

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ФАКУЛЬТЕТ АЕРОНАВІГАЦІЇ, ЕЛЕКТРОНІКИ ТА ТЕЛЕКОМУНІКАЦІЙ
КАФЕДРА АВІОНІКИ

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач випускової кафедри
_____ С.В. Павлова
«__» _____ 2022 р.

ДИПЛОМНА РОБОТА

(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)

ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ БАКАЛАВРА
ЗА СПЕЦІАЛЬНІСТЮ 173 «АВІОНІКА»

Тема: «Система запобігання критичних кутів атаки літака»

Виконавець: _____ Хомук Євгеній Євгенійович _____
(студент, група, прізвище, ім'я, по батькові)

Керівник: _____ доцент, Краснов Володимир Миколайович _____
(науковий ступінь, вчене звання, прізвище, ім'я, по батькові)

Нормоконтролер: _____ В.В.Левківський _____
(підпис) (П.І.Б.)

Київ 2022

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет аеронавігації електроніки та телекомунікацій

Кафедра авіоніки

Напрямок (спеціальність) 173 «Авіоніка»

(шифр, найменування)

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____ Павлова С.В.

«_____» _____ 2022р.

ЗАВДАННЯ

на виконання дипломної роботи

Хомука Євгенія Євгенійовича

1. Тема дипломної роботи: «Система запобігання критичних кутів атаки літака» затверджена наказом ректора від: « 06 » грудня 2021 р. № 2658 /ст
2. Термін виконання роботи : з 10.01.2022 по 28.02.2022
3. Вихідні дані до роботи: основні дані про особливості польоту та режимів роботи під час критичних кутів атаки, особливості польоту при звалюванні літака на великих кутах атаки, критичні режими посадки, інформаційний комплекс висотно-швидкісних параметрів літака, систему попередження критичних режимів польоту.
4. Зміст пояснювальної записки: Розділ 1. Загальна характеристика систем запобігання критичних режимів польоту; Розділ 2. Системи оповіщення та захисту наближення критичних кутів атаки; Розділ 3. Перспективні датчики системи попередження звалювання.

5. Перелік обов'язкового графічного (ілюстративного) матеріалу: зображення зриву потоку, структурна схема ІКВШП-148, органи управління і контролю ІКВШП, інформація по ІКВШП на КПП, блок сигналізації та його датчики, схема зв'язку СВКР-85, індикація КПП при режимах «Зліт», «Посадка», «Захід на 2е коло», Т-подібна компоновка пілотажно-навігаційних параметрів.

6. Календарний план-графік

№ пор.	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1	Підбір літератури		
2	Підготовка та написання 1 розділу		
3	Підготовка та написання 2 розділу		
4	Підготовка та написання 3 розділу		
5	Перевірка на антиплагіат та отримання рецензії на диплом		
6	Підготовка презентації та доповіді		

7. Дата видачі завдання: “ _____ ” _____ 202 р.

Керівник дипломної роботи _____

(підпис керівника)

(П.І.Б.)

Завдання прийняв до виконання _____

(підпис випускника)

(П.І.Б.)

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка до дипломної роботи: «Система запобігання критичних кутів атаки літака» складає : 74 сторінок, містить 34 рисунки і 11 використаних джерела.

Об'єкт дослідження: процес дослідження систем запобігання критичних кутів атаки літака та його звалювання.

Предмет дослідження: принципи та методи запобігання та індикації критичних кутів атаки, їх різновиди, умови виникання, попередження та запобігання за допомогою сучасних методів.

Мета роботи: дослідити та проаналізувати принципи роботи систем оповіщення та захисту наближення критичних кутів атаки, критичні режими польоту, методи та принципи роботи цих систем та агрегатів.

Методи дослідження: загальнонаукові фізичні методи, методи системного і порівняльного аналізу.

Прогнозні припущення щодо розвитку об'єкта дослідження: матеріали дипломної роботи рекомендуються використовувати при проведенні наукових досліджень, навчальному процесі та в практичній діяльності фахівців авіаційних конструкторських бюро.

КРИТИЧНИЙ РЕЖИМ, ПОЛІТ, ЛІТАК, ЛЬОТНІ ОБМЕЖЕННЯ, КУТ АТАКИ, КУТ КРЕНУ, ПЕРЕНАВАНТАЖЕННЯ, ІНТЕРФЕЙС, СИГНАЛІЗАЦІЯ, ЗВАЛЮВАННЯ, ВТРАТА ВИСОТИ.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ

ВСТУП

РОЗДІЛ 1. ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА СИСТЕМ ЗАПОБІГАННЯ КРИТИЧНИХ РЕЖИМІВ ПОЛЬОТУ

- 1.1. Критичні кути атаки
- 1.2. Мінімальна критична швидкість
- 1.3. Критичні режими посадки
- 1.4. Звалювання ПС на великих кутах атаки

РОЗДІЛ 2. СИСТЕМИ ОПОВІЩЕННЯ ТА ЗАХИСТУ НАБЛИЖЕННЯ КРИТИЧНИХ КУТІВ АТАКИ

- 2.1. Інформаційний комплекс висотно-швидкісних параметрів літака Ан-148
- 2.2. Система попередження критичних режимів польоту СПКР-85
- 2.3. Автомат кутів атаки та перенавантажень типу АУАСП-Р
- 2.4. Система попередження про наближення до звалювання літака Boeing 737 NG

РОЗДІЛ 3. ПЕРСПЕКТИВНІ ДАТЧИКИ СИСТЕМИ ПОПЕРЕДЖЕННЯ ЗВАЛЮВАННЯ

- 3.1. Попередження про наближення звалювання
- 3.2. Сучасні технології попередження звалювання
- 3.3. Напівпровідникові мікромеханічні датчики тиску
- 3.4. Чутливі елементи мікромеханічних датчиків тиску
- 3.5. Система обмеження кута атаки

ВИСНОВКИ

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ

ПС – повітряне судно

ЛА – літальний апарат

СВС – система повітряних сигналів

КПІ - командно-пілотажний індикатор

САУ – система автоматичного управління

СЕІ – система електронної індикації

КІСС – комплексна система індикації і сигналізації

СС – світлова сигналізація

ЗС – звукова сигналізація

ВСТУП

Основною ознакою якості функціональності авіаційної транспортної системи є, звичайно, безпека польотів, яка розглядається як складна та не менш вивчена в галузі експлуатації повітряного транспорту. У зв'язку з цим першочергового значення набувають питання вдосконалення вимірювального механізму та управління безпеки польотів, підвищення точності та об'єктивності оцінки. В даний час оцінка безпеки польотів в основному здійснюється за несприятливими подіями на кшталт «авіаційна пригода». У цьому відповідні показники малоприматні з метою управління безпекою польотів, оскільки характеризуються низькою інформативністю і безпосередньо пов'язані з параметрами функціонування авіаційної транспортної системи.

Перспективним напрямом розв'язання цих завдань є оцінка якості виконання польотів за їх визначальними параметрами. У цьому випадку виходять з тих змістовних міркувань, що у процесі польоту безпосередньо реалізується цільове призначення всієї авіаційної транспортної системи, а визначальні параметри є інтегральними характеристиками, з якими пов'язується уявлення про його якість та які обмежуються з умов забезпечення безпеки польотів.

При русі повітря літака на всі його частини діють аеродинамічні сили. Основною частиною літака, що підтримує його у повітрі, є крило. Величина і напрямок аеродинамічних сил, що діють на крило, значною мірою визначаються формою профілю крила, контуром його в плані й вид спереду. Найбільшого поширення на літаках набули трапецієподібні, прямі та стрілоподібні крила. Крило зазвичай має площину симетрії, що збігається з площиною симетрії літака.

Тому, можна розглянути основні геометричні характеристики крила.

Хорда профілю крила – відрізок прямий, що сполучає ребро атаки з ребром обтікання. Істотним геометричним параметром профілю є його кривизна, яка характеризується кривизною середньої лінії профілю. Середньою лінією профілю називають лінію, що з'єднує середини відрізків профілю, перпендикулярних хорді. Кривизною профілю f називається відстань між хордою і середньою лінією профілю.

Еліпсовидні крила володіють найкращою аеродинамічною якістю але через складності виробництва вони широкого поширення не набули. Трапецієподібне крило є найпоширенішою формою крила. Сучасна реактивна техніка має стрілоподібну форму крила.

Форма крила характеризується розмахом, подовженням, площею та звуженням. Розмахом крила називають площу, яка обмежена контуром крила. Звуженням називають відношення корневої хорди до кінцевої. Подовження крила – відношення розмаху крила до середньої аеродинамічної хорди. Кутом стріловидності називають кут, укладений між лінією фокусів та поперечною віссю літака. Крила сучасних транспортних літаків мають стріловидність $\chi = 25 - 37^\circ$. Кутом поперечного крила називають кут, укладений між поперечною віссю літака та нижньою поверхнею крила. Кут поперечного крила може бути позитивним чи негативним і становить сучасних літаків “V”= $-1...+5^\circ$. Позитивне поперечне крила покращує поперечну стійкість літака та створює велику безпеку при посадці.

З метою покращення льотних характеристик літака на крилах застосовується геометрична та аеродинамічна крутки. Геометричною круткою називають зміну кута установки профілів вздовж розмаху крила. Аеродинамічно закрученим крилом називається крило, яке набрано з різних профілів за товщиною, кривизною та за типом.

Середня аеродинамічна хорда крила – це хорда умовного прямокутного крила, рівновеликого за площею крилу даного літака та еквівалентного йому за своїми аеродинамічною силою та моментом.

Безпека польотів залежить від багатьох факторів одними із основних є недопущення польоту на критичних режимах і як виняток недопущення виходу на критичні кути атаки, тому захист від критичних режимів є актуальним для підвищення безпеки польотів.

РОЗДІЛ 1

ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА СИСТЕМ ЗАПОБІГАННЯ КРИТИЧНИХ РЕЖИМІВ ПОЛЬОТУ

Критичні режими польоту - це загальна назва для всіх станів літака, що відрізняються від нормального польоту. При виході на них літак перевищує певний критичний параметр. При попаданні в такий режим потрібна певна техніка пілотування, відмінна від техніки пілотування на експлуатаційних режимах.

1.1. Критичні кути атаки

У всі часи існування авіації однією з головних небезпек для літака було звалювання його в штопор через втрати швидкості. Так зазвичай говорили раніше, але правильніше сказати – через збільшення кута атаки вище його критична величина. За такого кута атаки порушується плавність обтікання крила потоком, тобто відбувається зрив потоку на верхній поверхні крила. При цьому різко зменшується підйомна сила. Так як повної симетричності обтікання зазвичай не буває, то зрив виникає на якомусь одному крилі. Тому літак звалюється на крило – на те, на якому виник зрив – і перетворюється на штопор. Кут атаки може зрости до критичного значення або за втрати швидкості, або зі збільшенням навантаження у процесі маневрування, а також при польоті на великій висоті поблизу стелі літака, особливо над грозовою хмарністю. При цьому на великій висоті польоту через малої приладової швидкості (тобто малого швидкісного напору) можливий також прояв нестійкості літака по кутку атаки – тенденція до його мимовільного збільшення.

Це все добре відомо тим, хто літає на маневрених літаках, особливо на винищувачах. Проте фізична суть цих явищ абсолютно однакова для літаків всіх типів. Зазвичай пасажирські літаки, тим паче великі, не літають на гранично малих швидкостях і не роблять енергійних маневрів. У цивільній авіації багато, очевидно, вважають, що незвичайні ситуації, в яких пасажирський літак може втратити швидкість і вийти на критичний кут атаки, цілком виключені. На жаль, льотна практика, як у нас, так і за кордоном говорить про протилежне. По «закону Мерфі» («що може статися – колись станеться») іноді це відбувається. Багато фактів

підтверджують, що таке трапляється, і тоді в більшості це закінчується катастрофою з загибеллю людей. Хоча насправді, якщо льотчик підготовлений, звалювання і вхід літака в штопор, як правило, можна запобігти. Як приклади назву такі катастрофи, як те, що сталося на Ту-154 багато років тому Казахстані, коли льотчик літака Ту-154 знижувався на режимі зриву з великої висоти і весь час тягнув на себе штурвал, мабуть, сподіваючись так припинити зниження. А фактично він не давав літаку опустити ніс і набрати швидкість. І так до землі.

Або А-310 під Кременчуком, що розбився кілька років тому, катастрофа Ту-154 в районі Іркутська, а інша у районі Донецька.

Всі ці випадки характерні тим, що втративши швидкість і потрапивши на великі кути атаки, льотчики не зробили головного – не віддали штурвал від себе для зменшення кута атаки.

Підйомна сила крила утворюється в результаті того, що швидкість потоку, обтікає крило зверху, більше, ніж швидкість потоку під крилом (через його шлях зверху крила від передньої його кромки до задньої довше). За так званим законом Бернуллі, чим більша швидкість потоку, тим менший у ньому тиск. Ось ця різниця тиску повітря зверху та знизу крила та створює підйомну силу. У нормальному польоті, при не занадто великому куті атаки, якщо літак починає кренитися, наприклад, вліво, льотчик (або автопілот) відхиляє ручку управління (або штурвал) проти крену. Елерон на консолі крила, що опускається, відхиляється вниз, збільшуючи цим її кут атаки (змінюючи її профіль).

Струмінь під крилом гальмується, підвищуючи тиск, а зверху крила потік прискорюється, знижуючи тиск. Підйомна сила цієї консолі збільшується. А на правій консолі елерон відхиляється вгору, зменшуючи кут атаки та підйомну силу. В результаті літак виходить із лівого крену.

Однак якщо кут атаки крила занадто великий, близький до критичного, відхилення елерону вниз призводить до порушення плавності течії повітря зверху крила і до його завихрення. Це – зрив потоку, в результаті чого швидкість його

протікання ня різко падає, а тиск зростає. Підйомна сила цієї консолі крила так само різко зменшується, а на іншій консолі підйомна сила зберігається. Через різницю підйомної сили на консолях крила літак збільшує крен, який льотчик хотів зменшити, і починає обертатися, переходячи в зниження та потім у падіння. Це є штопор.

Треба сказати, що за перевищення критичного кута атаки в польоті без крену зрив потоку зазвичай теж відбувається на одній консолі крила, так як повної симетрії не буває – грає роль навіть незначне ковзання літака.

Зі сказаного випливає фундаментальний висновок – при польоті на великому куті атаки (на малій швидкості) категорично не можна протидіяти кренінню елеронами.

Крен у таких випадках треба прибирати тільки кермом повороту, тобто педалями. Інакше можна спровокувати штопор.

Сучасні пасажирські літаки значно автоматизовані, і це, звичайно, полегшує роботу льотчика, особливо у складних метеоумов і вночі. Проте автоматизація має і негативний бік. У разі її відмови або ж неможливості використання наземної системи, що забезпечує політ літака необхідною траєкторією для заходу на посадку, доводиться пілотувати «по-старому». А звикнувши літати в автоматичному режимі, льотчики втрачають навички ручного пілотування, тим більше в складних метеоумовах (навіть тренування на тренажерах, наскільки я знаю, переважно проводяться в автоматичному режимі).

На великих кутах атаки характер обтікання літака повітряним потоком його аеродинамічні характеристики зазнають суттєвих змін. На кутах атаки, близьких до критичних, з'являються місцеві зриви потоку крилі, які при подальшому збільшенні кута атаки розвиваються, захоплюючи все більшу поверхню крила.

Транспортні літаки зазвичай здійснюють польоти на кутах $1 - 7^\circ$, і вихід на великі кути атаки (більше $12 - 15^\circ$), близькі до критичних, можливий при потужних висхідних потоках повітря, грубих помилках у пілотуванні, відмови в системі

управління або інтенсивному зледеніння. Дельтаплани, мають можливість літати на великих кутах атаки та їх критичні кути атаки значно більші.

