх надається Раді ICAO.

Щоб було зручно користуватися, SARPs оформляються як у вигляді Додатків до ЧК, так і окремими документами ICAO. На сьогодні укладено 19 Додатків, які охоплюють ключові напрями діяльності міжнародної ЦА. Деякі з них (наприклад, Додаток 16) ухвалені багатьма державами як національні стандарти.

Перелік Додатків до ЧК про міжнародну ЦА

1. Видача свідоцтва особовому складу.
2. Правила польотів.
3. Метеорологічне забезпечення міжнародної авіонавігації.
4. Авіонавігаційні карти.
5. Одиниці вимірювання, що підлягають використанню в повітряних і наземних операціях.
6. Експлуатація повітряних суден.
7. Національні і реєстраційні знаки повітряних суден.
8. Льотна придатність повітряних суден.
9. Спрощення формальностей.
10. Авіаційний телекомунікаційний зв'язок.
11. Обслуговування повітряного руху.
12. Пошук і порятунок.
13. Розслідування авіаційних подій.
14. Аеродроми.
15. Служби авіонавігаційної інформації.
16. Охорона навколишнього середовища.
17. Безпека: захист міжнародної цивільної авіації від актів незаконного втручання.
18. Безпечне перевезення небезпечних вантажів повітрям.
19. Управління безпекою польотів.

Стандарт – будь-яка вимога до фізичних і технічних характеристик, конфігурації, матеріальної частини, персоналу або процедур, однотипне застосування якої необхідне для забезпечення безпеки або регулярності міжнародної авіонавігації і якої дотримуватимуться Договірні держави згідно з ЧК.

Стандарти друкуються в тексті Додатків до ЧК звичайним шрифтом.

Стаття 38 ЧК вимагає, щоб Договірні держави повідомляли ICAO про всі відмінності між системами їхніх національних Авіаційних правил або чинною практикою.

Рекомендована практика – будь-яка вимога до фізичних і технічних характеристик, конфігурації, матеріальної частини, персоналу або правил, однотипне застосування якої визнається бажаним для забезпечення безпеки, регулярності або ефективності міжнародної авіонавігації і якої дотримуватимуться Договірні держави згідно з ЧК. Це означає, що Рекомендована практика – це вимога, яка визнана бажаною, але не є обов'язковою.

Рекомендована практика друкується в тексті Додатка до ЧК *курсивом* з додаванням слова «*рекомендація*».

Повідомляти про відмінності між національною практикою і Рекомендованою практикою необов'язково, але Договірним державам пропонується повідомляти про такі відмінності в тому разі, коли це важливо для безпеки авіонавігації.

SARPs – одне з головних технічних досягнень ICAO, яке полягає у визнанні Договірними державами необхідності певного рівня стандартизації для забезпечення безпеки, ефективності й регулярності повітряних перевезень. Важливо зазначити, що політика ICAO стосовно нововведених стандартів реалізовується як закріплення результативної практики апробації їх застосування на двосторонньому і /або/ регіональному рівнях.

Чиказька конвенція і SARPs, по суті, утворює *нормативно-правовий базис* системи міжнародного регулювання діяльності ЦА, що визначає привілеї і зобов'язання Договірних держав, загальні принципи, вимоги і механізми (методи і процедури) забезпечення виконання зобов'язань, використання привілеїв і ухвалення рішень самої системи міжнародного регулювання діяльності ЦА.

Хоча на міжнародній конференції в Чикаго щодо ЦА і не досягнута згода з питання обміну комерційними правами, яка задовольняла б усі Договірні держави, але в її завершальний акт додатково були включені:

«*Угода про транзит при міжнародних повітряних сполученнях*», яка визначає обмін некомерційними правами при регулярних міжнародних повітряних сполученнях на багатосторонній основі і,

зокрема, умови для ПС будь-якої Договірної держави пролітати або приземлятися по технічних причинах на території будь-якої іншої Договірної держави.

«Угода про міжнародний повітряний транспорт», яка, з-поміж іншого, визначає умови польотів ПС між Державою реєстрації і будь-якою іншою Договірною державою.

У цей час питання обміну правами між Договірними державами отримали належний розвиток. Зазначені угоди є регулюванням: комерційних прав («свободи повітря»); справедливої конкуренції; регламентації обсягу міжнародних повітряних сполучень; багатосторонніх механізмів встановлення і дотримання авіатарифів; автоматизованих систем бронювання; організації сумісної експлуатації; оренди, фрахтування й обміну ПС; передавання певних функцій й обов'язків між Державою реєстрації і Державою експлуатанта в разі оренди, фрахтування і обміну ПС; авіаційного шуму; реєстрації в ІКАО міжнародних угод і договорів; міжнародної авіапошти; принципів здійснення нерегулярних авіаперевезень.

9.2. Основні міжнародні і регіональні організації, пов'язані з регулюванням діяльності цивільної авіації

9.2.1. Міжнародна організація цивільної авіації

ІКАО – спеціалізована установа ООН, протокол про визнання якої підписаний 1 жовтня 1947 р. і набув чинності 13 травня 1948 р. ІКАО є міжнародною урядовою організацією. Спочатку, після підписання ЧК, діяла тимчасова міжнародна організація ЦА (РІСАО). Після набуття чинності 4 квітня 1947 р. ЧК на 1-й сесії Асамблеї, що відбулася в Монреалі, у травні 1947 р. РІСАО перейменована в ІКАО. За пропозицією уряду Канади місцем розташування Штаб-квартири ІКАО було обрано м. Монреаль.

Основними завданнями діяльності ІКАО, відповідно до положень ЧК, є питання, що мають глобальне значення для міжнародної ЦА, з-поміж яких, зокрема, такі:

– розроблення принципів і методів міжнародної повітряної навігації;

– сприяння плануванню і розвитку міжнародного повітряного транспорту, для того щоб забезпечувати безпечний і впорядкований розвиток міжнародної ЦА;

– заохочення мистецтва конструювання й експлуатації ПС в мирних цілях;

– заохочення розвитку повітряних трас, аеродромів і аеронавігаційних засобів для міжнародної ЦА;

– задоволення потреби населення планети в безпечному, регулярному, ефективному і економічному повітряному транспорті;

– запобігання економічним утратам, пов'язаним з необдуманною конкуренцією;

– забезпечення повної поваги прав держав і справедливих для кожної з них можливостей використовувати авіапідприємства, зайняті в міжнародному повітряному сполученні;

– уникнення дискримінації у відносинах між державами;

– забезпечення безпеки польотів в міжнародній аеронавігації;

– сприяння розвитку міжнародної цивільної аеронавтики у всіх її аспектах.