При підході до великих кутів атаки будь-який літальний апарат (ЛА) повинен мати ознаки великих кутів атаки: природні чи штучно створені.

До природних ознак відносяться тряска або посмикування органів управління, похитування ЛА по крену, курсу та тангажу. Природні ознаки повинні бути чітко виражені та добре помітні для пілота. За відсутності чітко виражених природних ознак на літаках створюються штучні попереджувальні ознаки наближення до великих кутів атаки: тряска штурвала управління, що штучно збуджується, частотою 10 – 12 Гц, звукова та світлова сигналізації.

Всі критичні режими польоту можна розділити на дві основні групи: режими малого кута атаки (складання) та режими великого кута атаки (зриви).

Звалювання. Це режими, коли в результаті різкого зменшення кута атаки у літака відбувається підворот передньої кромки – повний (фронтальне додавання), або частковий (асиметричне додавання). Причинами до зложення є попадання літака в область зниженого тиску, нерівномірне обтікання крила навколишнім повітрям. Зложення цілком здатні виникнути мимоволі, внаслідок турбулентності. Більше того, можна сказати що зложення це нормально і потрібно, тому що деформуючись літак уникає надмірних сходів з курсу або навіть перекидів, які інакше були б неминучі в сильно турбулентному повітрі.

Зривні режими. Виникають внаслідок надмірного падіння повітряної швидкості всього крила (повний зрив) або однієї консолі (асиметричний зрив, негативна спіраль). На відміну від додавань, зриви практично ніколи не виникають спонтанно. У 99% випадків зрив є наслідком дій пілота - перетягування клевант.

Окремо стоїть режим глибокої спіралі, що виникає або в результаті дій пілота, або є наслідком інших режимів.

Існує ще одна категорія режимів, що належать до критичних, але існують виключно у штучному вигляді. Це режими "великі вуха", "Б-зрив".

Штопор літака – це некерований рух літака по спіральній траєкторії малого радіусу на закритих кутах атаки. Причиною штопора є самообіг (авторотація) крила.

Ніхто не знав, як можна вивести літак зі штопора, поки це завдання вирішив російський льотчик К.К. Арцеулов, який у 1916 р. навмисно ввів літак у штопор і, виконавши три витки, благополучно вивів літак із нього. Пишновим у його праці «Штопор літака». Звалення літака в штопор є наслідком грубих помилок у пілотуванні та зустрічається у практиці льотної експлуатації вкрай рідко.

Розглянемо, як змінюються підйомна сила та лобовий опір у опускається і піднімається напівкрил при накресненні літака на кутах атаки $\alpha < \alpha_{\text{крит}}$ та $\alpha > \alpha_{\text{крит}}$.

При нахиленні літака відбувається збільшення кутів атаки у крила, що опускається, і зменшення у піднімається. Внаслідок зміни кутів атаки коефіцієнти $C_{y\alpha}$ та $C_{x\alpha}$ також змінюються:

- $\alpha < \alpha_{\text{крит}}$ – при нахиленні на праве півкрило $C_{y\alpha}$ та $C_{x\alpha}$, на цьому напівкрилі збільшуються, але в лівому – зменшуються. Тому на літаку створюються демпфуючий та відновлюючий моменти;
- $\alpha > \alpha_{\text{крит}}$ – поведінка літака змінюється: повідомлене крилу обертання при відхиленні елеронів або при пориві не тільки не гальмується, але навпаки ще більше посилюється. Це явище - самообіг або авторотація - лежить в основі штопора літака.

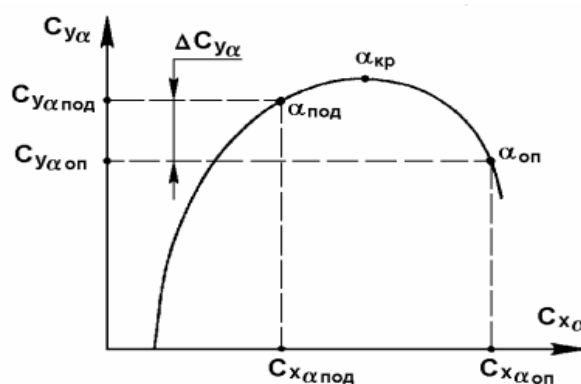


Рис.1.1. Зміна коефіцієнту $C_{y\alpha}$ і $C_{x\alpha}$ півкрил при крененні

Справді, із (рис. 1.1) видно, що у крила, що опускається, $C_{y\alpha}$ зменшується, а $C_{x\alpha}$ збільшується. У напівкрила, що піднімається, $C_{y\alpha}$ збільшується, а $C_{x\alpha}$ зменшується.

Момент різниці лобового опору щодо вертикальної осі викликає обертання літака навколо неї в бік напівкрила, що опускається.

Таким чином виникає мимовільне обертання (авторотація) крила навколо поздовжньої осі ОХ (через різницю підйомних сил) і навколо вертикальної осі ОУ (через різницю лобових опорів). Розрізняють два види штопора: крутий і плоский, що відрізняються між собою нахилом траєкторії літака до горизонту, втратою висоти за один виток та іншими характеристиками. Завдяки великим закритичним кутам атаки, значному запізнюванню при виведенні літака із штопора та великої втрати висоти при цьому плоский штопор набагато небезпечніший за крутий.

Перерахуємо фактори, що впливають на штопор: положення центру тяжкості, рознесення вантажів, ковзання (аеродинамічне затінення кермів), величина та напрямок пориву вітру. Порядок виведення зі штопора описується в Посібниках з льотної експлуатації деяких типів літаків.

Розглянемо можливість виникнення критичних режимів при заході на посадку, так як це може призвести до аварії літака. При зниженні та заході на посадку може виникнути звалювання через вихід на закритичні кути атаки, що призводить до втрати керування.

Для визначення безпеки польоту на великих кутах атаки розглянемо координатну і векторну діаграми розподілу коефіцієнта тиску по несиметричному профілю крила при $\alpha > 0$ (рис.1.2).

На ділянках ПВ швидкість потоку менше ніж швидкість незбуреного потоку (V_∞). Поблизу задньої кромки профілю швидкість потоку знову стає менше швидкості незбуреного потоку. При цьому розподіл тисків над і під профілем має різні картини. Результатом цього є створення підйомної сили:

$$Y = C_y \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S$$

де $C_y = f(\alpha)$ – коефіцієнт підйомної сили; ρ – густина потоку повітря; V – швидкість польоту; S – площа крила літака.

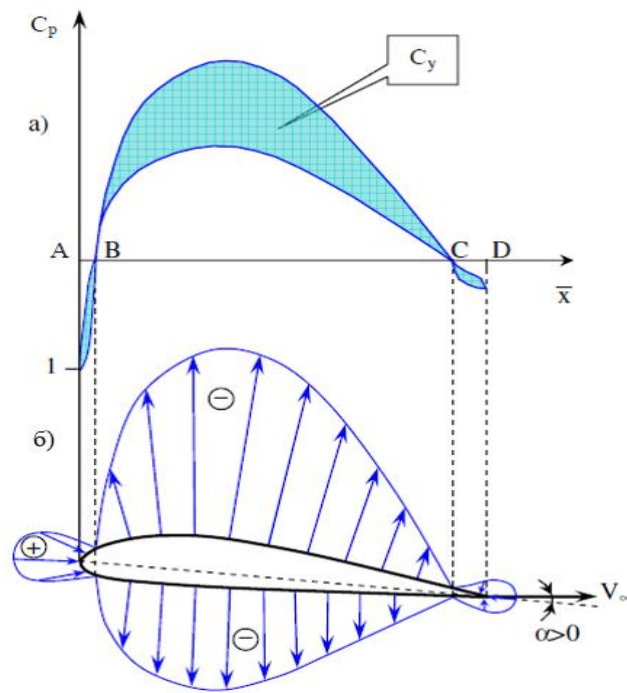


Рис.1.2. Діаграми розподілу коефіцієнта тиску по несиметричному профілю крила при $\alpha > 0$: а) координатна діаграма; б) векторна діаграма

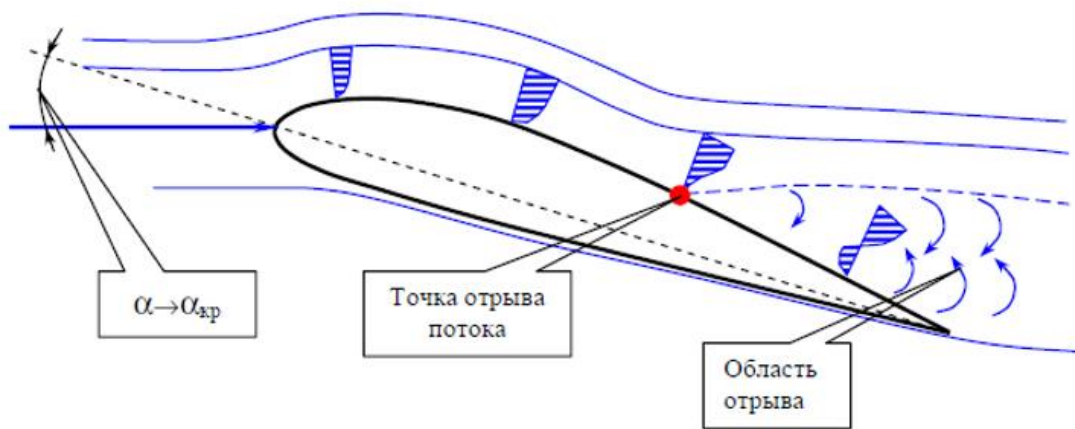


Рис.1.3. Зрив потоку

При збільшенні кута атаки α до набігаючого потоку (кривизна поверхні профілю збільшується), і при досягненні якоїсь величини близької до $\alpha_{кр}$ на кінці верхньої поверхні профілю зароджується відрив прикордонного шару (рис. 1.3).

При подальшому збільшенні кута атаки точка відриву прикордонного шару починає швидко переміщатися по верхній поверхні профілю, виникає зона обширного зриву потоку. Що призводить до різкого зменшення C_y і різкого зростання C_x (рис.1.4), якщо літак уповільнює рух, то для збереження підйомної сили, що

компенсує його вагу, необхідно збільшувати кут атаки. Таким чином, при деякій досить малій швидкості польоту, званої швидкістю звалювання, кут атаки досягає критичного значення, і літак стає некерованим.

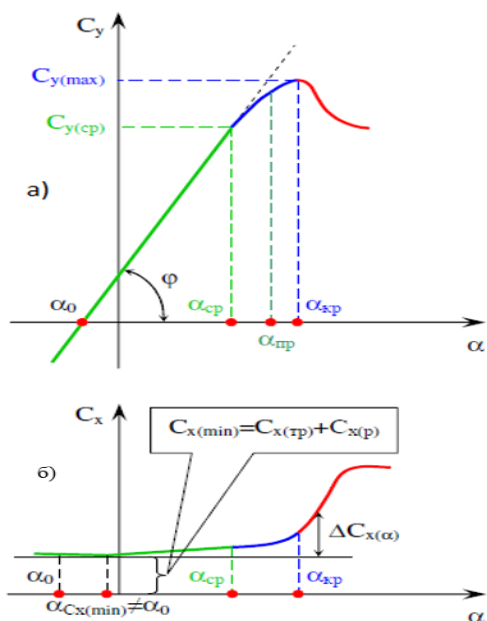


Рис.1.4. Залежності аеродинамічних характеристик від кута атаки α :

а) коефіцієнта підйомної сили C_y ; б) коефіцієнта сили опору C_x .

Швидкість звалювання при виконанні розвороту або в польоті з маневруванням виявляється дещо більше, ніж у прямолінійній сталому польоті, так як для виконання маневру потрібно, щоб підйомна сила перевищувала вагу літака.

1.2. Мінімальна критична швидкість

Для початку давайте виділимо характерні швидкості польоту для цього розглянемо (рис.1.5) криві Жуковського.

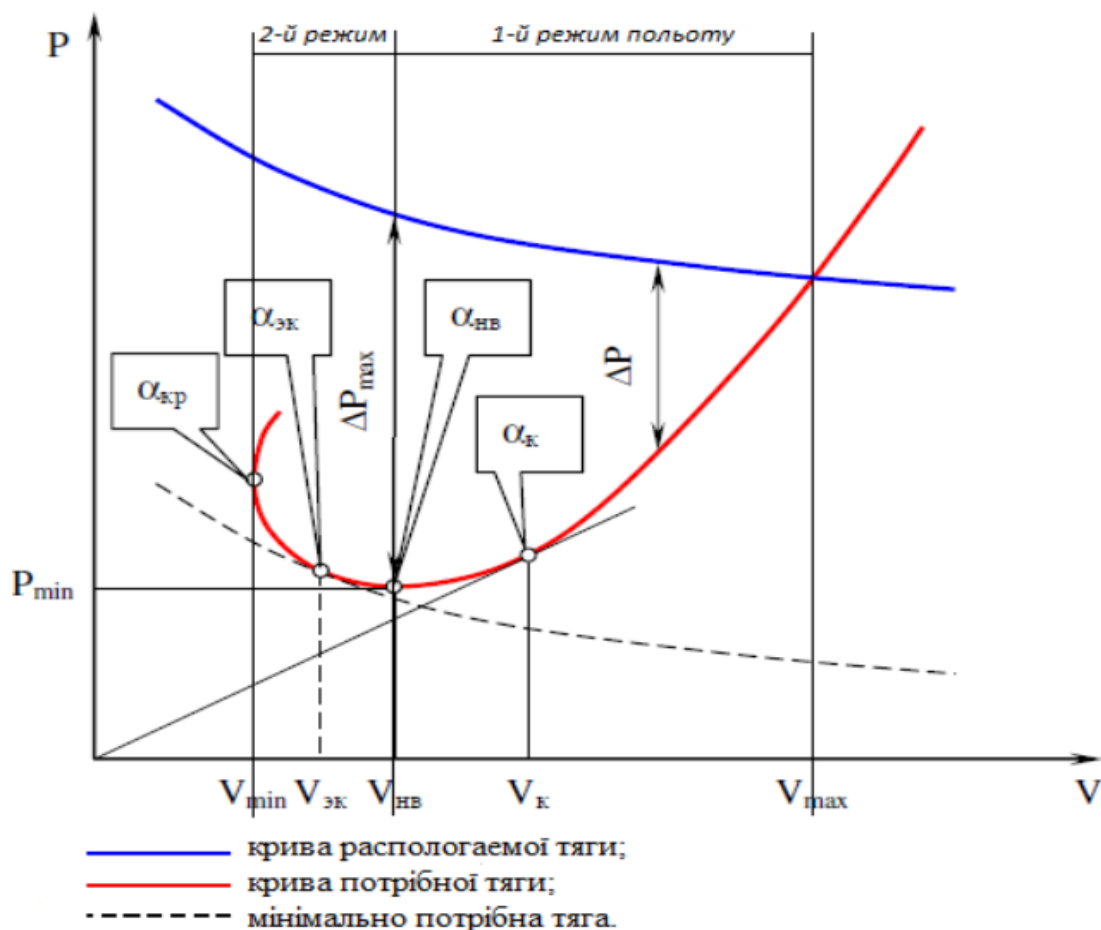


Рис.1.5. Криві Жуковського

Як видно з рис. 1.5 максимальна аеродинамічна якість досягається при польоті на найвигіднішому куті атаки $\alpha_{нв}$.

Швидкість, яка відповідає найвигіднішому куті атаки, називається найвигіднішою швидкістю $V_{нв}$.

Політ на швидкості більшій за $V_{нв}$ називається польотом на першому режимі, а політ на швидкості меншій за $V_{нв}$ – польотом на другому режимі. Кордоном 1-го і 2-го режиму польоту є $V_{нв}$.

Політ на другому режимі пов'язаний з підвищеною небезпекою, оскільки відбувається поблизу швидкості зриву і може виконуватися тільки на літаку з великим запасом тяги і з високою прийомистістю двигуна. Техніка виконання вимагає спеціального тренування. Другий режим використовується як прохідний лише на посадці від моменту вирівнювання і до торкання.

Кут атаки, близький до найвигіднішого (трохи більший ніж $\alpha_{нв}$) відповідає максимальному надлишку тяги ΔP_{max} .

Якщо провести дотичну до кривої потрібної тяги з початку координат, то точка дотику визначить режим польоту, який називається крейсерським. Крейсерському режиму польоту відповідає мінімальне відношення $\frac{P}{V}$ і крейсерська швидкість:

$$V_k \approx 1.3 \cdot V_{HB}$$

Мінімальній потрібній тязі відповідає економічний кут атаки $\alpha_{ек}$, і економічна швидкість $V_{ек}$.

Критичний кут атаки $\alpha_{кр}$ і відповідна йому мінімальна теоретична швидкість польоту V_{min} визначаються проведенням дотичної до кривої потрібної тяги паралельної осі ординат.

Отже, в ідеалі швидкість заходу на посадку повинна рівнятися V_{min} але так як вона відповідає критичному куту атаки то дуже великий ризик піти на позамежні кути атаки і зірватися в звалювання, щоб цього уникнути розраховується швидкість заходу на посадку $V_{зп}$. Ця швидкість повинна перевищувати швидкість звалювання літака в посадковій конфігурації V_c і вибирається з умови:

$$V_{з.п} \geq 1.3 \cdot V_c$$

де

$$V_c = \sqrt{\frac{2 \cdot (G - P \cdot \sin \alpha_{кр})}{C_{ymax} \cdot \rho \cdot S}}$$

або

$$V_{з.п} \geq 1.05 \cdot V_{е.п}$$

де, $V_{е.п}$ – мінімальна еволютивна швидкість посадки.

Мінімальною еволютивною швидкістю називається мінімальна швидкість, при якій в разі відмови критичного двигуна в режимі прямолінійного руху польоту без крену і ковзання забезпечується можливість за допомогою одних тільки основних аеродинамічних органів управління відновлювати керування літаком, а потім зберігати сталий прямолінійний політ на цій швидкості при крені не більше 5° . При цьому градієнт зниження не повинен перевищувати 5%.

У той же час швидкість заходу на посадку не повинна перевищувати максимально допустиму швидкість в даній конфігурації, обрану з умов міцності конструкції літака. Така швидкість $V_{зп}$ дозволяє виконувати необхідні маневри з метою усунення можливих відхилень від розрахункової глісади. Кут нахилу розрахункової глісади $\theta_{гг}$ повинен бути в межах $(-2^{\circ}40'') \div (-3^{\circ})$. Так як захід на посадку виконується в посадковій конфігурації літака (механізація крила і шасі випущені), то для забезпечення допустимої вертикальної швидкості зниження, режим роботи силової установки повинен бути вище або рівним режиму польотного малого газу. Коректування траєкторії руху літака на глісаді, особливо щодо зменшення вертикальної швидкості зниження, повинна проводитися за рахунок тяги силової установки і зміни кута атаки. Спроба зменшити вертикальну швидкість тільки шляхом збільшення кута атаки може призвести до збільшення лобового опору, виходу літака на критичні режими польоту, що не тільки ускладнює пілотування, але й створює передумову до звалювання.

1.3. Критичні режими посадки

Найбільш часто критичні режими польоту виникають при заході на посадку, так як мінімальні швидкості вимагають підвищення підйомної сили крила яке можливе за рахунок збільшення кута атаки. Критичні режими посадки можуть бути різного характеру, найбільш небезпечними є:

- просадка (втрата висоти);
- кабіруючий (пикіруючий) момент двигунів;
- несприятливі метеоумови і т.д.

При виведенні літака зі зниження, потрібна для виконання маневру висота ΔH (втрата висоти) може бути значною. У зв'язку з цим вивід літака зі зниження необхідно починати з таким розрахунком, щоб він був закінчений на безпечній висоті:

$$H = H_0 + \Delta H$$

У практиці льотної експлуатації використовується термін "просадка", під яким розуміється втрата висоти ΔH від моменту, коли поздовжня вісь літака займе горизонтальне положення до моменту, коли літак перейде в горизонтальний політ. При виведенні зі зниження необхідно враховувати запізнювання показань висотоміра,

а також збільшення ефективного кута атаки на величину $\Delta\alpha$ за рахунок вертикальної швидкості V_y (рис. 1.6).

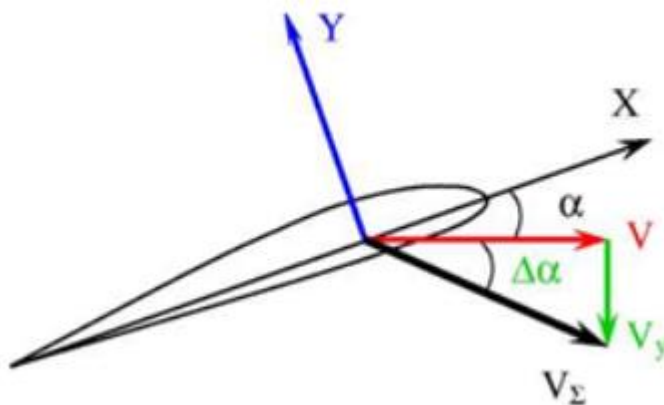


Рис.1.6. Збільшення кута атаки при виконанні маневру у вертикальній площині

Збільшення кута атаки за межі $\alpha_{зр}$ викликає зрив повітряного потоку на крилі. При виведенні зі зниження не рекомендується допускати ковзання і крен, так як і те й інше призводить до порушення симетричності обтікання літака, виникнення додаткових аеродинамічних моментів, ускладнення пілотування, підвищенню лобового опору, втраті швидкості.

Наступним небезпечним фактором при заході на посадку є пікіруючий (кабріруючий) момент, який створюється двигунами літака, розташованими вище (нижче) відносно центру мас літака (рис 1.7).

Для простоти будемо вважати, що поздовжній рух літака протікає у вертикальній площині, крен і ковзання відсутні.

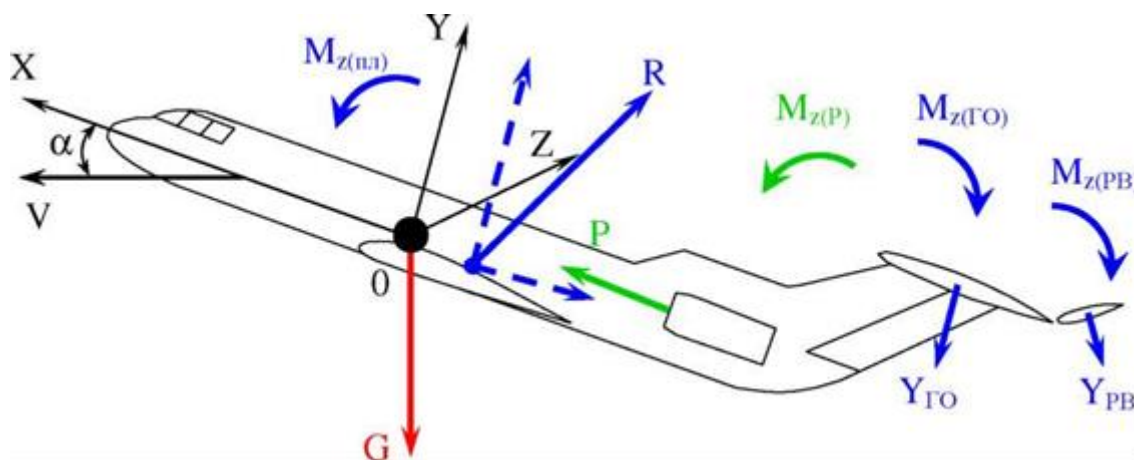


Рис. 1.7. Схема сил, що діють на літак і моменти тангажа

Так як лінії дії тяги силової установки P (рівнодіюча тяги двигунів) і аеродинамічної сили планера R (рівнодіюча аеродинамічних сил) в загальному випадку не проходять через центр мас літака, то вони створюють відповідні моменти щодо поперечної осі OZ зв'язаної системи координат: момент тангажа тяги $M_Z(P)$ і аеродинамічний момент тангажа планера $M_Z(пл)$. Результуючий момент тангажа, діючий на літак при повздовжньому русі дорівнює:

$$M_Z = M_{Z(пл)} + M_{Z(P)}$$

Знаки, кути, кутові швидкості та прискорення, відхилення важелів управління від прийнятих правил - позитивні зміни параметрів, які з'являються за годинниковою стрілкою при погляді на вісь OZ з центру ваги літака.

Негативні моменти, які прагнуть зменшити кут атаки, називаються пікіруючими, а позитивні, які прагнуть збільшити кут атаки, - кабріруючими.

Якщо використовувати поняття фокусу літака і перенести аеродинамічні сили з центру тиску в фокус, додавши аеродинамічний момент тангажа при нульовій підйомній силі M_{Z0} , то отримаємо схему сил і моментів тангажа, наведену на рис.1.8

Дійсно, при куті атаки нульової підйомної сили α_0 підйомна сила літака $Y_a = 0$, на літак діє аеродинамічний момент тангажа (аеродинамічний момент тангажа при нульовій підйомній силі), що дорівнює:

$$M_{Z0} = m_{Z0} \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S \cdot b_A$$

де b_A - середня аеродинамічна хорда крила літака.

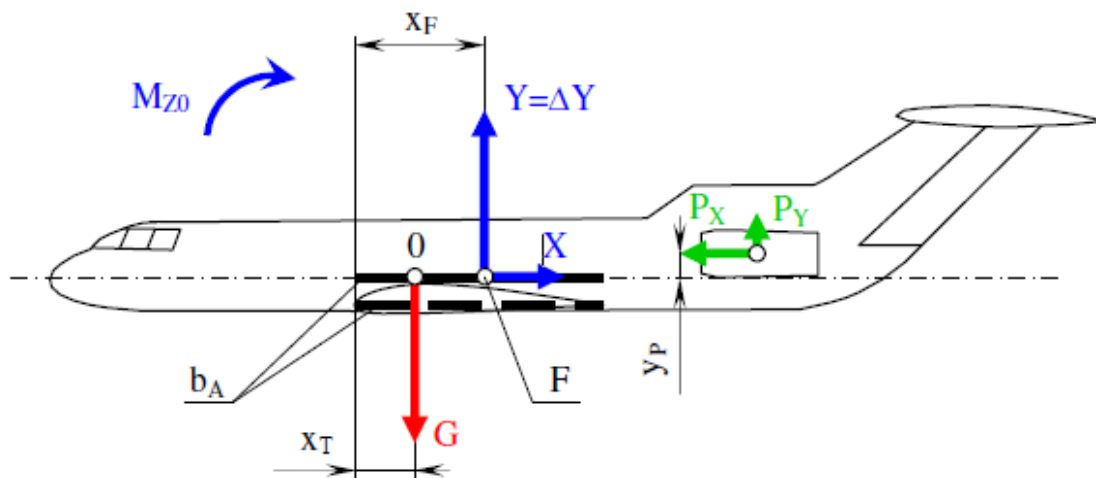


Рис. 1.8. Схема сил, що діють на літак

Цей момент створюється силою лобового опору відносно фокусу літака. При будь-якому куті атаки ($\alpha_0 < \alpha < \alpha_{\max}$) у фокусі літака з'явиться підйомна сила Y_a , яка створить аеродинамічний момент тангажа:

$$M_Z = M_{Z0} + Y(x_F - x_T)$$

Таким чином, аеродинамічний момент тангажа літака представляє суму моментів: моменту M_{Z0} не залежного від кута атаки, і моменту $Y(x_F - x_T)$ створюваного приростом підйомної сили $\Delta Y = Y$ яке виникає при зміні кута атаки і прикладено у фокусі літака.

Відстань від вершини проекції b_A середньої аеродинамічної хорди крила на вісь Ox до центру мас літака, виражена у відсотках довжини b_A , називається центруванням літака:

$$\overline{x_T} = \frac{x_T}{b_A} \cdot 100\%$$

Центровка порожнього літака наводиться в його формулярі. Положення центра ваги літака, а значить і його центровка, залежать від маси вантажу і кількості пасажирів, розміщення вантажу і пасажирів по довжині фюзеляжу, від маси палива, його розміщення і вироблення в процесі польоту, положення шасі (випущено, прибрано), переміщення вантажу і пасажирів. Визначення центрувань в практиці льотної експлуатації проводиться за номограмами (центрувальними графіками), центрувальними лінійками та іншими методами. Центрування робить основний вплив на характеристики стійкості і керованості літака.

Момент тангажу M_{ZX} , створюваний поздовжньою силою X , порівняно малий, так як плече сили сила X щодо осі Oz зазвичай мала. При зміні кут атаки в польоті сила X змінює знак і близька до нуля при середніх кутах атаки. Тому ми приймаємо $M_{ZX} = 0$. Припускаємо, що він знаходиться не в центрі тиску, а у фокусі літака. Дослідження показують, що така передача сили X не вносить істотної похибки в розрахунок поздовжньої стійкості та керованості.

Тому основна частина аеродинамічного поздовжнього моменту формується за рахунок нормальної сили Y , яка залежить від кута атаки.

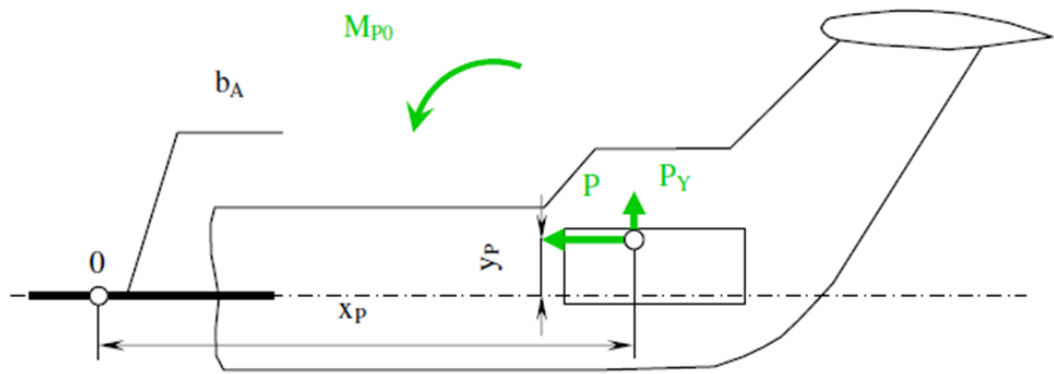


Рис. 1.9. Складові сили тяги при верхньому розташуванні двигуна відносно центру мас

Момент тангажу сили тяги дорівнює:

$$M_{ZP} = P \cdot y_P + P_y \cdot x_P$$

При верхньому відносно центру мас літака розташуванні рівнодіючої тяги силової установки створюється пікіруючий момент (див. рис. 1.10), при нижньому - кабріруючий.

Використовуючи правило знаку в повністю проаналізованій схемі літального апарата, він приймається за результуючий момент тангажу всіх сил, що діють на літак:

$$M_R = M_{Z0} - Y(x_F - x_T) - M_{ZP} + Y_{Г0} \cdot L_{Г0} + L_{PB} \cdot L_{Г0}$$

Особливо небезпечним являється кабріруючий момент який виникає на літаках низькопланах з нижнім розміщенням двигунів (рис. 1.11).