Склад і статус органів ІКАО визначаються положеннями ЧК, яка, по суті, є статут ІКАО. Відповідно до ЧК, ІКАО складається з Асамблеї, Ради (з підлеглими їй органами) і Секретаріату. Рада і Секретаріат очолюють відповідно Президент Ради і Генеральний секретар, які є головними посадовими особами ІКАО.

Асамблея ІКАО складається з представників усіх Договірних держав і є суверенним верховним органом ІКАО. Асамблея скликається через кожних три роки (якщо не виникає потреба позачергового скликання). На сесіях Асамблеї докладно розглядається робота ІКАО, виробляється політика на майбутні роки і затверджується бюджет на трирічний період діяльності шляхом голосування. Кожна Договірна держава має право на один голос. Рішення Асамблеї ухвалюються більшістю голосів (окрім випадків, передбачених ЧК).

Асамблея ІКАО обирає Раду, яка складається з представників 33-х Договірних держав і є керівним виконавчим органом ІКАО, що постійно скеровує її роботу в період між Асамблеями. Вибори в Раду ІКАО проводяться з урахуванням вимог ротації, передбачених ЧК, і на основі адекватного представництва трьох груп держав, а саме: тих, що відіграють провідну роль у повітряному транспорті; ті, що не входять у Раду на іншій підставі, але роблять найбільший внесок у надання засобів обслуговування для міжнародної цивільної аеронавігації; ті, що не входять у Раду на іншій підставі,

але обрання яких забезпечує представництво у Раді ІКАО всіх ключових географічних регіонів світу.

Чиказька конвенція передбачає співробітництво Договірних держав у забезпеченні максимально можливого ступеня одноманітності національних авіаційних правил (НАП), що приймаються. Для цього Рада ІКАО наділена регулюючими повноваженнями, якими не володіють подібні керівні органи в інших міжнародних організаціях.

Рада ІКАО обирає строком на три роки свого президента, який не має права голосу і може бути переобраним. Обов'язки президента такі:

- збирати засідання Ради ІКАО, Авіатранспортного комітету і Аеронавігаційної комісії;

- діяти як представник Ради;

- виконувати від імені Ради функції, які покладає на нього Рада.

У функції Ради ІКАО входять (стаття 54 ЧК):

- призначення і визначення обов'язків Авіатранспортного комітету, який формується з числа представників членів Ради;

- затвердження Аеронавігаційної комісії;

- призначення головної виконавчої посадової особи – Генерального секретаря;

- ухвалення SARP's, які оформлюються Додатками до ЧК;

- розгляд рекомендацій Аеронавігаційної комісії зі зміни SARP's і вживання у зв'язку з цим відповідних заходів, передбачених ЧК, тощо.

Рада ІКАО уповноважена скликати Асамблеї ІКАО.

Кожному Комітету або спеціалізованому органу ІКАО відповідає підрозділ Секретаріату ІКАО, укомплектований персоналом, дібраним за ознакою технічної компетентності у відповідній сфері. Персонал підрозділів має надавати технічну і адміністративну допомогу представникам урядів, підрозділам Ради ІКАО, Комітетів і спеціалізованих органів.

Секретаріат ІКАО, очолюваний Генеральним секретарем, складається з п'яти основних підрозділів: Аеронавігаційного управління, Авіатранспортного управління, Управління технічного співробітництва, Юридичного управління й Адміністративного управління. Персонал Секретаріату набирається на широкій географічній основі, що забезпечує міжнародне представництво в його діяльності.

ІКАО працює в тісній співдружності з іншими членами ООН – урядовими організаціями, якими є: Всесвітня метеорологічна організація, Міжнародний телекомунікаційний союз, Міжнародний союз електрозв'язку, Всесвітній поштовий союз, Всесвітня організація охорони здоров'я, Міжнародна організація праці і Міжнародна морська організація. У заходах ІКАО беруть участь також неурядові організації: Міжнародна асоціація повітряного транспорту (IATA), Міжнародна рада аеропортів (ICA), Міжнародна федерація асоціації лінійних пілотів, Всесвітня організація туризму та інші міжнародні організації.

ІКАО випускає серії технічних видань, а також спеціальні видання, наприклад, «Каталог аеронавігаційних карт ІКАО» або «Метеорологічні таблиці».

Правила аеронавігаційного обслуговування (PANS) затверджуються Радою ІКАО. Призначені для застосування у всьому світі, вони містять експлуатаційні правила, які ще не отримали статусу SARP's, а також матеріали більш постійного характеру, які вважаються за дуже докладні, щоб їх можна було включити в Додаток, або піддаються частим змінам і доповненням і для яких процес, передбачений ЧК, був би дуже складним.

У наш час є чотири основних документи PANS: Doc. 4444 «Правила польотів і обслуговування повітряного руху»; Doc. 8168 «Виробництво польотів повітряних суден» (Том 1 «Правила здійснення польотів» і Том 2 «Побудова схем візуальних польотів і польотів за приладами»); Doc. 8400 «Скорочення і коди ІКАО»; Doc. 7030 «Додаткові регіональні правила».

Додаткові регіональні правила (SUPPS) мають такий же статус, як і PANS, але застосовуються тільки у відповідних регіонах. Вони розробляються у зведеному вигляді, оскільки деякі з них поширюються на суміжні регіони чи є однаковими у двох або декількох регіонах.

Технічне керівництво, яке готується з санкції Генерального секретаря ІКАО, містить інструктивний та інформаційний матеріал, що розвиває й доповнює SARP's і PANS, і слугує для надання допомоги в їх застосуванні.

Аеронавігаційні плани також готуються з санкції Генерального секретаря ІКАО на основі рекомендацій регіональних аеронавігаційних нарад і прийнятих за ними рішень Ради ІКАО. Вони

конкретизують вимоги до засобів і обслуговування міжнародної аеронавігації у відповідних аеронавігаційних регіонах ІСАО. До Аеронавігаційних планів періодично вносять поправки з урахуванням змін у вимогах і положеннях, пов'язаних з упровадженням рекомендованих засобів і служб.