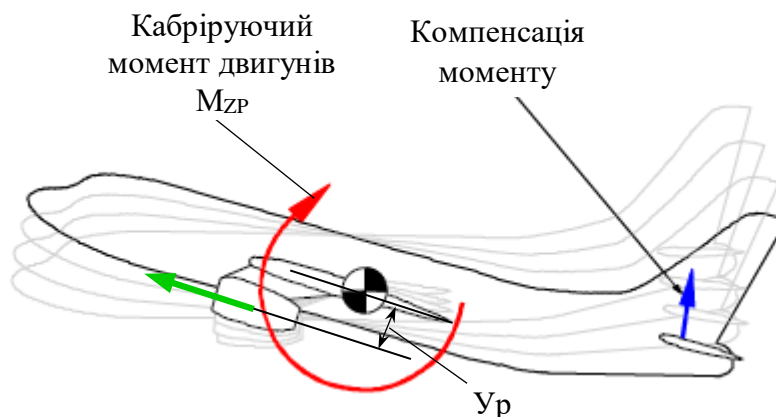


Рис. 1.10. Кабріруючий момент двигунів

Якщо на глісаді зниження для посадки в режимі двигунів малий польотний, для виходу на повторне коло двигуни перевести на максимальну тягу, то у цьому випадку

крім існуючого кута атаки, необхідного для зменшення швидкості та збільшення підйомної сили при заході на посадку, додається кут атаки створений кабіруючим моментом двигунів. Це призводить до перевищення критичного кута атаки, відповідно втрати керування та висоти, що особливо небезпечно на малих висотах.

Як правило, експлуатація літаків відбувається у межах встановлених їм обмежень за параметрами руху. До них відносяться обмеження за максимальними значеннями кута атаки, числа Маха, швидкісного напору, нормального та бічного перевантаження, кутової швидкості крену, кута ковзання тощо. Перевищення цих обмежень може супроводжуватися порушенням обтікання літака, виникненням різноманітних пульсацій, що викликають тряску літака, значною деформацією конструкції, впливом на льотчика перевантажень, що перевищують його фізіологічні можливості, втратою стійкості або керованості літака.

Якщо внаслідок перевищення експлуатаційних обмежень розвиваються рухи літака, що становлять небезпеку для екіпажу та власне конструкції літака, то такі рухи називають критичними режимами польоту літаків.

Виявлення причин виникнення критичних режимів, дослідження руху літака на цих режимах, а також розробка методів запобігання або виходу з них є найважливішим завданням забезпечення безпеки польоту сучасних літаків.

Для сучасних літаків можна назвати такі характерні критичні режими польоту: звалювання, штопор, інерційне обертання, некерований рух крену. Спільним для зазначених критичних режимів сучасних літаків є таке:

- у кожному їх докорінно змінюється характер реакції літака на відхилення важелів управління та розвивається складне просторове рух нерідко зі значними лінійними і кутовими прискореннями. У цьому літак майже повністю виходить з-під контролю льотчика;
- сам характер вільного руху літака в такому режимі залежить як від вихідних умов польоту та положення кермів у момент його виникнення, так і від особливостей конструювання літального апарату (ЛА). Наслідок цього — різноманіття самих форм руху літака;

- для виведення з будь-якого критичного режиму потрібні спеціальні прийоми пілотування і нерідко значні відхилення органів управління.

1.4. Звалювання ПС на великих кутах атаки

Звалювання ПС на великих кутах атаки - це його мимовільний рух, який швидко розвивається зі значною кутовою швидкістю або амплітудою, обумовлений втратою стійкості на великих навколокритичних і критичних кутах атаки. Можливе на позитивних та негативних кутах атаки і супроводжується переходом у їхню закритичну область. Вихід на близько-критичні та закритичні кути атаки можливий в результаті грубих помилок пілотування, при польоті у складних метеоумовах і т.д.

До виходу на великі навколокритичні кути атаки також може привести:

- дія різкого висхідного пориву вітру;
- відмова в системі управління, пов'язана з швидким (неконтролюючим) відхиленням керма висоти.

У початковий момент при звалюванні рух відбувається під дією дестабілізуючого моменту тангажу, що наростає зі зростанням кута атаки через нестійкість на великих кутах атаки по перевантаженню або куту атаки. При достатньому запасі стійкості літака у лінійній області ці умови виникають лише поблизу α_{max} і $\alpha_{\text{кр}}$ через зрив потоку на крилі. У деяких випадках (наприклад, через кінцевий зрив для стріловидного крила, при невеликих запасах стійкості куту атаки може виникнути і при кутах атаки, менші за критичний. Тобто, якщо запас стійкості літака недостатній, то звалювання може виникати і на таких невеликих кутах атаки.

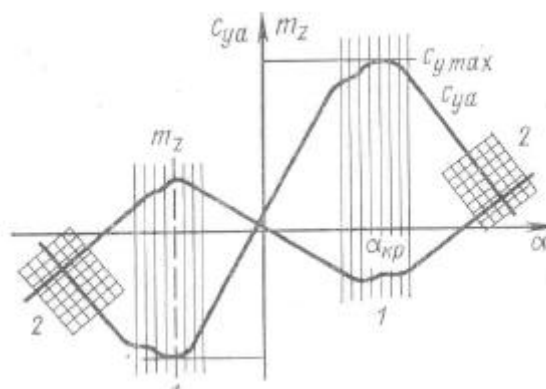


Рис.1.11. Критичні режими польоту

Подальший розвиток руху при звалюванні залежить від початкових умов, характеру обурення, схеми та конфігурації літака, положення органів керування.

При звалюванні на швидкостях, близьких до мінімальної, перевантаження n_y близьке до 1, бічні обурення невеликі і рух розвивається, в основному, у поздовжній площині. При звалюванні на великих швидкостях, а також за наявності в момент виходу на навколокритичні кути атаки значного ковзання або кутової швидкості крену (звалювання при виконанні маневру) через несемеричного обтікання консолей крила в процесі руху виникають значущі моменти крену та нищпорення, і звалювання характеризується швидко аперіодичним просторовим рухом, що розвивається, з наростанням кута крену.

Для звалювання характерна швидка втрата висоти, що особливо небезпечно, але на режимах зльоту та посадки. Звичайні прийоми пілотування (спроба парувати обертання по крену за допомогою елеронів і т.п.) при зваленні неефективні та можуть надавати протилежну дію, сприяючи розвитку просторової дії руху, до переходу літака на штопор, тобто, іншої більше небезпечної критичної форми руху. При правильному пілотуванні в процесі звалювання потрібно насамперед різким відхиленням органів управління тангажем зменшити кути атаки до допустимих і лише потім парувати обертання літака по крену і нищпоренню.

Кути атаки звалювання визначаються за спеціальних випробувань. Вихід на α_c за нормальної експлуатації неприпустимий. Для попередження звалювання на літаку встановлюють сигнали-затори виходу на небезпечні кути атаки, автоматичні засоби керування, обмежують кут атаки або керуючий вплив льотчика, якщо воно може вивести літак на такі кути.

При експлуатації літака обмежують граничні кути атаки допустимими значеннями із заданим запасом по відношенню до кута звалювання.

У процесі проектування та доведення літака межі звалювання можна зрушити у бік великих кутів атаки підвищенням стійкості літака з перевантаження в області великих α . Конструктивними засобами попереджувальним звалювання, є правильний вибір форми крила в плані та його крутки, що виключає появу кінцевого зриву на допустимих кутах атаки, відсутність у ЛА бічної асиметрії і тому подібне.

У сучасній практиці прийнято таку класифікацію режимів звалювання літака:

- звалювання на ніс. Літак мимоволі опускає ніс незважаючи на відхилення льотчиком важеля управління на себе для підтримки вихідного горизонтального польоту, якийсь час збільшує швидкість, а потім знову нарощує кут атаки, і звалювання повторюється. Це може відбуватися багаторазово. Такий вид звалювання часто спостерігається на літаках з прямим крилом у разі виникнення серединного або кореневого зриву потоку на крилі.
- глибоке звалювання. Літак, мимовільно кабруючи (внаслідок поздовжньої нестійкості), при недостатній поздовжній керованості виходить на другу стійку гілку кривої $\tau_g = f(\alpha)$, на дуже великі кути атаки ($45...60^\circ$) і, парашутируючи, знижується з великою вертикальною швидкістю. У глибокому звалюванні не спостерігається значних розгортаючих і кренних моментів, оскільки має місце симетричний зрив потоку на крилі. Недостатня ефективність поздовжнього управління на таких кутах атаки пов'язана із затіненням горизонтального оперення зірваним із крила потоком. Цей вид звалювання нерідко виникає на літаках зі стрілоподібним крилом та високорозташованим на кілі стабілізатором.
- звалювання коливальне. Виникає непарируєме прямими відхиленнями важелів управління коливальний рух літака на великих кутах атаки, переважно по крену і нишпоренню, зі зростаючою в часі амплітудою або з постійною за часом, але зростаючою зі збільшенням кута атаки амплітудою коливань і значними кутовими швидкостями. Такий вид звалювання зазвичай спостерігається на літаках, що мають досить велику поперечну стійкість при практичній відсутності поперечного демпфування і знижену колійну стійкість.
- звалювання з просторовим аперіодичним рухом. Літак мимоволі опускає крило або різко розвертається по курсу і крениться або інтенсивно кабрує і крениться. Залежно від переважаючої тенденції у початковій фазі мимовільного руху літака цей вид звалювання поділяють на три групи:

а) звалювання на крило, коли спостерігається інтенсивне наростання кута крену та відносно млявий рух літака за курсом. Його причиною зазвичай є асиметричний, найчастіше кінцевий зрив потоку на крилі, що зумовлює зміну знаку похідної t^* ?, тобто. що призводить до появи моменту авторотації. У процесі такого звалювання можуть розвиватися швидкості крену та кути крену як невеликі за величиною ($\alpha = \pm 0,1 \dots 1,0$ с'1; $\gamma = \pm 20 \dots 30^\circ$), так і дуже значні ($\alpha = \pm 1,0 \dots 2,0$ с'1; $\gamma = \pm 90 \dots 180^\circ$);

б) звалювання з різким розворотом за курсом, коли виникає рух літака з швидко зростаючими кутами нишпорення і креном. Причиною є втрата літака на великих кутах атаки динамічної стійкості по куту ковзання.

в) звалювання з інтенсивним кабруванням, коли виникає рух літака з різким наростанням кута тангажу. Його причиною є кінцевий зрив потоку на крилі стрілоподібної або трикутної форми у плані. У разі асиметричного розвитку зриву потоку на кінцях крила поряд з кабруючим з'являється момент крену, який призводить до звалювання літака на крило.

Таким чином, у зв'язку із малими швидкостями, найбільш часто небезпечні критичними режимами виникають при заході на посадку, до них належать: перевищення критичного кута атаки та зменшення приладної швидкості менше посадкової. Для недопущення виникнення вказаних режимів необхідно застосовувати системи попередження про критичні режими польоту, які інформують екіпаж про наближення параметрів польоту до небезпечних значень та в деяких випадках автоматично їх обмежують.

РОЗДІЛ 2

СИСТЕМИ ОПОВІЩЕННЯ ТА ЗАХИСТУ НАБЛИЖЕННЯ КРИТИЧНИХ КУТІВ АТАКИ

Структурно апаратура, машини та агрегати на борту ЛА об'єднуються в системи, призначені для вирішення окремих завдань. Навіть на невеликому ЛА їх десятки. Окремі системи можуть об'єднуватися в більш великі структурні утворення

– комплекси. Комплекс бортового обладнання – сукупність функціонально-пов'язаних систем, приладів, датчиків, обчислювальних пристроїв.

Все радіоелектронне обладнання ЛА, незалежно від приналежності до тієї чи іншої з перерахованих груп, часто називають авіонікою. Бортові інформаційні системи також належать до цієї групи обладнання. Склад авіоніки різний для різних класів ЛА. Розглянемо його на прикладі пасажирських магістральних літаків, таких як Ан-148, Ту-204, Airbus A-320, Boeing 757, де авіоніка представлена найбільш широко. Її можна розділити на такі групи:

- системи первинної інформації;
- радіонавігаційні системи;
- радіозв'язні системи;
- системи автоматичного пілотування;
- бортові інформаційні системи;
- інші пілотажно-навігаційні системи.

Система повітряних сигналів (СВС) визначає параметри польоту, проводячи вимірювання у зовнішньому середовищі. Вона вимірює та обчислює наступні висотно-швидкісні параметри:

- барометричну висоту польоту (абсолютну та відносну);
- швидкість зміни висоти;
- повітряну швидкість (справжню та приладову);
- число Маху;
- температуру зовнішнього повітря;
- повну температуру гальмування;
- кути атаки та ковзання;
- тиск (динамічний та повний);
- максимально-допустиму повітряну швидкість.

Системи попередження критичних ситуацій призначені для попередження екіпажу про критичні режими польоту, про небезпечні наближення землі та інших літаків, для

автоматичної видачі наземним системам повітряного руху інформації про номер літака, висоту польоту, залишок палива і включають:

- систему запобігання критичних режимів польоту СВКР-85;
- систему запобігання наближенню землі СППЗ-85;
- систему попередження;
- літаковий відповідач СО-72МЦ.
- Інформаційний комплекс висотно-швидкісних параметрів літака

На кутах атаки $\alpha_{\text{пред}}$ не повинно виникати звалювання, при якому:

- є явища, що перешкоджають виведенню ПС звичайними методами пілотування на експлуатаційні кути атаки;
- відбувається збільшення кута крену більше 40° при симетричній тязі і 70° при несиметричній тязі;
- перевищуються експлуатаційні обмеження щодо швидкості та перевантаження;
- змінюються конфігурації ПС.

На кутах атаки, що відповідають $\alpha_{\text{доп}}$, повинні своєчасно (за оцінкою пілота) виникати досить інтенсивні, характерні тільки для цих кутів атаки природні чи штучні попереджувальні ознаки, безпомилково і легко розпіznовані пілотом і не пропадаючі при подальшому збільшенні кута атаки аж до $\alpha_{\text{попер}}$.

Прийнятними запобіжними ознаками є:

- тряска конструкції або важелів управління, що відрізняється від тряски при випущеній механізації або при польоті з двигуном, що відмовив;
- звукова сигналізація, що відрізняється від інших звукових сигналів, що є на літаку, що супроводжуються її світловою сигналізацією.

Контроль за виходом на допустимі кути атаки здійснюється за індикацією на КПП поточного кута атаки, а також звукової, світлової та тактильної (МТШ) сигналізації.

При перевищенні системи ОПР - СТОР запобігає вихід на режими звалювання шляхом автоматичного відхилення керма висоти вниз.

Своєчасне попередження про наближення літака до допустимого кута атаки ІКВШП (звуковий сигнал і світловий сигнал "КРИТИЧ РЕЖИМ", що миготить на КПП) і робота механізмів тряски штурвалів. Сигнал "КРИТИЧ РЕЖИМ" з'являється при досягненні в польоті без ковзання кутів атаки.

Сигнал "КРИТИЧ РЕЖИМ" з'являється також при досягненні позитивного вертикального навантаження 2,5 у польотній конфігурації та 2,0 при злітно-посадковій конфігурації. При появі сигналу "КРИТИЧ РЕЖИМ" на будь-якому режимі польоту відключають САУ, відхилити штурвал від себе, а після виходу літака на кути атаки, при яких зникнуть сигнали ІКВСП, відновити режим польоту.

2.5. Інформаційний комплекс висотно-швидкісних параметрів літака Ан-148

Необхідність підвищення точності та надійності приладових приладів, які вимірюють висотно-швидкісні параметри, їх глибини контролю і контролепригідності з сигналізацією відмов привели до створення інформаційного комплексу висотно-швидкісних параметрів (ІКВШП).