Циркуляри ІСАО, які також готуються з санкції Генерального секретаря ІСАО, містять спеціальну інформацію, що становить інтерес для Договірних держав, зокрема й дослідження з технічних питань.

9.2.2. Міжнародна асоціація повітряного транспорту

Нинішня ІАТА – неурядова організація авіаперевізників (авіакомпаній), яка була заснована у квітні 1945 р. в Гавані (Куба). Вона є спадкоємицею «старої» ІАТА, заснованої в Гаазі в 1919 р. і обмеженої переважно Європейським регіоном.

Під час свого створення нинішня ІАТА налічувала 57 членів з 31 держави, переважно з Європи і Північної Америки. Сьогодні понад 270 членів ІАТА представляють більше ніж 140 держав усіх частин світу. Вплив і діяльність ІАТА поширилися на весь світ, що відзеркалено в її Статуті.

Завданнями діяльності ІАТА є:

- сприяти безпечному, регулярному й економічному повітряному транспорту на благо людей усього світу;
- заохочувати комерційну діяльність на повітряному транспорті і дослідження пов'язаних з цим проблем;
- забезпечувати засобами для співпраці підприємців у сфері повітряного транспорту, прямо або побічно залучених в обслуговуванні міжнародного повітряного транспорту;
- співпрацювати з ІСАО та іншими міжнародними організаціями.

9.2.3. Основні європейські авіаційні організації

Європейська конференція цивільної авіації (ЕСАС) заснована в 1955 р. і до тепер включає багато держав та всі європейські організації, що здійснюють діяльність у сфері ЦА.

Глобальна мета діяльності ЕСАС – просування розробок, спрямованих на забезпечення безпечної, ефективної і стабільної європейської системи авіатранспорту. Для досягнення цієї мети ЕСАС гармонізує політику і практику в діяльності ЦА держав-

учасниць і сприяє взаєморозумінню в цих питаннях між державами-учасницями та іншими країнами світу.

Європейське агентство безпеки авіації (EASA) створене у 2002 р. Європейським Співтовариством і національними властями держав, що входять до нього, а також промисловими й іншими організаціями, що діють у сфері авіації. EASA, за аналогією з FAA в США, спроможне видавати загальні стандарти, що гарантують найвищий рівень безпеки, здійснювати нагляд за їх однотипним застосуванням у Європі і просувати ці стандарти на світовому рівні.

Європейська організація з безпеки аеронавігації (EUROCONTROL) – це загальноєвропейська організація з безпеки повітряної навігації в цивільній і військовій сферах. Конвенція про EUROCONTROL (EUROCONTROL Convention) підписана в 1960 р.

Основна мета організації полягає передусім у такому:

- підвищити рівень безпеки повітряного руху;
- збільшити пропускну спроможність повітряного простору та економічну ефективність управління повітряним рухом;
- знизити витрати повітряного руху і вплив авіації на навколишнє середовище.

9.2.4. Зобов'язання і відповідальність держави згідно з Чиказькою конвенцією

Положення ЧК і SARP's устанавлюють загальні для всіх держав обов'язки і зобов'язання, які визначають сферу відповідальності держави в діяльності ЦА, а також необхідні умови виконання державою обов'язків і зобов'язань.

Такими умовами є:

- допустимий рівень однотипності практики і процедур Цивільної Авіаційної Влади (CAA) при регулюванні діяльності ЦА, який буде достатнім для сумісності й ефективної взаємодії держав на міжнародному рівні;
- формування системи відповідальності при державному регулюванні діяльності ЦА.

Як зауваження, що має значення для подальшого викладу, зазначимо, що *регулювання – це один із видів управління, мета якого полягає в забезпеченні близькості поточних значень однієї або декількох характеристик (координат) об'єкта управління до їх заданих значень*. У зв'язку з цим регулювання допускає, щонайменше, регламентацію:

- складу обов'язкових характеристик об'єкта регулювання;
- нормативних значень (граничних або інтервальних) цих характеристик, а також, якщо необхідно, вимог і умов функціонування (діяльності) об'єкта регулювання із забезпеченням нормативних значень характеристик;
- допустимих способів забезпечення відповідності нормативним значенням.

Щоб забезпечити діяльність міжнародної ЦА і створити умови для вдосконалення цієї діяльності, держави, що підписали ЧК, беруть на себе такі спільні обов'язки і зобов'язання:

- упровадити SARP's шляхом прийняття систем НАП і забезпечити їх виконання (статті 33 і 37 ЧК);
- створити систему відповідальності за регулювання всієї діяльності у сфері ЦА (стаття 12 ЧК);
- налагодити співпрацю з іншими державами з усіх питань, що стосуються одноманітності застосування SARP's (статті 12 і 37 ЧК).

Упровадження SARP's спрямоване на досягнення раціонального (стосовно міжнародного масштабу розгляду діяльності ЦА) рівня уніфікації й гармонізації вживаних норм, правил і процедур з метою забезпечення необхідного і прийняттого для держав, що підписали ЧК, рівня одноманітності процедур і практики державного регулювання діяльності ЦА.

Для врахування національних інтересів держав – членів ICAO в ЧК передбачено (стаття 54), що ухвалення SARP's, а також унесення в них змін і доповнень здійснює постійно діючий представницький виконавчий орган ICAO – Рада.

Щоб забезпечити нормативно-правові умови виконання спільних обов'язків та зобов'язань згідно з ЧК, держава повинна ввести в дію законодавчу базу авіаційної діяльності. Відповідно до положень SARP's така законодавча база приймається на найвищому законодавчому рівні. Законодавчу базу зазвичай називають *основним авіаційним законодавством* (ОАЗ).

Основне авіаційне законодавство є складовою частиною загального нормативно-правового поля, яке регулює всі сфери діяльності в державі. Тому ОАЗ повинне відповідним чином ув'язуватися й інтегруватися в чинне нормативно-правове поле держави. Йому належить забезпечувати повноту і несуперечність використання існуючих централізованих (тобто тих, що належать до всіх сфер діяльності в державі) механізмів державного регулювання стосовно

авіаційної сфери. Це необхідна умова нормативно-правового забезпечення побудови авіаційної діяльності в державі. *В Україні основним авіаційним законодавством є «Повітряний кодекс України».*

Особливості нормативно-правового поля конкретної держави, що історично сформувалися, зумовлюють специфіку здійснення авіаційної діяльності, зокрема в методах і способах виконання вимог SARP's.

Щоб забезпечити виконання спільних обов'язків і обов'язків держави щодо ЧК та створити систему відповідальності за регулювання всієї діяльності у сфері ЦА, ОАЗ повинне:

1) *визначати:*

- об'єкти (повітряний простір, ПС, авіаційний персонал, аеродроми, суб'єкти авіаційної діяльності – організації або підприємства як юридичні особи, що здійснюють визначені ОАЗ види діяльності у сфері ЦА), а також суб'єкти (повноважні державні органи, зокрема САА) регулювання;

- принципи регулювання, що ґрунтуються на застосуванні наявних у державі централізованих механізмів державного регулювання і що не суперечать положенням ЧК і SARP's;

2) *передбачати:*

- розроблення, ухвалення і публікацію національних авіаційних правил, які узгоджуються з положеннями, що містяться в ЧК і SARP's;

- створення державного авіаційного органу (САА), що регулює діяльність ЦА, очолюваного директором (DCA);

- наявність у САА і її директорів достатніх повноважень, необхідних для дотримання положень ОАЗ і відповідних Авіаційних правил, а також для застосування санкцій у разі невиконання або порушення встановлених вимог;

- санкціонування державою комерційних авіатранспортних перевезень, а також інших видів діяльності у сфері ЦА, які передбачені в ОАЗ, згідно з умовами, викладеними у відповідних частинах системи НАП, і які держава вважає необхідними для забезпечення БП і національної (державної) безпеки, з огляду на умови і особливості здійснення авіаційної діяльності в конкретній державі;

3) *дозволяти* здійснення діяльності у сфері ЦА, яка буде узгоджена і скоординована з діяльністю, що проводиться державою в інших сферах, за виконання чинних міжнародних зобов'язань і

обов'язків держави щодо безпечного і впорядкованого розвитку ЦА як на державному, так і міждержавному (двосторонньому, регіональному, субрегіональному, глобальному) рівнях.

Умовами і особливостями здійснення авіаційної діяльності в конкретній державі вважатимемо весь комплекс чинників і умов (зокрема, нормативно-правових, соціальних, фінансових, економічних, історико-культурних і географічних), а також практику взаємин і діяльності, що склалася, в державі, зокрема щодо принципів інвестування державою діяльності САА ресурсами (трудовими, матеріальними, фінансовими, тимчасовими, інформаційними, інтелектуальними, інноваційними).

Положення ЧК і SARP's декларують тільки мінімальний перелік необхідних повноважень САА для забезпечення в міжнародному масштабі ефективного здійснення діяльності у сфері ЦА, а також узгодженого і скоординованого її розвитку. Проте через неоднорідність умов і особливостей авіаційної діяльності в конкретних державах мінімальний перелік необхідних повноважень САА не достатній для організації її конкретної діяльності щодо регулювання ЦА в державі. Тому відповідальність за розроблення ОАЗ і системи НАП, відповідно до положень ЧК і SARP's є головним загальним зобов'язанням кожної держави, що підписала ЧК.

Стосовно цілей, умов і особливостей здійснення авіаційної діяльності в конкретній державі мінімальний перелік необхідних повноважень САА має бути адаптованим і конкретизованим. Тому в положеннях ЧК (відповідно до принципу суверенності прав держави, насамперед з погляду цілеспрямованості, тобто вибору цілей здійснення авіаційної діяльності) передбачається можливість ухвалення державою законодавчих положень, що регламентують роль САА в дотриманні аеронавігаційних (експлуатаційних) правил, а також введення на недискримінаційній основі додаткових вимог, які будуть відповідати національним інтересам, умовам і особливостям авіаційної діяльності в державі.

Щоб забезпечити виконання своїх загальних зобов'язань і обов'язків, держава повинна синтезувати в ОАЗ достатній комплекс повноважень САА. Достатність комплексу повноважень передбачає введення в ОАЗ конкретних положень, які забезпечують несуперечливу (щодо положень ЧК і SARP's) адаптацію необхідної відповідальності держави стосовно цілей, умов і особливостей здійснення авіаційної діяльності в державі, а також до інших міжнародних зобов'язань держави.

Основним критерієм достатності комплексу повноважень є наявність можливості і здатності САА і її директора підтримувати при державному регулюванні систему відповідальності щодо діяльності в галузі ЦА за рахунок:

- забезпечення в масштабі держави збалансованого розподілу відповідальності, обов'язків і зобов'язань між учасниками авіаційної діяльності (об'єктами і суб'єктами регулювання) на основі застосування централізованих механізмів державного регулювання і з урахуванням особливостей побудови нормативно-правового поля в державі;

- використання наявного (в межах компетенції, визначеної ОАЗ держави) обсягу повноважень для здійснення цілеспрямованості і забезпечення досягнення цілей (результативності) в регулятивній діяльності.

Сформоване на базі ОАЗ нормативно-правове поле у сфері ЦА (система Авіаційних правил) – це ієрархічна система взаємозв'язаних актів та інших документів в авіаційній сфері, що існують у рамках єдиної концепції й принципів регулювання діяльності об'єктів і суб'єктів регулювання, яка покликана забезпечити досягнення поставлених САА цілей діяльності.

9.3. Норми льотної придатності

Льотна придатність (ЛП) є характеристикою ПС, яка забезпечується передбаченими і реалізованими в його конструкції і льотно-технічних параметрах принципами і дозволяє здійснювати безпечний політ в очікуваних умовах і при встановлених методах експлуатації.

Очікувані умови експлуатації містять область розрахункових умов, визначених нормами льотної придатності, а також експлуатаційні обмеження і рекомендовані режими польоту, встановлені для конкретного типу літака під час його сертифікації.

Норми льотної придатності (НЛП) – це зведення вимог, виконання яких забезпечує заданий рівень безпеки польотів.

Обов'язковою умовою допуску ПС до експлуатації є відповідність його чинним НЛП. Мінімальні вимоги, виконання яких необхідне для допуску ПС до експлуатації, сформульовані в Додатках до ЧК ICAO 1947 р. – Додатку 6 «Експлуатація повітряних кораблів», Додатку 8 «Льотна придатність ПС» і Додатку 10 «Авіаційний електров'язок».