Основним завданням, яке вирішується ІКВШП, є забезпечення екіпажу та бортових споживачів інформацією:

- про поточні значення висотношвидкісних параметрів;
- про відхилення від заданих значень;
- про досягнення критичних значень швидкостей $V_{пр}$, $V_{в}$, числа M , небезпечного відхилення від висоти ешелону ΔH^* , про наближення до заданій висоті ешелону.

Призначення інформаційного комплексу висотно-швидкісних параметрів ІКВШП-148 полягає у вимірі, обчисленні, формуванні й видачі в систему екранної індикації та у бортові системи наступної інформації:

- про поточні значення висотно-швидкісних параметрів з реалізацією закону компенсації аеродинамічних похибок приймачів повітряних тисків як функції числа M ;

- про кут атаки й нормальне перевантаження літака;
- про максимально припустимі значення параметрів;
- про температуру зовнішнього повітря;
- для формування попереджувального сигналу про наближення до гранично-припустимого кута атаки й видачі його на механізм трясіння штурвалу (МТШ).

Комплекс забезпечує вимір, обчислення й формування наступних параметрів: $N_{абс.}$, $N_{відн.}$, $V_{пр.}$, $V_{МД.}$, $V_{дійсн.}$, число M , $P_{дин.}$, $P_{ст.}$, $\alpha_{пот.}$, $\alpha_{сигн.}$, V_y , $T_{нв.}$, T_T , $n_{у\ пот.}$, $n_{у\ max.}$

Структурна та принципова схема ІКВШП-148 наведена на (рис.2.1.).

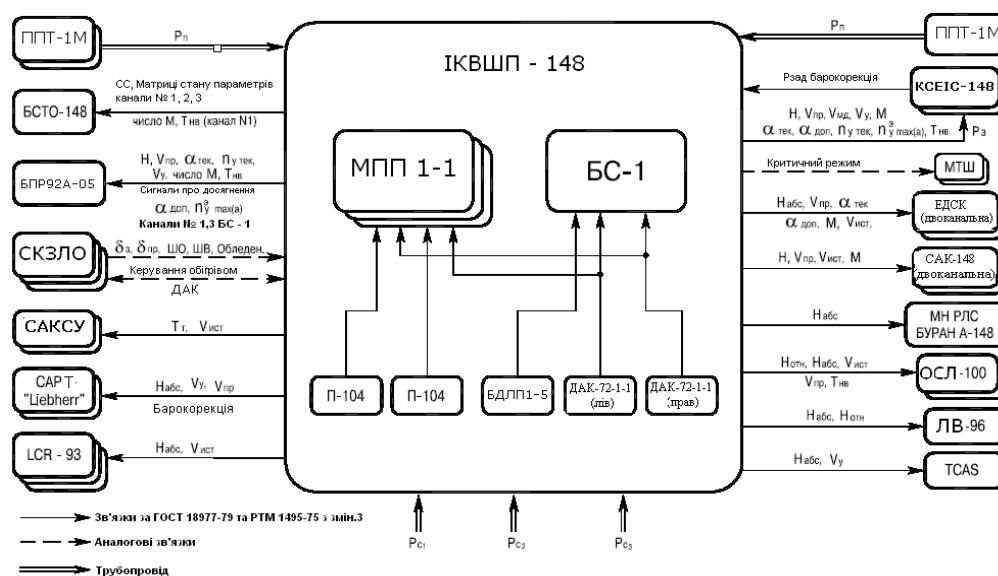


Рис. 2.1. Структурна схема ІКВШП-148

Комплекс складається: три модулі повітряних параметрів МПП-1-1, блок сигналізації БС-1, два датчики аеродинамічних кутів ДАК-72, два датчики температури повітряного потоку П-104, блок датчика лінійних прискорень БДЛП 1-5, крім того, інформацію про динамічний та статичний тиск до модулів повітряних параметрів подає система повного та статичного тисків.

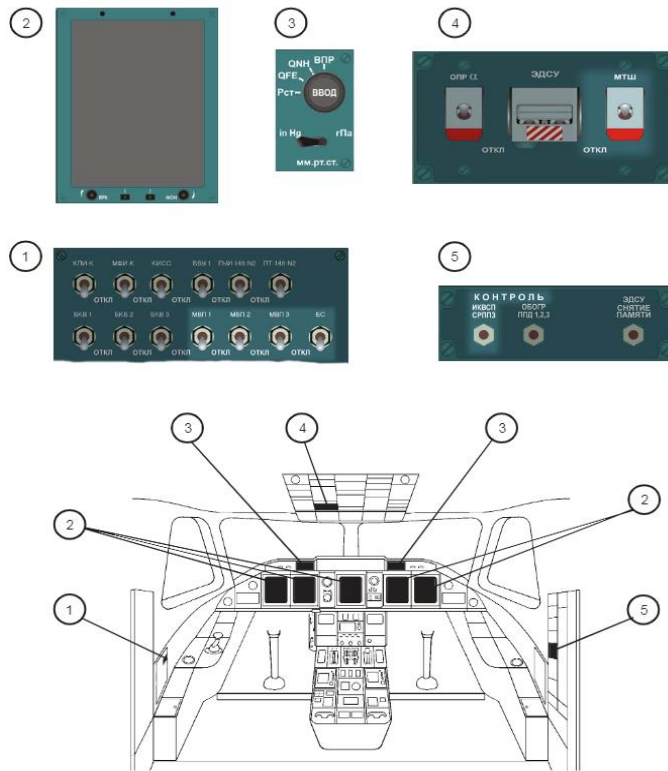
Електроживлення ІКВШП здійснюється: постійним струмом напругою 27 В.

Основним блоком для обчислень і вимірювань пов'язаних з сигналізацією про критичні режими в ІКВШП літака Ан-148 є блок сигналізації, який призначений для:

- обчислення середнього значення місцевого кута атаки в заданому діапазоні за допомогою двох датчиків аеродинамічних кутів;

- вимірювання нормального перевантаження за допомогою блоку датчика лінійних прискорень ;
- обчислення поточного кута атаки ($\alpha_{\text{пот}}$) ;
- обчислення максимально допустимого значення кута атаки ($\alpha_{\text{доп}}$);
- обчислення максимально допустимого нормального перевантаження ($n_{\text{удоп}}$);
- обчислення максимально допустимого значення приладової швидкості ($V_{\text{пр}}$);
- формування и видачі попереджувальних сигналів про наближення поточних значень кута атаки, нормального перевантаження, приладної швидкості літака до їх максимально допустимого значення;
- видачі для індикації на покажчики поточної та максимально - допустимих значень параметрів .

На основі отриманих даних про швидкість повітряного судна та висоту польоту блок сигналізації формує сигнал критичних кутів атаки та перевантаження і видає візуальну інформацію у вигляді червоних обмежувальних секторів на покажчиках кута атаки та перевантаження командно-пілотажного індикатора (КПІ), кадр якого показано на рисунку.



.16027

Рис.2.2. Органи управління і контролю ІКВШП

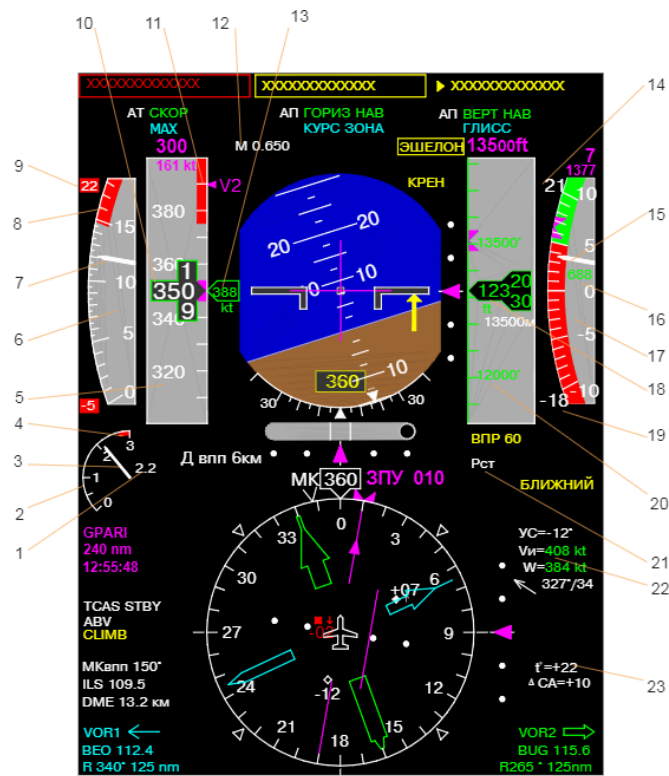


Рис.2.3. Інформація по ІКВШП на КПІ: 6) шкала кутів атаки, 7) вказівник кута атаки, 8) індекс граничного кута атаки, 9) лічильник граничних кутів атаки, 10) лічильник приладової швидкості, 11) індекс максимальної швидкості приладів, 12) лічильник числа М

Блок сигналізації що отримує інформацію від: блоку датчиків лінійних прискорень (БДЛУ) – про перевантаження, та від датчиків аеродинамічних кутів (ДАУ) - про кути атаки.

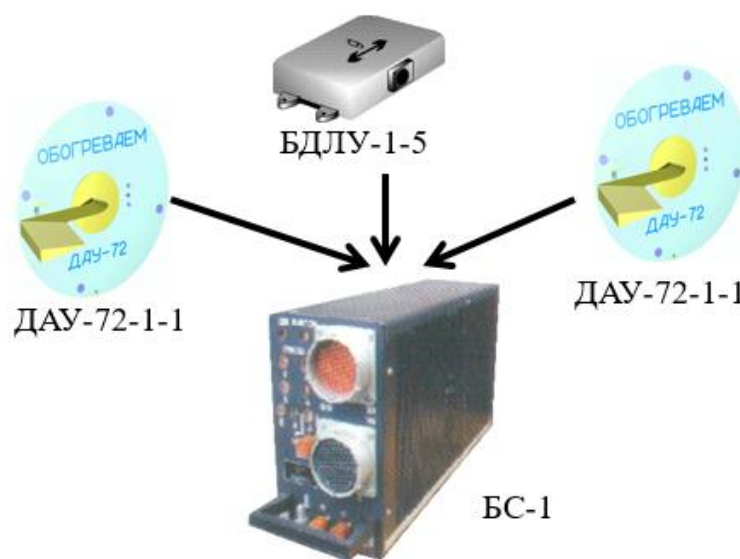


Рис. 2.4. Блок сигналізації та його датчики

2.6. Система попередження критичних режимів польоту СПКР-85

Статистичні дані льотних подій у вітчизняній та зарубіжній авіації показують, що велика кількість подій залежить від помилок льотного складу, диспетчерів та обслуговуючого персоналу при справній авіаційної техніки (так званий людський фактор). Це вимагає установки на борту літака технічних засобів, що забезпечують екіпаж сигналами про наближення до гранично допустимих значень параметрів літака. Сформовані у цих технічних засобах сигнали порівнюються з їх поточними значеннями. Залежно від величини різниці між ними та швидкості її зміни виробляються попереджувальні сигнали, що є для екіпажу та САУ командою для виконання коригувальних дій щодо запобігання виходу на критичний режим польоту. На борту сучасних літаків та вертольотів встановлюються системи попередження та

запобігання критичному режиму польоту – СПКР. Критичним значенням параметра, називається таке його значення, перевищення якого з ймовірністю, близькою до одиниці, призводить до аварійної ситуації. Небезпечним значенням параметра називається таке його значення, яке вимагає граничних, надзвичайних заходів для запобігання виходу за критичні значення. Пороговим значенням (величиною спрацьовування) називається таке, у якому має спрацьовувати система сигналізації. Як номінальне значення приймається математичне очікування параметра у конкретному режимі польоту.

Система попередження критичних режимів польоту СПКР-85 призначена для формування та видачі в бортові системи відображення (СЕІ, КІСС) інформації про наближення та досягнення контрольованими параметрами польоту меж експлуатаційних допусків на всіх режимах польоту незалежно від режиму керування літаком (автоматичний, директорний, ручний). Використовуючи інформацію систем-датчиків СПКР-85, забезпечує:

Контроль наступних параметрів польоту:

- кута атаки;
- нормального навантаження;
- кута крену;
- приладової швидкості;
- відхилення від заданої висоти польоту на ешелоні;
- змін швидкості та напрямки вітру («зсув вітру») на етапах зльоту та заходу на посадку, догляду на друге коло.

Обчислення порогових значень контрольованих параметрів польоту (тобто меж рекомендованих та експлуатаційних допусків цих параметрів з урахуванням запасів на сумарні похибки формування).

Видання у вигляді двійкового коду інформації про порогові значення параметрів польоту в СЕІ.

Формування та видачу в КІСС разових попереджувальних сигналів про наближення та досягнення параметрами польоту своїх порогових значень з урахуванням їхньої пріоритетності, а також видачі до КІСС та ССЛО інформації про готовність та працездатність обчислювачів СПКР-85, у тому числі про справність ліній зв'язку та довідок інформації, що надходить у вигляді послідовного двійкового цифрового коду із систем-датчиків інформації.

Формування та видачу разових команд при перевищенні заданих значень швидкостей та висот. СПКР-85 і двох обчислювачів попередження критичних режимів типу БВУ-6.

Обчислювачі БВУ-6 розташовані на стелажі у техвідсіку № 2, у районі шпангоутів 12-15.

У процесі функціонування СПКР-85 взаємодіє з низкою систем, які забезпечують виконання покладених на неї завдань:

- системою повітряних сигналів СВС;
- безплатформною інерційною навігаційною системою HG2030AE21;
- обчислювальною системою літаководіння ВСС;
- радіовисотоміром РВ-85;
- пультом керування ПУ-56М обчислювальної системи керування польотом ВСУП;
- комплексною інформаційною системою сигналізації КІСС;
- системою електронної індикації ВЕІ;
- системою збору та локалізації відмов ССЛ;
- гальмівною системою 75Т-271;
- датчиками положення важелів керування двигунами (РУД).

А також:

- мовленнєвим інформатором АЛМАЗ-УП;
- системою кондиціонування повітря ВКВ 6510;

- блоками живлення та захисту фар БПЗ-3;
- системою переміщення закрилків СПЗ-6.

Схема зв'язку СПКР-85 із взаємодіючими системами наведена. СВС видає інформацію про висотно-швидкісні параметри польоту, кутах атаки.

БІНС забезпечує СПКР-85 інформацією про інерційні параметри польоту.