Створення вітчизняних норм льотної придатності почалося в післявоєнні роки у зв'язку з бурхливим розвитком Аерофлоту. Перші норми для цивільних літаків (НЛПЛ) були введені в 1967 р. У 1971 р. введені в дію норми НЛПЛ-1, а в 1975 р. видані сертифікати льотної придатності для літаків Іл-86, Як-42, Ан-28 за нормами НЛПЛ-2, що діяли.

На основі НЛП 1984 р. були створені Єдині норми льотної придатності цивільних транспортних літаків (ЄНЛПЛ), які введені в дію в 1985 р. Вони поширюються на цивільні дозвукові літаки з кількістю основних газотурбінних двигунів не менше двох і призначені для перевезення пасажирів або пасажирів, пошти і вантажу одночасно. ЄНЛПЛ встановлювали вимоги до льотної придатності літаків, їх двигунів і устаткування.

У той час у США і деяких країнах світу діяли FAR-25 з певними національними доповненнями, а у Великій Британії – BCAR (JAR-25). Порівняльний аналіз НЛПЛ-3, FAR і JAR свідчить, що рівні безпеки, які вони встановлюють, практично еквівалентні. Щодо окремих вимог, то є значна різниця між названими НЛП. Найбільш істотною є відмінність НЛПЛ-3 від FAR і JAR щодо структури, розташування і нумерації вимог, що ускладнює їх розуміння за кордоном.

Із 1990 р. в Україні була розпочата робота з наближення НЛП до Норм США і Західної Європи щодо структури і змісту вимог з урахуванням забезпечення конкурентоспроможності вітчизняних ЛА. Чинні на той час норми льотної придатності літаків транспортної категорії відповідали Частині 25 Авіаційних правил (АП-25). Вони враховували вимоги НЛПЛ-3 і мали структуру, прийнятну для FAR-25, та містили поправки до FAR-25.

Нині питання уніфікації НЛП як для повітряних суден, так і їх компонентів вирішено авіаційною спільнотою шляхом упровадження на європейському і національному рівнях документа EASA Part-21, у якому визначені вимоги щодо повітряних суден і їх компонентів на етапі розроблення (англ. CS – *Certification Specifications*). Цей документ є частиною авіаційного законодавства України, яка створює юридичну основу розробки і впровадження Авіаційних правил України (АПУ), які регулюють процеси забезпечення льотної придатності.

Норми ЛП встановлюють також вимоги до функціональних систем ПС, які витікають з аналізу їх впливу на БП:

– функціональні системи мають бути практично безвідмовними, оскільки відмови призводять до аварійних або катастрофічних ситуацій, а їх резервування повинне забезпечувати продовження безпечного польоту після двох послідовних відмов;

– конструктивно ФС ПС має бути виконана так, щоб екіпаж міг своєчасно виявити відмову, запобігти її негативним наслідкам і здійснювати політ з елементом, що відмовив, або такою самою системою;

– функціональна система має бути простою в управлінні, мати можливість переходу в будь-який режим роботи, передбачений інструкцією з льотної експлуатації, й оснащуватися сигналізацією та засобами контролю її працездатності;

– засоби контролю працездатності ФС або її елементів, убудовані в конструкцію ПС, не повинні знижувати безвідмовність у роботі ФС та її складників;

– конструкція ФС разом з елементами її контролю й управління може знижувати до мінімуму можливість допущення помилок як у процесі льотної експлуатації, так і під час технічного обслуговування.

Не менш важливий комплексний підхід до аналізу взаємного впливу в роботі всіх ФС ПС в очікуваних умовах експлуатації, тобто до льотних характеристик, стійкості й керованості ПС. Вимогами цього напряму є: номенклатура швидкостей; забезпечення зльоту, польоту по маршруту, посадки і заходу на посадку; подовжня і бічна стійкість та керованість; забезпечення БП на великих кутах атаки та в разі виникнення особливих ситуацій.

Вимоги НЛПЛ до льотних характеристик значною мірою визначають межі застосування літака як за посадковими характеристиками, так і за діапазонами допустимих швидкостей і висот польоту. Це дозволяє формулювати конкретні вимоги до ЛА та його експлуатаційної документації. Зокрема, вимоги до міцності встановлюють навантаження на ПС і його основні частини, особливі випадки навантаження, жорсткість конструкції, температурну міцність, умови втомної міцності.

Отже, НЛП, окрім вимог, що визначають основні принципи ЛП, містять значний обсяг конкретних вимог до льотних характеристик, до двигуна та інших ФС і устаткування. Вони сформульовані на основі досвіду створення, випробувань і експлуатації ЛА.

Щодо конструктивних особливостей ПС (його систем і агрегатів) НЛП установлюють вимоги до систем керування, шасі і гальмівних пристроїв, гідравлічних та пневматичних систем, пасажирської кабіни і вантажних відсіків, герметичної кабіни, СКП, бортових засобів реєстрації польотної інформації, аварійно-рятувального устаткування, захисту літака від блискавки, експлуатаційної технологічності, матеріалів і технології виготовлення. Аналогічні вимоги стосуються СУ, конструктивних елементів двигуна, його систем і агрегатів, повітрозабірних систем і вихлопних пристроїв, протипожежного захисту СУ, систем управління і регулювання, паливної, масляної, охолоджувальної систем тощо.

Вимоги НЛП поширюються на бортове устаткування, установлене на літаку для визначення його місцезнаходження в польоті, забезпечення літаководіння, управління повітряним рухом, забезпечення зовнішнім та внутрішнім зв'язком і електроенергією, а також для контролю за роботою СУ.

Бортове устаткування літака має бути сконструйоване, виготовлене і встановлене так, щоб задовольнялися такі вимоги:

– в очікуваних умовах польоту устаткування повинне виконувати всі функції для здійснення польоту згідно з Керівництвом з льотної експлуатації;

– необхідні функції устаткування повинні забезпечуватися в умовах зовнішніх впливів (перевантаження, вібрації, температури та ін.), які можуть виникнути на літаку під час його експлуатації;

– у разі відмови ФС, при яких може виникнути особлива ситуація, слід передбачати засоби контролю та індикації їх стану;

– для перевірки справності устаткування в його конструкції треба передбачати засоби контролю працездатності;

– функціональні системи, що живляться, генерують, перетворюють або розподіляють електроенергію, не повинні створювати в процесі їх одночасної роботи такі електромагнітні перешкоди, які призводили б до порушення працездатності чи виникнення особливих ситуацій.

Компонування кабіни має забезпечувати зручне розміщення всіх членів екіпажу з урахуванням антропометричних вимог, а також можливість ефективного виконання функціональних обов'язків на режимах польоту, передбачених Керівництвом з льотної експлуатації.

Запитання та завдання для самоперевірки

1. У чому полягають основні причини підписання Чиказької конвенції?
2. Назвіть основні Додатки до Чиказької конвенції.
3. Дайте визначення поняття «стандарт».
4. Дайте визначення поняття «рекомендована практика».
5. Які документи утворюють нормативно-правову базу Чиказької конвенції?
6. Назвіть основні міжнародні та регіональні організації, пов'язані з регулюванням діяльності цивільної авіації.
7. Назвіть структуру ICAO.
8. У чому полягають основні завдання діяльності IATA?
9. У чому полягають основні завдання діяльності ECAC?
10. У чому полягають основні завдання діяльності EASA?
11. У чому полягають основні завдання діяльності EUROCONTROL?
12. Дайте визначення поняття «основне авіаційне законодавство».
13. Дайте визначення поняття «льотна придатність».
14. Дайте визначення поняття «норми льотної придатності».

Розділ 10

ПІДТРИМАННЯ ЛЬОТНОЇ ПРИДАТНОСТІ ЦИВІЛЬНИХ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН

10.1. Загальні відомості

Забезпечення ЛП ПС здійснюється на етапі його розроблення і виготовлення згідно з вимогами документа EASA Part-21.

Цей документ упроваджено в повному обсязі як в Європі, так і в Україні. Він регламентує правила і процедури сертифікації організацій-розробників, організацій-виробників і сертифікації типу повітряного судна та його компонентів.

Основним документом, що підтверджує відповідність типу ПС заявленому і схваленому сертифікаційному базису, є *сертифікат типу повітряного судна*, який видається державним уповноваженим органом з питань ЦА.

Сертифікаційний базис складається з НЛП і вимог щодо захисту навколишнього середовища.

Перевірка відповідності конструкції ПС сертифікаційному базису проводиться шляхом реалізації процедур типової сертифікації. Завершальним етапом процесу сертифікації типу є проведення сертифікаційних випробувань згідно зі схваленою програмою. Ця програма передбачає як наземні, так льотні випробування.

Після усунення всіх невідповідностей, які були виявлені в процесі сертифікації типу, керівник державного уповноваженого органу з питань ЦА приймає рішення щодо підписання і видачі сертифікату типу ПС.

Цей документ підтверджує, що ЛП вказаного в сертифікаті типу ПС забезпечена, і його експлуатація не приведе до негативного впливу на навколишнє середовище.

10.2. Класифікація видів і процедур підтримання льотної придатності повітряних суден

У процесі льотної експлуатації на ПС діють значні навантаження і експлуатаційні фактори, які призводять до погіршення технічного стану компонентів ПС. Наприклад, зношення гальмівних дисків коліс, погіршення газодинамічних характеристик

двигунів унаслідок експлуатаційних пошкоджень лопаток компресора і турбіни, погіршення якості мастильних матеріалів, попадання блискавок, пошкодження ПС на землі тощо. Тобто, ЛП ПС, що була забезпечена на етапах розробки і виготовлення, погіршується. Це може призвести до відмов ФС у польоті, а відтак, до розвитку аварійної ситуації і авіаційної події.

З метою відновлення ТС компонентів ПС необхідно проводити спеціальний комплекс робіт з підтримання ЛП ПС і його компонентів. Склад і періодичність цих робіт визначається Програмою ТО, яка сертифікується разом з ПС.

Роботи з підтримання ЛП, або *MRO* (англ. *Maintenance, Repair and Overhaul*) розподіляються на ТО, поточний ремонт і капітальний ремонт.

Технічне обслуговування ПС проводиться, як правило, на основі схваленого керівником авіакомпанії плану згідно із затвердженою Програмою ТО ПС із застосуванням стандартних процедур і сертифікованого обладнання ліцензованим персоналом з ТО.

Технічне обслуговування розподіляється на *лінійне* і *базове* (попередня термінологія – оперативне і періодичне).

Усі роботи об'єднуються в блоки, які називаються «чеки». Як правило, Програми ТО сучасних цивільних ПС включають щоденний чек, А-чек, В-чек, С-чек і D-чек.

Чеки А, В і щоденний входять до лінійного ТО, а чеки С і D – до базового. Чек D фактично можна кваліфікувати як капітальний ремонт.

Поточний ремонт здійснюється у разі відмов компонентів ПС, пошкодження ПС на землі, попадання блискавки, пошкодження градом, зіткнення з птахами тощо. У разі необхідності організація-виробник супроводжує поточний ремонт шляхом надання спеціальних процедур відновлення компонента ПС, який втратив ЛП.

Капітальний ремонт передбачає повне розібрання ПС з діагностуванням ТС компонентів ФС та проведення робіт з відновлення ЛП. Це потребує наявності ангарів, цехів для виконання робіт на знятих з ПС компонентів ФС, спеціальних приміщень для розміщення лабораторій, складських приміщень тощо.

Якість виконання капітального ремонту підтверджується проведенням наземних і льотних випробувань відремонтованого повітряного судна.

10.3. Нормативна база підтримання льотної придатності цивільних повітряних суден

Підтримання ЛП ПС в експлуатації є одним з основних компонентів забезпечення БП. Саме тому ІКАО приділяє цьому питанню значну увагу. Так, згідно з вимогами Додатка 8 до ЧК утворено постійно діючий Комітет з питань ТО (англ. *Maintenance Steering Group (MSG)*), основне завдання якого – розробляти пропозиції для Ради ІКАО щодо вдосконалення систем забезпечення і підтримання ЛП ПС.