ВСС забезпечує видачу в СВКР-85 інформації про повну польотну масу. З пульта ПУ ВСУП видається інформація про задану висоту ешелону. РВ забезпечує СПКР-85 інформацією про висоту польоту щодо землі. КІРС забезпечує СПКР-85 інформацією про поточний кут відхилення закрилків та передкрилків, про стан основних стійок шасі, а також приймає наступну інформацію від СПКР-85:

- для відображення в кадрі БЛОКИ інформацію про відмову обчислювачів СПКР-85;
- для звукової сигналізації інформацію про досягнення допустимого кута атаки або допустимого максимального або мінімального нормального навантаження;

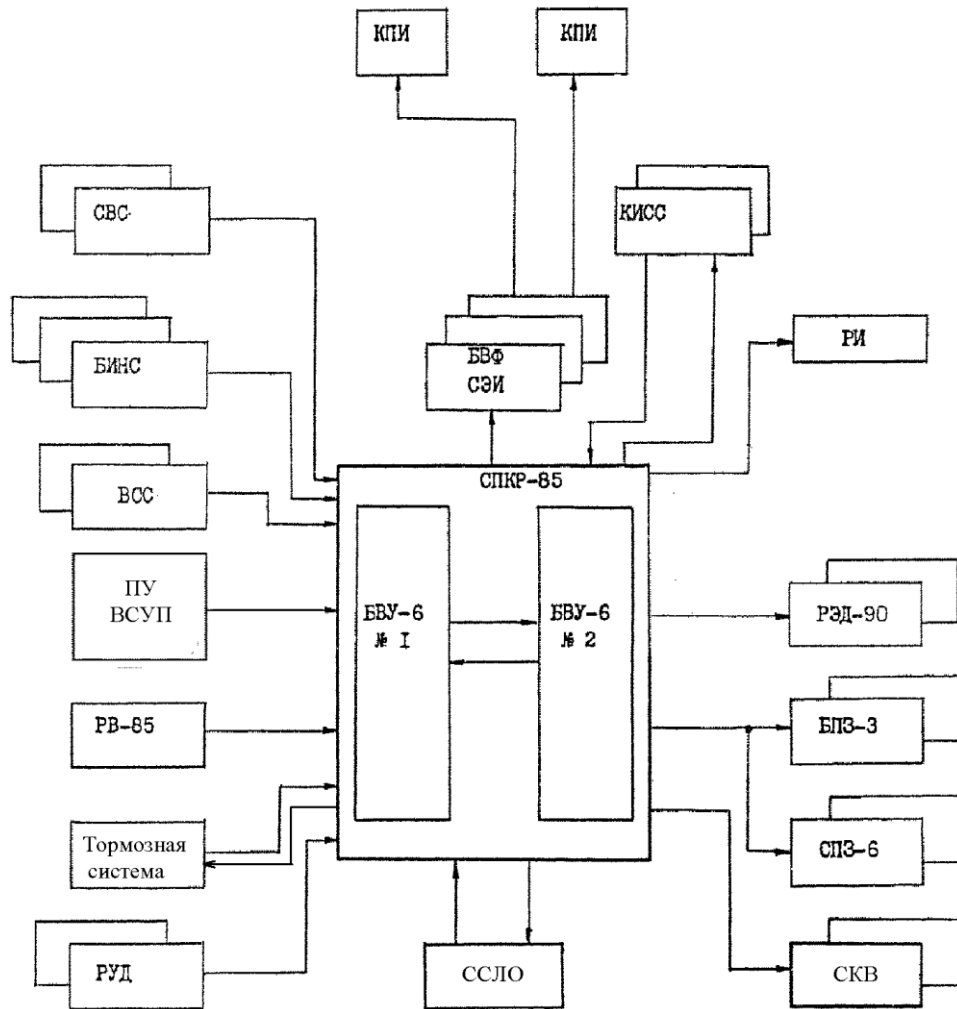


Рис.2.5. Схема зв'язку СВКР-85

СЕІ відображає на своїх індикаторах інформацію, що приймається від СПКР-85:

- максимально допустима приладова швидкість;
- мінімально допустима приладова швидкість;
- допустимий кут атаки;
- максимально допустиме нормальне навантаження;
- про досягнення допустимого кута атаки;
- про допустиме максимальне або мінімальне нормальне навантаження;
- про досягнення допустимого максимального або мінімального нормального навантаження;
- про перевищення максимально допустимої приладової швидкості;
- швидкість приладова менша за мінімально допустиму швидкість;

- крен лівий або правий великий;
- про неприпустиме відхилення від ешелону $60 \text{ м} </\text{ЛНеш}/ < 150 \text{ м}$;
- про небезпечне відхилення від ешелону $/\text{ЛНеш}/ > 150 \text{ м}$;
- про наближення до заданого ешелону $60 \text{ м} </\text{ЛНеш}/ < 150 \text{ м}$;
- про вихід на заданий ешелон $/\text{ЛНеш}/ < 60 \text{ м}$;
- про величину «зсуву вітру» більше допустимого значення;
- про величину «зсуву вітру» більше критичного значення;
- про відмову обчислювачів СВКР-85.

Крім того, БВФ СЕІ транслюють призначену для запису на МСРП інформацію від СВКР-85. ССЛО під час проведення наземного контролю видає у СПКР-85 команду на включення СПКР-85 режим розширеного контролю. ССЛО приймає від СПКР-85 для зберігання, відображення та передачі в МСРП інформацію про відмови як обчислювачів СПКР-85, так і взаємодіючих з СПКР-85 систем, включаючи лінії зв'язку СПКР-85 із цими системами. З гальмівної системи СПКР-85 отримує інформацію у вигляді разової команди про стан гальм шасі. З датчиків положення РУД СПКР-85 отримує інформацію у вигляді разових команд про становище РУД

Мовний інформатор АЛМАЗ-УП відтворює мовні повідомлення сигналами із СВКР-85: «ШВИДКІСТЬ МАЛА»; «ШВИДКІСТЬ ВЕЛИКА»; «ВІДКЛОНЕННЯ ВІД ЕШЕЛОНУ»; «КРЕН ВЕЛИК»; "Сдвиг вітру".

СПКР-85 видає разові команди про перевищення заданих значень швидкостей та висот:

- барометрична висота $H_6 > 8000 \text{ м}$ у ВКВ 6510;
- приладова швидкість $V_{\text{пр}} > 400 \text{ км/год}$ блоки БПЗ-3 і СПЗ-6;
- приладова швидкість $V_{\text{пр}} > V_1$ в РЕД-90;
- колійна швидкість $V_{\text{пут}} > 260 \text{ км/год}$ 75Т-271;
- колійна швидкість $V_{\text{пут}} > 60 \text{ км/год}$ 75Т-271 і РЕД-90.

Передполітна підготовка СПКР-85 до роботи полягає у проведенні контролю справності в рамках ПНО, введення та контролю вихідних даних через ВСС. При

нормальній роботі СПКР-85 формує ознаку готовності без попередження екіпажу. Ознака неготовності СПКР-85 до зльоту надходить у КІРС для відображення кадри БЛОКИ. На виконавчому старті здійснюється періодичний контроль стану обчислювачів за допомогою вбудованих засобів контролю. На повітряній ділянці зльоту, при заході на посадку та при догляді на друге коло СПКР-85 формує:

- величину допустимого кута атаки $\alpha_{\text{доп}}$;
- величини максимально допустимої та мінімально допустимої нормальної перевантаження n_y максі та n_y хв;
- величину максимально допустимої приладової швидкості $V_{\text{макс}}$;
- величину мінімально допустимої приладової швидкості $V_{\text{хв}}$;
- величину $\gamma_{\text{доп}}$;
- величини сильного і помірного зсуву вітру $\delta_{\text{св кр}}$, і $\delta_{\text{св}} \alpha_{\text{доп}}$;
- ознаки досягнення параметрів польоту своїх порогових значень.

Величини $\alpha_{\text{доп}}$, $V_{\text{макс}}$, $V_{\text{мін}}$, $\gamma_{\text{доп}}$ відображаються на відповідних шкалах КПІ. При досягненні нормального навантаження своїх допустимих значень n_y максі або n_y хв на КПІ №1 і №2 з'являється напис червоного кольору « n_y МЕЖ», лічильник поточного значення нормального навантаження забарвлюється в червоний колір, звучить тональний сигнал ДАІ. При досягненні швидкістю приладів значення максимальної приладової швидкості $V_{\text{макс}}$ на КПІ № 1 і № 2 з'являється миготлива стрілка червоного кольору над лічильником приладової швидкості і проходить мовне повідомлення «ШВИДКІСТЬ ВЕЛИКА». При досягненні швидкістю приладів значення мінімальної приладової швидкості $V_{\text{мін}}$ на КПІ № 1 і № 2 з'являється миготлива стрілка жовтого кольору під лічильником приладової швидкості і проходить мовленнєве повідомлення «ШВИДКІСТЬ МАЛА». При досягненні куту крену свого допустимого значення $\gamma_{\text{доп}}$ на КПІ №1 і №2 з'являється миготлива стрілка жовтого кольору у верхнього індексу ВЕРТИКАЛЬ ЛІТАКА і проходить мовленнєве повідомлення «КРЕН ВЕЛИК». При попаданні літака в помірне зсув вітру на КПІ з'являється напис жовтого кольору «ВІТЕР», блимає стрілка жовтого кольору під лічильником приладової швидкості.

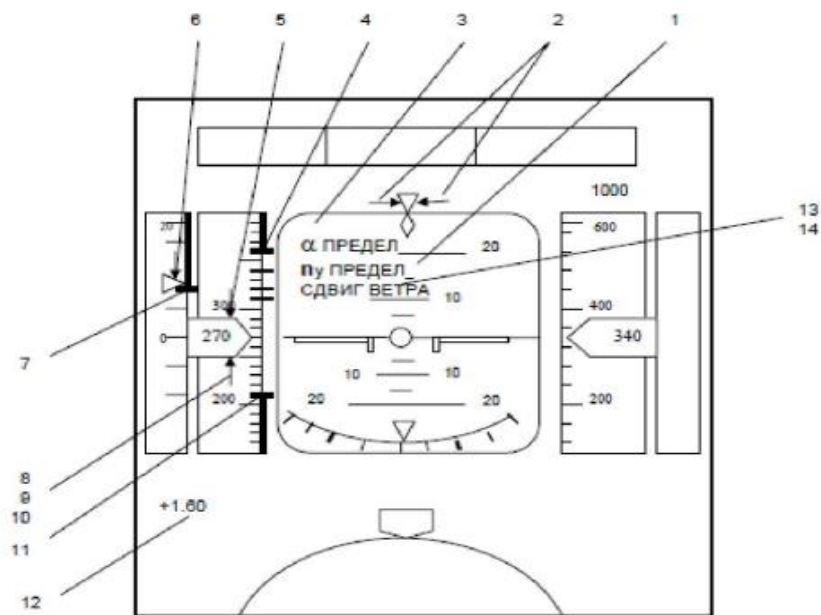


Рис.2.6. Індикація КПП при режимах «Зліт», «Посадка», «Захід на 2е коло»; 4,5 - індекс та сигналізатор максимально допустимої швидкості $V_{\text{МАКС}}$; 11,8 - індекс та сигналізатор мінімально допустимої швидкості $V_{\text{МІН}}$; 13 - зсув вітру; 2 - сигналізатор досягнення допустимого кута крену $\gamma_{\text{ДОП}}$

При попаданні літака в сильний зсув вітру на КПП з'являється напис червоного кольору «Сдвиг вітру», блимає стрілка червоного кольору під лічильником приладової швидкості і проходить мовленнєве повідомлення «сдвиг вітру». На етапах набору висоти, польоту за маршрутом та зниження з прибраною механізацією контролюються такі параметри: кут атаки, нормальне навантаження, приладова швидкість, кут крену. Також при польоті маршрутом формуються такі ознаки:

- про наближення до заданої висоти польоту на ешелоні;
- про вихід на задану висоту польоту на ешелоні;
- про неприпустиме відхилення від заданої висоти польоту на ешелоні;
- про небезпечне відхилення від заданої висоти польоту на ешелоні;
- при підході до заданого ешелону в ручному або автоматичному режимі в зоні, обмеженій відхиленням 150-160 м від заданої висоти ешелону на КПП № 1 і № 2 лічильник заданої висоти ешелону поміщається в миготливу рамку блакитного кольору (до входу в зону висоти ешелону 6 м). При вході в зону

висоти ешелону 60 м і при польоті на висоті ешелону (близько 60 м) лічильник заданої висоти ешелону зникає.

При відхиленні від висоти ешелону більше 60 м (але не більше 150м) рамка лічильника поточної висоти забарвлюється в жовтий колір і блимає, лічильник заданої висоти ешелону з'являється, звучить мовленнєве повідомлення «ВІДКЛОНЕННЯ ВІД ЕШЕЛОНУ». При відхиленні від висоти ешелону більше 150 м лічильник заданої висоти ешелону поміщається в рамку жовтого кольору, що блимає, рамка лічильника поточної висоти, пофарбована в жовтий колір, продовжує блимати. Сигналізація СПКР-85 на КПІ в режимах „Зліт” („Посадка”), „Маршрут” наведена на (рис. 2.2) відповідно. У разі відмови обчислювача СПКР-85 або функції контролю будь-якого параметра зникає відповідна індикація граничних параметрів на відповідному КПІ. Також у кадрі «Блоки» КІРС на виклик видається інформація про відмову обчислювачів СПКР-85.

Контроль за функціонуванням власних елементів системи, і навіть перевірка достовірності прийнятої з інших систем інформації забезпечується вбудованою системою контролю СПКР-85.

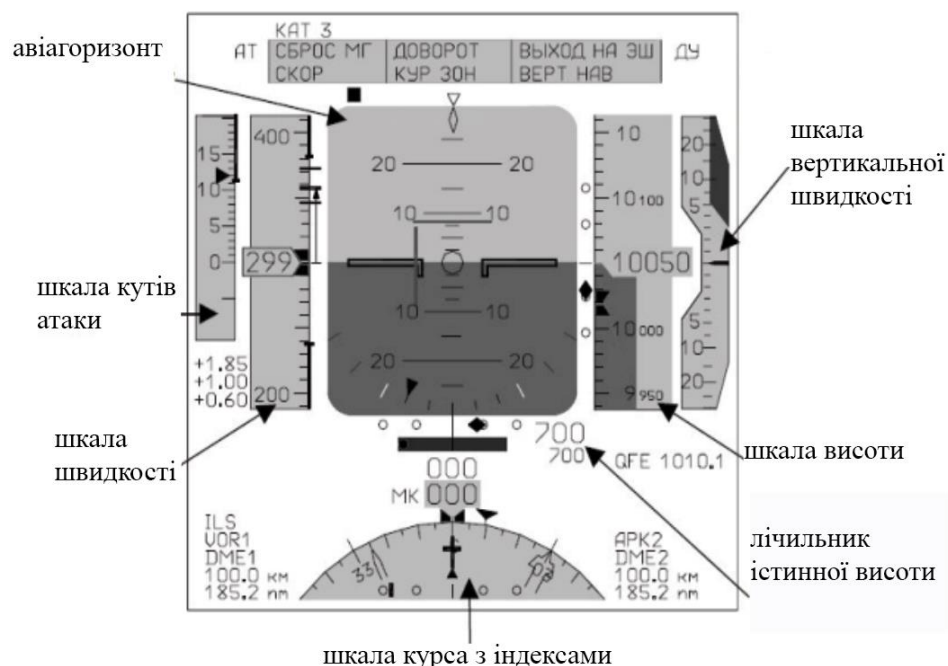


Рис.2.7. Т-подібна компоновка пілотажно-навігаційних параметрів

2.7. Автомат кутів атаки та перевантажень типу АУАСП-Р

Автомат кутів атаки та перевантажень АУАСП-Р встановлюється на повітряних суднах (літаках) цивільної авіації та служить для:

- вимірювання в польоті місцевих кутів атаки $\alpha_{\text{місцевих}}$, критичних кутів атаки $\alpha_{\text{кр}}$ та вертикальних перевантажень n_y .
- видачі сигналів, пропорційних місцевим кутам атаки $\alpha_{\text{місцевих}}$, критичним кутам атаки $\alpha_{\text{кр}}$ та вертикальним навантаженням n_y .
- візуальної вказівки поточних кутів атаки $\alpha_{\text{пот}}$, критичних кутів атаки $\alpha_{\text{кр}}$ та вертикального навантаження n_y .
- увімкнення попереджувальної сигналізації та видачі сигналів у літакові системи при наближенні до критичних кутам атаки та граничним навантаженням.

Принцип дії автомата заснований на безперервному відпрацюванні в схемах автоматичних самобалансуючих мостів напруг, пропорційних поточним кутам атаки $\alpha_{\text{пот}}$, критичним кутам атаки $\alpha_{\text{кр}}$ та вертикальним навантаженням n_y літака.

Зазначені параметри літака вимірюються датчиками кутів атаки ДУА, критичних кутів ДКУ та перевантажень ДП та вводяться в вигляді електричної напруги на показчик УАП. Таким чином, на показчику кутів атаки та перевантаження УАП автомата безперервно індикуються величини $\alpha_{\text{пот}}$, $\alpha_{\text{кр}}$ та n_y . Допустиме значення вертикального навантаження наноситься на шкалі показчика у вигляді постійної величини (зафарбованого сектора жовтого чи червоного кольору).

Вихід літака на критичний режим визначається наближенням поточного кута атаки літака до критичного кута атаки або вертикального навантаження до граничного значення. При цьому стрілки показчиків кута атаки та вертикального навантаження наближаються до критичним значенням, і видається попереджувальний сигнал – загоряється лампочка на вказівнику.

Одночасно в літакову систему видається сигнали «критичного режиму» +27 В на лампочку правого льотчика і роздільно по каналах кута атаки α і вертикального навантаження n_y в вигляді напруги постійного струму +27 В.

Принцип дії сигналізації заснований на механічному включенні та вимкненні мікроперемикачів спеціальними пристрої, розташовані в покажчику УАП.

Функціональна схема АУАСП наведена на (рис.2.8).

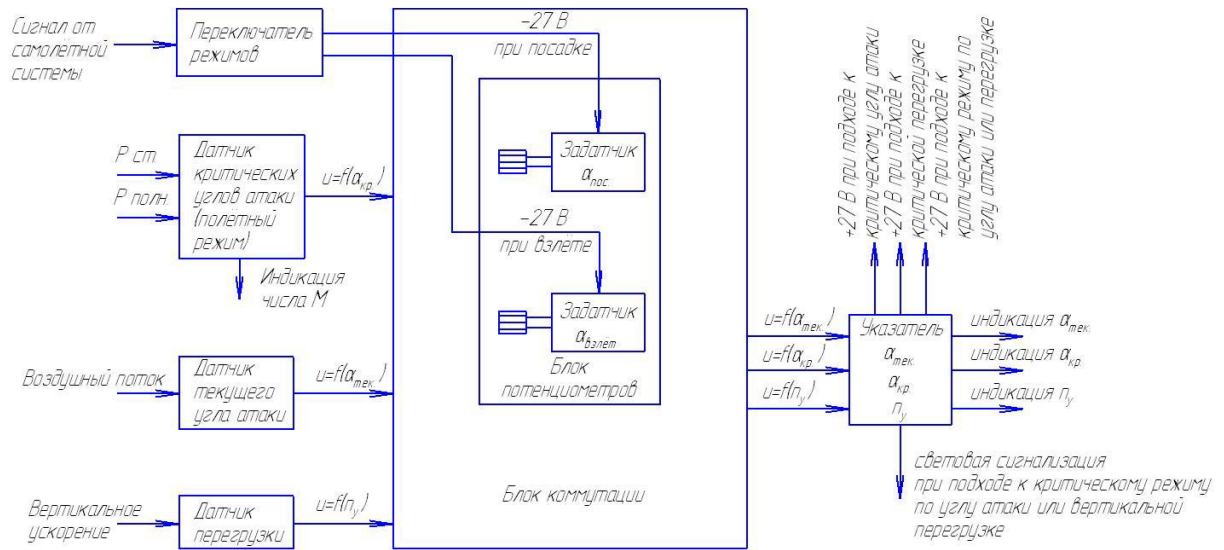


Рис.2.8. Функціональна схема АУАСП

Вертикальне прискорення n_y вимірюється датчиком навантаження ДП, а поточний кут атаки $\alpha_{пот}$ – датчиком поточного кута атаки ДУА, виміряні значення у вигляді електричних сигналів надходять у блок комутації БК. Через перемикач режимів (від кінцевих мікроперемикачів положення закрилків) до БК надходять електричні сигнали, пропорційні критичним кутам атаки для різних режимів польоту (зліт, політ, посадка).

Критичний кут атаки $\alpha_{кр}$ у польотному режимі є функцією числа Маха польоту. Він визначається датчиком критичних кутів ДУА і у вигляді напруги $U=f(M)$ надходить у блок комутації. Оскільки режими зльоту та посадки протікають у будь-якому польоті однотипно, то критичні кути атаки для цих режимів не обчислюються, а задаються за допомогою задатчиків критичного кута атаки для злітного режиму зліт

та посадкового режиму $\alpha_{\text{пос}}$. Значення кутів азліт і $\alpha_{\text{пос}}$ розрізняються лише для різних типів літаків.

Перемикач режимів підключає певний канал обмеження критичного кута атаки. Перемикач режимів спрацьовує від літакової системи (кінцеві мікроперемикачі положення закрилків) і комутують ланцюги $\alpha_{\text{кр}}$, азліт і $\alpha_{\text{пос}}$ залежно від режиму польоту.

Автомат АУАСП має чотири режими роботи:

- Режим "Політ". Сектор критичних кутів займає положення пропорційне вихідній напрузі датчика критичних кутів, що залежить від числа Маху. Автомат працює у цьому режимі при подачі -27 В від кінцевого вимикача обтиснення шасі, тобто, у момент відриву літака від ЗПС, у тому випадку, якщо закрилки літака не випущено на злітний або посадковий кут.
- Режим "Зліт". Положення сектора критичних кутів атаки визначається задатчиком $\alpha_{\text{зліт}}$, що знаходиться в блоці комутації БК. Автомат працює в цьому режимі, якщо подається -27 В від кінцевих мікроперемикачів закрилків, які спрацьовують під час випуску закрилків на злітний кут.
- Режим "Посадка". Положення сектора критичних кутів визначається задатчиком $\alpha_{\text{пос}}$, що знаходиться в блоці комутації БК. Автомат працює в цьому режимі, якщо подається -27 В. Від кінцевих мікроперемикачів закрилків, які спрацьовують під час випуску закрилків на посадковий кут.
- Режим "Контроль". Для визначення працездатності систем відпрацювання автомата на землі та в польоті передбачено вбудований контроль. У цей режим автомат перемикається, натиснувши кнопку (без фіксованого положення) "Контроль АУАСП" на приладовій дошці льотчика. При цьому незалежно від режиму польоту рухливі елементи покажчика займають такі положення: сектор каналу критичних кутів атаки відпрацює в положення злітного кута атаки; стрілка каналу поточного кута атаки поєднується з нижньою кромкою сектора каналу критичних кутів атаки, тобто, відпрацює в становище виходу на критичний кут атаки; стрілка каналу вертикального навантаження сумісний з

нижньою кромкою нерухомого сектора каналу вертикальної навантаження, тобто, відпрацює в положення допустимої критичної вертикального перевантаження, спрацює сигналізація. Натискання кнопки «Скинути» призводить до відновлення показань відповідно до положення щіток потенціометрів датчиків. Датчики вбудованим контролем не охоплені.

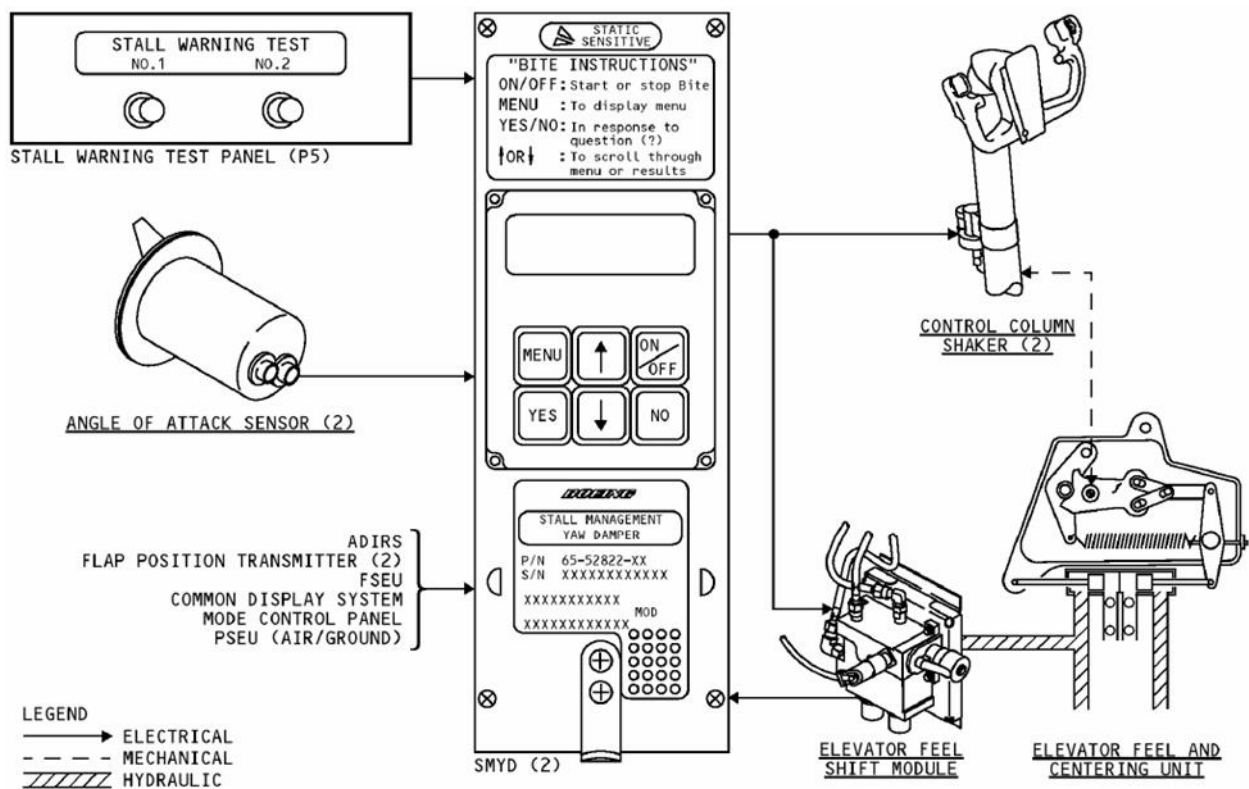
2.8. Система попередження про наближення до звалювання літака Boeing 737 NG

Система попередження про наближення до звалювання (Stall warning system) літака Boeing 737 NG подає візуальну, звукову та тактильну сигналізацію екіпажу у випадках, коли літак перебуває на грані звалювання.

Система попередження про наближення до звалювання складається з наступних компонентів:

- комп'ютери демпфера рискання і звалювання (Stall management yaw dampers (SMYD));
- тактильний сигналізатор (вібратор) штурвала (Control column shakers);
- система ідентифікації звалювання CAL 201-209, 227 +; 401 +; 720 +; (Stall ID system), яка в свою чергу складається з наступних компонентів:
- модуль завантаження керма висоти (Elevator feel shift module (EFSM));
- панель випробування системи попередження звалювання (Stall warning test panel).

Система ідентифікації звалювання CAL 201-209, 227 +; 401 +; 720 +; (Stall ID system) працює наступним чином – під час звалювання FCCs дає команду, щоб стабілізатор відбалансував літак на пікірування (опустив ніс літака вниз). EFSM і модулі вимикача переривника штурвала працюють так, щоб упевнитися, що пілот не може легко подолати цей автоматичний рух стабілізатора зі штурвалом керма висоти (не зміг підняти ніс літака вгору).



SWS - GENERAL DESCRIPTION

Рис.2.9. Система попередження про наближення до звалювання

Основним блоком який проводить необхідні обчислення та видає сигнали щодо управління звалюванням та демпфіруванням ризику є комп'ютер демпфера ризику і звалювання (SMYD). На борту літака є два таких блоки:

- SMYD 1 є основним і виконує демпфірування ризику / координаційний поворот під час нормального функціонування;
- SMYD 2 є резервним і виконує WTRIS та демпфірування ризику / координаційний поворот під час резервних операцій.

Компоненти і системи, які постачають дані в систему попередження про наближення до звалювання:

- панель контролю системи попередження звалювання (Stall warning test panel);
- датчики кута атаки (Angle of attack sensors);
- система повітряних і інерціальних параметрів (Air data inertial reference system (ADIRS));
- показники положення закритків (Flap position transmitters);
- модуль електроніки передкрилка та носка (Flap slat electronics unit (FSEU));

- загальна система відображення інформації (Common display system (CDS));
- панель управління режимами (Mode control panel (MCP));
- модуль сигналізатора зближення (Proximity switch electronic unit (PSEU)).

Комп'ютери демпфера рискання і звалювання (SMYD) виконують два обчислення умов попередження про наближення до звалювання:

- 1) нормальне попередження про наближення до звалювання;
- 2) обчислення та попередження про мінімальну повітряну швидкість наближення до звалювання.

Будь-яке обчислення може змусити комп'ютери SMYD посилати сигнал попередження про наближення до звалювання до тактильного сигналізатора штурвала. SMYD 1 видає команду на включення механізму тряски штурвала капітана а SMYD 2 видає команду на включення механізму тряски штурвала другого пілота. Попередження про наближення до звалювання доступно тільки тоді, коли літак знаходиться в повітрі.

Під час зльоту система активується при умовах:

- основна опора шасі (система AIR/GRD) - в повітрі;
- передня опора шасі - в повітрі, або ж активація виконується при виконанні наступних умов: система AIR/GRD або передня стійка шасі - в повітрі; повітряна швидкість більше ніж 110 вузлів.

Система вимикається коли вище поставленні умови не виконуються, або тангажу менше ніж 5° , і повітряна швидкість становить менше ніж 105 вузлів.

Нормальне попередження про наближення до звалювання використовує наступні дані: кут атаки (AOA), положення закрилків, інформація від керованого носка крила (LE flap) і про асиметрію предкрилка, інформація про некерований рух пристроїв передньої кромки (UCM), рівень установки тяги двигунів (N1 і N2), розрахункова повітряна швидкість (VCAS), статус протиобліднювальної системи крила і двигунів (TAI).

Нормальний режим попередження про наближення до звалювання встановлює граничне значення кута атаки для кожного положення закрилків. Величина граничного значення кута атаки змінюється від 13° до $23,5^\circ$ залежно від положення

закрилків. Якщо кут атаки - більше ніж граничне значення для цього положення закрилків, SMYD посилає сигнал попередження про наближення до режиму звалювання до системи тряски штурвала.

Компютери SMYD також використовують інші дані для обчислення обмежень. Якщо обмеження є активним, SMYD посилають сигнал попередження про наближення до звалювання при більш менших кутах атаки. SMYD обчислюють всі обмеження одночасно і використовують обмеження найвищого пріоритету. SMYD вираховує найвище активне обмеження з нормального графіка граничного значення, щоб зменшити граничне значення. Обмеження, які обчислює SMYD: керований носок крила і ухил асиметрії предкрилка ($10,2^\circ - 15,0^\circ$), обмеження високої тяги (0 - 13.6), некерований рух передньої кромки (LE UCM) обмеження ($2,3^\circ - 6,7^\circ$), обмеження теплової протиобліднювальної системи (TAI) (0.8 - 5.3).

Обмеження асиметрії активується, коли одна чи більше пристроїв передньої кромки крила (LE) в стані, який не узгоджується з закрилками задньої кромки.

Обмеження високої тяги активується, якщо двигун N2 (offside) створює тягу більше ніж 75% при цьому двигун N1 (onside) активний. Це обмеження запобігає великому тангажу, так як зростає схильність до звалювання при низьких швидкостях і високої тязі.

Обмеження високої тяги не змінюється з кожним положенням закрилків. Воно використовує сигнал для закрилків задньої кромки, менше ніж або рівних 15, і сигнал для закрилків задньої кромки більше ніж 15. Максимальне обмеження для закрилків, менше ніж або рівних 15, є $6,7^\circ$. Максимальне обмеження для закрилків більше ніж 15 – $13,6^\circ$.