Станом на кінець 2019 р. в авіаційне законодавство України впроваджені всі основні документи, які регламентують авіаційну діяльність у сфері підтримання льотної придатності, а саме:

EU-OPS – регламентує правила і процедури сертифікації експлуатантів ПС ЦА. У цьому документі чітко визначені вимоги щодо підтримання ЛП ПС, які визначені в додатку до сертифікату експлуатанта. Документ регламентує правила і процедури проведення експлуатаційної інспекції.

EASA Part-M – визначає основні правила виконання ТО і управління процесами підтримання ЛП експлуатантом.

EASA Part-145 – визначає вимоги до організацій з ТО, а також правила і процедури їх схвалення (сертифікації).

EASA Part-147 – визначає вимоги до організацій з підготовки персоналу з ТО, а також правила і процедури їх схвалення (сертифікації).

EASA Part-66 – встановлює ліцензійні (сертифікаційні) вимоги для персоналу з ТО, визначає категорії персоналу, перелік модулів авіаційної підготовки, необхідну глибину знань кожного модуля залежно від категорії персоналу, визначає процедури перегляду категорій персоналу, вводить спеціальні процедури сертифікації персоналу ТО за наявності базової академічної авіаційної освіти тощо.

Запитання та завдання для самоперевірки

1. Який склад сертифікаційного базису?
2. Дайте визначення поняття «поточний ремонт».
3. Дайте визначення поняття «капітальний ремонт».
4. У чому полягає сутність MRO?

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Конструкция и прочность воздушных судов: учеб. пособ. / Ж. С. Черненко, Н. Г. Сабитов, В. В. Гаража и др. Киев: КИИГА, 1988. 88 с.
2. Сабитов Н. Г. Конструкция и прочность воздушных судов: учеб. пособ. Киев: КИИГА, 1988. 268 с.
3. Зайцев В. Н., Рудаков В. Л. Конструкция и прочность самолетов: учеб. пособ. Киев: Вища шк., 1978. 488 с.
4. Кривцов В. С., Карпов Я. С., Федотов М. М. Инженерні основи функціонування і загальна будова аерокосмічної техніки: підручн. для вищ. навч. закладів (напряв «Авіація і космонавтика»). Ч. 1. Харків: Нац. аерокосмічний ун-т «Харк. авіац. ін-т», 2002. 468 с.
5. Кривцов В. С., Карпов Я. С., Федотов М. М. Инженерні основи функціонування і загальна будова аерокосмічної техніки: підручн. для вищ. навч. закладів (напряв «Авіація і космонавтика»). Ч. 2. Харків: Нац. Аерокосмічний ун-т «Харк. авіац. ін-т», 2002. 723 с.
6. Кулик Н. С. Энциклопедия безопасности авиации / под ред. Н. С. Кулика. Киев: Техника, 2008. 1000 с.
7. Бабак В. П. Безпека авіації / за ред. В. П. Бабака. Київ: Техніка, 2004. 584 с.
8. Терещенко Ю. М. Теорія теплових двигунів. Термогазодинамічний розрахунок газотурбінних двигунів: навч. посіб. / за ред. Ю. М. Терещенка. Київ: Вид-во Нац. авіац. ун-ту «НАУ-друку», 2009. 328 с.
9. Терещенко Ю. М., Бойко Л. Г., Мамлюк О. В. Газотурбінні двигуни літальних апаратів: підручник / за ред. Ю. М. Терещенка. Київ: Вища шк., 2000. 319 с.
10. Терещенко Ю. М. Теорія теплових двигунів: підручник / за ред. Ю. М. Терещенка. Київ, Вища шк., 2001. 382 с.
11. Богуслаев В. А., Качан А. Я., Мозговой В. Ф. Конструкция и техническое обслуживание авиационных двигателей: учеб. пособ. / под ред. В. А. Богуслаева. Запорожье: Мотор Сич, 2008. 559 с.
12. Гаража В. В. Функциональные системы воздушных судов: учеб. пособ.; Київ: КИИГА, 1989. 402 с.
13. Комаров А. А. Основы авиации. Введение в специальность : учеб. пособ. Киев: Высш. шк., 1992. 267 с.

14. Кузмановски Ж. Светот на хеликоптерите. Скопје: Винсент Графика, 2003. 378 с.

15. Есичко Н. А. Основы авиации и космонавтики : учеб. пособ.; Киев: НАУ, 2001. 402 с.

16. Maksymov V. O., Zhuravlyova L. A., Akmal'dynova O. M. Introduction to the Speciality. Theory Guide. Kyiv, Osvita Ukrainy, 2018. 127 p.

17. Тимохин А. П. Моделирование стойки шасси самолета и анализ ее устойчивости (шимми) средствами Matlab\Simulink. Наука і молодь. Прикладна серія: збірник наукових праць. Київ: Вид-во Нац. авіац. ун-ту «НАУ-друк», 2010. С. 105-108.

18. Юцкевич С. С., Хижняк С. В. Конструкция конкретного типа воздушного судна. Самолет Ан-140 : учеб. пособ. Киев: НАУ, 2013. 160 с.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ	3
ПЕРЕДМОВА	5
Розділ 1. ЛІТАЛЬНІ АПАРАТИ	6
1.1. Стислий історичний огляд.....	6
1.2. Принципи польоту літальних апаратів.....	16
1.2.1. Аеростатичні апарати.....	17
1.2.2. Аеродинамічні апарати.....	21
1.2.3. Реактивні апарати.....	22
1.2.4. Балістичні апарати.....	24
Розділ 2. АЕРОМЕХАНІКА ТА ДИНАМІКА ПОЛЬОТУ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ	27
2.1. Розвиток аеродинаміки як науки.....	27
2.2. Характеристика атмосфери Землі.....	39
2.3. Основні фізичні властивості газів.....	43
2.4. Основні відомості з кінематики газу.....	45
2.5. Основні закони аеродинаміки.....	45
2.6. Обтікання тіл потоком повітря.....	48
2.7. Геометричні характеристики крила.....	51
2.8. Аеродинамічні сили та коефіцієнти.....	55
2.9. Особливості аеродинаміки надзвукових швидкостей.....	63
2.10. Аеродинаміка повітряних гвинтів літаків.....	71
Розділ 3. ДИНАМІКА ПОЛЬОТУ	77
3.1. Балансування, стійкість та керованість літальних апаратів.....	77
3.1.1. Поздовжня рівновага, стійкість та керованість.....	84
3.1.2. Шляхова рівновага, поперечна стійкість та керованість.....	90
3.1.3. Бічна статична стійкість.....	93
3.1.4. Поперечна статична стійкість.....	94
3.2. Горизонтальний політ.....	97
3.3. Підйом і зниження.....	101
3.4. Зліт та посадка.....	103
3.5. Віраж.....	105
Розділ 4. ЗАГАЛЬНІ ВІДОМОСТІ ПРО ЛІТАКИ ТА СИЛИ, ЩО ДІЮТЬ НА НИХ У ПОЛЬОТІ	109
4.1. Льотні характеристики літаків.....	109
4.2. Основні конструктивні елементи літака.....	110
4.3. Класифікація літаків.....	111
4.3.1. Класифікація літаків за призначенням.....	111
4.3.2. Класифікація літаків за аеродинамічною схемою.....	113
4.3.3. Класифікація літаків за конструктивними ознаками.....	119

4.4.	Загальні вимоги до конструкції літака.....	128
4.5.	Авіаційні матеріали.....	129
4.6.	Сили, що діють на повітряне судно в польоті.....	130
4.7.	Навантаження літака в криволінійному польоті.....	132
4.8.	Поняття «перевантаження».....	133
4.9.	Норми льотної придатності.....	135
Розділ 5. КОНСТРУКЦІЯ Й РОБОТА ОСНОВНИХ ЧАСТИН ЛІТАКА.....		
5.1.	Крило.....	138
5.1.1.	Навантаження, що діють на крило.....	142
5.1.2.	Робота крила під навантаженням.....	145
5.1.3.	Конструкція й робота конструктивних елементів крила.....	147
5.1.4.	Конструктивно-силові схеми крил.....	152
5.2.	Механізація крила.....	154
5.3.	Оперення.....	161
5.4.	Фюзеляж.....	161
5.4.1.	Геометричні характеристики.....	163
5.4.2.	Навантаження фюзеляжу.....	165
5.4.3.	Конструкції фюзеляжів.....	167
5.4.4.	Основні фізіолого-гігієнічні вимоги до герметичних кабінів.....	174
5.4.5.	Закони регулювання тиску повітря в герметичних кабінах.....	175
5.4.6.	Герметизація кабінів.....	176
5.5.	Шасі.....	176
5.5.1.	Основні схеми шасі літака.....	177
5.5.2.	Сили, які діють на шасі літака.....	181
5.5.3.	Основні частини і силові схеми шасі.....	182
5.5.4.	Авіаційні колеса.....	184
5.5.5.	Гальма коліс шасі.....	184
5.5.6.	Амортизатори.....	186
5.5.7.	Коливання носового стояка.....	187
Розділ 6. ДВИГУНИ ТА СИЛОВІ УСТАНОВКИ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН.....		
6.1.	Загальні положення.....	190
6.2.	Двигуни.....	190
6.2.1.	Поршневі двигуни.....	192
6.2.2.	Повітряно-реактивні двигуни.....	197
6.3.	Обладнання силових установок.....	215
Розділ 7. ФУНКЦІОНАЛЬНІ СИСТЕМИ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН.....		
7.1.	Загальні відомості.....	219
7.2.	Система керування.....	219
7.3.	Паливна система.....	225
7.4.	Масильна система.....	228

7.5.	Гідравлічні системи.....	229
7.6.	Системи життєзабезпечення екіпажу і пасажирів.....	232
7.7.	Протиобліднивальна система.....	235
7.8.	Противожежна система.....	238
Розділ 8. ВЕРТОЛЬОТИ.....		
8.1.	Загальні відомості.....	240
8.2.	Основи аеродинаміки вертольота.....	244
8.3.	Конструкція вертольота.....	258
8.3.1.	Несучі гвинти.....	258
8.3.2.	Кермові гвинти.....	261
8.3.3.	Фюзеляж.....	262
8.3.4.	Шасі.....	262
8.3.5.	Система керування.....	263
8.3.6.	Трансмсія.....	267
Розділ 9. МІЖНАРОДНЕ ТА ДЕРЖАВНЕ РЕГУЛЮВАННЯ АВІАЦІЙНОЇ ДІЯЛЬНОСТІ.....		
9.1.	Конвенція про міжнародну цивільну авіацію.....	270
9.2.	Основні міжнародні і регіональні організації, пов'язані з регулюванням діяльності цивільної авіації.....	274
9.2.1.	Міжнародна організація цивільної авіації.....	274
9.2.2.	Міжнародна асоціація повітряного транспорту.....	278
9.2.3.	Основні європейські авіаційні організації.....	278
9.2.4.	Зобов'язання і відповідальність держави згідно з Чиказькою конвенцією.....	279
9.3.	Норми льотної придатності.....	283
Розділ 10. ПІДТРИМАННЯ ЛЬотної ПРИДАТНОСТІ ЦИВІЛЬНИХ ПОВІТРЯНИХ СУДЕН.....		
10.1.	Загальні відомості.....	288
10.2.	Класифікація видів і процедур підтримання льотної придатності повітряних суден.....	288
10.3.	Нормативна база підтримання льотної придатності цивільних повітряних суден.....	290
СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ.....		
		291

Навчальне видання

ІГНАТОВИЧ Сергій Ромуальдович
ПОПОВ Олександр Вікторович
МАКСИМОВ Володимир Олексійович
ЗІМІН Валерій Євгенович
КАЗАНЕЦЬ Віталій Іванович
ЗАКІЄВ Вадим Ісламович
КРАСНОПОЛЬСЬКИЙ Володимир Сергійович

ОСНОВИ АВІАЦІЇ
(ВСТУП ДО СПЕЦІАЛЬНОСТІ)
Підручник

В авторській редакції

Технічний редактор *А. І. Лавринович*
Дизайн обкладинки *О. О. Зайцевої*
Комп'ютерна верстка *Н. В. Чорної*

Підп. до друку 22.05.2023. Формат 60x84/16. Папір офс.
Офс. друк. Ум. друк. арк. 17,20. Обл.-вид. арк. 18,5.
Тираж 50 прим. Замовлення № 60-1.

Видавець і виготівник
Національний авіаційний університет
03058. Київ-58, проспект Любомира Гузара, 1.

Свідоцтво про внесення до Державного реєстру ДК № 7604 від 15.02.2022.