FSEU посилає сигнал про некерований рух (UCM) під час самовільного руху пристроїв передньої кромки крила.

Обмеження теплової протиобліднювальної системи зменшує граничне значення, щоб наріст грубого льоду становив 3.0 дюйма на пристроях передньої кромки крила. Обмеження теплової протиобліднювальної системи активується, коли один з вимикачів АТИЛІД КРИЛА або АНТИЛІД ДВИГУНА знаходяться у ввімкненому положенні. Якщо вимикач АНТИЛІД КРИЛА у ввімкненому положенні

більше ніж 5 секунд, активація обмеження теплової протиобліднювальної системи встановлено до кінця польоту.

Попередження про наближення до звалювання при досягненні нижньої межі швидкості використовує дані про положення закрилків задньої кромки крила і дані про повітряну швидкість. Якщо повітряна швидкість занадто низька для цього положення закрилків, SMYD посилає сигнал попередження про наближення до звалювання в систему тряски штурвала. Кут атаки не використовується для обчислення попередження про наближення до звалювання при досягненні нижньої межі швидкості.

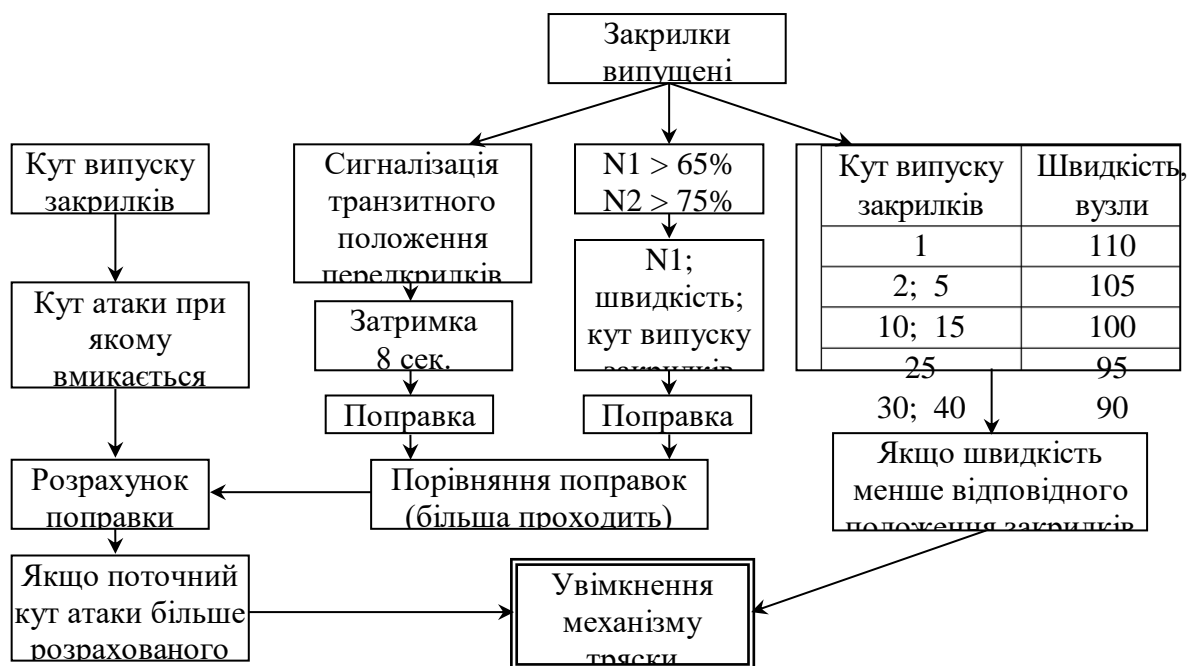


Рис.2.10. Реалізація алгоритму попередження звалювання при мінімальній швидкості

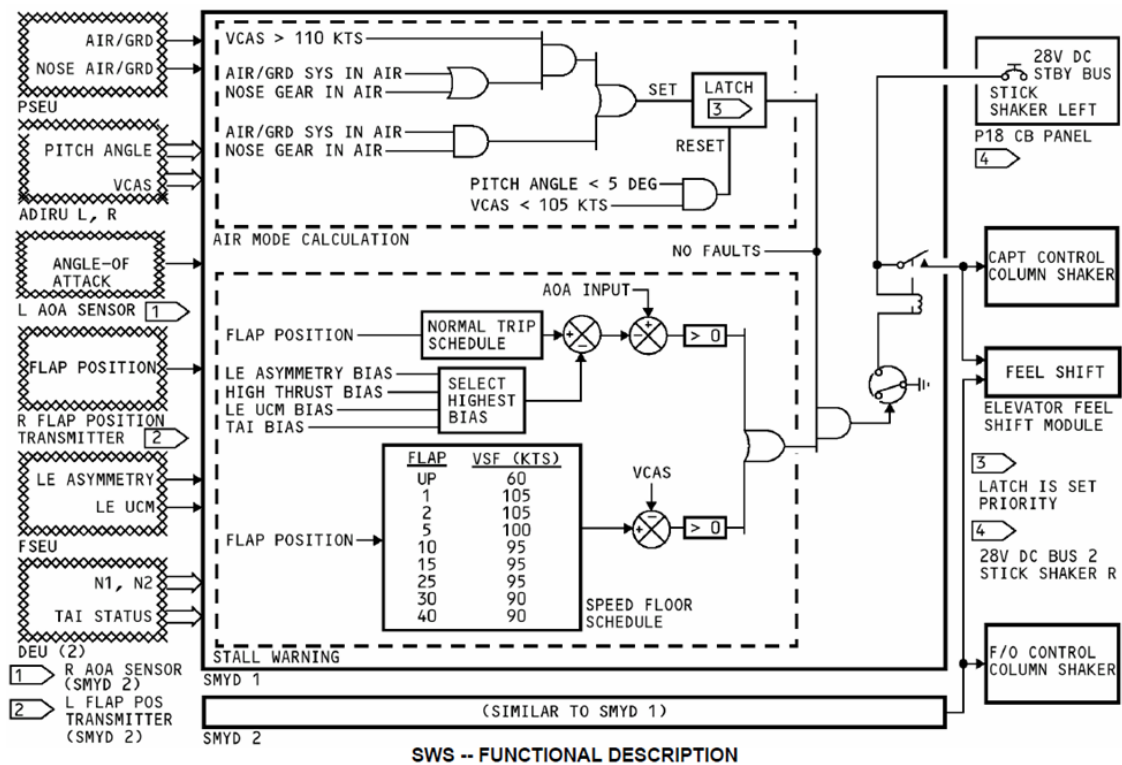


Рис. 2.11. Функціональна схема системи попередження звалювання

Також ці комп'ютери розраховують і видають на індикацію дві швидкості, позначені на лінійці швидкостей пілотажного індикатора. Більша з цих швидкостей позначається вершиною стовпчика янтарного кольору (цифра 8 на рисунку 2.12). Це мінімальна швидкість маневрування (minimum maneuver speed). Вона розраховується за поточним кутом атаки і швидкості літака. При польоті на даній швидкості механізм тряски штурвала спрацює при перевантаженні 1,3. При зміні поточного нормального перевантаження вершина янтарного стовпчика не рухається по лінійці швидкостей.

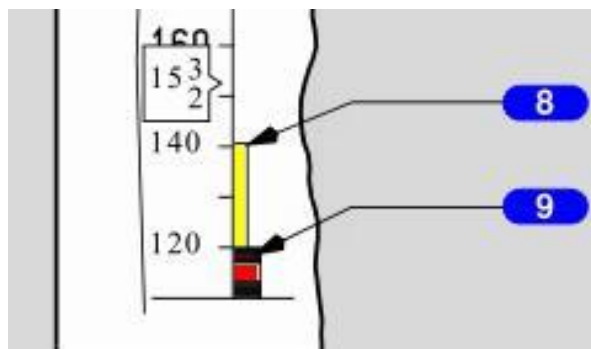


Рис. 2.12. Індикація мінімальної швидкості маневрування і спрацювання тряски штурвала

Менша швидкість позначається вершиною червоно-чорного смугастого стовпчика і позначає розрахункову швидкість початку спрацьовування механізму тряски штурвала (цифра 9 на рисунку). У розрахунку цієї швидкості бере участь, в тому числі, і поточне нормальне перевантаження (stick shaker speed), тобто при збільшенні перевантаження червоно-чорний стовпчик повзе вгору. Фактичне звалювання літака повинно відбутися на швидкості меншій, ніж індикована швидкість включення тряски штурвала.

Крім цього, розраховується рекомендована швидкість для пілотування при заході на посадку і після зльоту (flap maneuvering speed, цифра 2 на рисунку 2.13.). Дана швидкість позначається символом UP або цифрою, яка позначає кут випуску закрилків.



Рис. 2.13. Індикація рекомендованої швидкості при заході на посадку

Ця швидкість розраховується FMC за поточною вагою літака і забезпечує, як мінімум, координований розворот з креном 40 (тобто нормальне перевантаження 1.3) до спрацьовування механізму тряски штурвала при польоті на невеликій висоті. При збільшенні висоти даний запас може не забезпечуватися.

Таким чином, аналіз систем попередження про критичні режими польоту показав, що одним із небезпечних критичних режимів є звалювання, що може виникнути при виведення літака за межі критичних кутів атаки при вирівнюванні в процесі заходу на посадку або при досягненні швидкості менше еволютивної. Майже всі повітряні судна оснащені візуальними, звуковими та тактильними системами сповіщення екіпажу про наближення до критичних кутів атаки. Однак не всі повітряні судна оснащені сигналізацією про досягнення мінімальної еволютивної швидкості. Зокрема Боїнг-737NG має таку систему, а літак Ан-148 такою системою не обладнується.

РОЗДІЛ 3

ПЕРСПЕКТИВНІ ДАТЧИКИ СИСТЕМИ ПОПЕРЕДЖЕННЯ ЗВАЛЮВАННЯ

3.6. Попередження про наближення звалювання

Під час прямолінійного або криволінійного польоту із закрилками та шасі, що знаходяться в будь-якому звичайному положенні, пілот повинен отримувати ясне і добре помітне попередження про наближення звалювання з достатнім запасом часу для запобігання несподіваному звалюванню.

Таке попередження має здійснюватися характерними змінами аеродинамічних якостей даного літака або за допомогою пристрою, який даватиме чітке попередження на всіх очікуваних режимах польоту. Однак для цієї мети неприйнятний візуальний індикатор, який вимагає уваги сторони членів екіпажу, які перебувають у кабіні.

Якщо як попередження використовується тільки звукова (або в комбінації з візуальною) сигналізація, то зусилля на штурвалі, потрібні для виведення літака на кут атаки $\alpha_{\text{сигн}}$ у крейсерському польоті, повинні бути не менше 15 кгс при балансуванні літака по зусиллям на вихідному режимі.

Якщо швидкість зменшується з темпом, не що перевищує 1,85 км/год за секунду, то попередження про наближення до звалювання в будь-якій нормальній конфігурації має починатися на швидкості V_{SW} , що перевищує швидкість, на якій починається звалювання відповідно, не менше ніж на 9,3 км/год або на 5% індикаторної земної швидкості, залежно від того, що більше. Почавшись, попередження про наближення до звалювання має продовжуватися доти, доки кут атаки не зменшиться приблизно до тієї ж величини, на якій сигналізація почалася.

Попередження про звалювання при виконанні маневру з $n_{\text{ya}} > 1$ має починатися на куті атаки принаймні на 3° менше кута атаки звалювання.

Додатково до вимог, якщо швидкість зменшується з темпом, що не перевищує 1,85 км/год за секунду, прямолінійному польоті з двигунами, що працюють на режимі малого газу, і при centruванні, встановленому, то будь-якої нормальної конфігурації

швидкість VSW повинна перевищувати VSR не менше ніж на 5,5 км/год або на 3% індикаторної земної швидкості залежно від того, що більше.

Попередження про наближення до звалювання має забезпечувати запас за швидкістю достатній, щоб дозволити пілоту запобігти зваленню, якщо висновок починається не раніше, ніж за секунду після спрацьовування сигналізації, при гальмуваннях на віражах з нормальним навантаженням 1,5 та темпом гальмування не менше 3,7 км/год за секунду з закритими і шасі, що знаходяться в будь-якому нормальному положенні, при балансуванні літака на швидкості 1,3 VSR та тязі або потужності двигуни, потрібні для горизонтального польоту на швидкості 1,3 VSR.

Попередження про наближення до звалювання має бути також забезпечене за будь-якої зміни механізації крила, рекомендованої до використання у польоті після відмов систем (включаючи всі зміни, які у процедурах).

Системи попередження мають головний недолік, який полягає в тому, що вони фактично не виявляють насувається або фактичний зрив; натомість вони визначають, коли літак наближається до свого звичайного кута звалювання, і припускають, що звичайний кут звалювання також є поточним кутом звалювання.

Системи попередження звалювання на нових літаках намагаються це врахувати, так що поріг попередження звалювання літака може бути встановлений на (скажімо) 25° при чистому, 45° при висунутих передкрилках і 5° при виявленні зледеніння. Однак, хоча чистий кут звалювання літака легко виміряти під час льотних випробувань, як і кут звалювання з різними конфігураціями пристроїв з великою підйомною силою, кут звалювання зледенілого, пошкодженого або пошкодженого крила не може бути осмислено визначений таким чином, оскільки це залежить від точної кількості, форми, текстури і т. д. льоду/комах/ушкоджень, які мають майже нескінченну кількість можливих конфігурацій; як такий, поріг в умовах зледеніння в основному є припущенням і легко може бути набагато нижче або набагато вище, ніж фактичний кут звалювання конкретного крижа, що обмерзнув, і більшість систем попередження про звалювання навіть не намагаються для обліку мазків комах або пошкоджень крил. Що ще гірше, зледеніння, комахи та пошкодження рідко бувають

симетричними між двома крилами, так що одне крило може легко отримати значно більший кут звалювання, ніж інше; система попередження про звалювання на основі кута не вкаже на це.

Однак можна безпосередньо виявити насувається або фактичний зрив. У міру того, як кут атаки літака наближається до будь-якого кута звалювання в цей конкретний момент, повітряний потік над верхньою поверхнею крила починає відокремлюватися від крила; цей поділ потоку починається на задній кромці, і область розділеного потоку розширюється вперед у міру того, як літак наближається і наближається до звалювання, доки літак нарешті не зупиняється, поділ потоку охоплює майже всю верхню поверхню крила. Цей поділ потоку та пов'язаний з ним потужна турбулентність можуть бути легко виявлені датчиком тиску та/або звуку на верхній частині крила, і ця технологія була вперше доступна понад чверть століття тому.

Доступна нова технологія, яка може визначати розподіл повітряного потоку на аеродинамічних поверхнях. Одна нова система вимірює тиск у повітряному потоці над верхньою поверхнею крила за допомогою датчика, розташованого приблизно на 70% хорди (залежно від літака) усередині елеронів. Було показано, що система ефективно виявляє турбулентність верхньої поверхні крила, пов'язану з відривом повітряного потоку як у польоті, так і під час розбігу при зльоті, коли літак розганяється до не менше 50 вузлів.

Звичайні системи попередження про звалювання, в яких використовується встановлений на фюзеляжі датчик АОА, не вимірюють фактичний стан звалювання на крилі. Ключем до визначення раннього зриву через наявність забруднення є вимірювання витрати безпосередньо на підйомній поверхні. Локальні зміни швидкості в області над верхньою поверхнею крила забезпечують несуперечливу індикацію аеродинамічного звалювання, що наближається, навіть за наявності забруднення. Цей метод попередження про звалювання також пропонує новий рівень безпеки при відновленні після зсуву вітру на малих висотах та моніторингу злітних характеристик.

ATR розробила програму випробувань, яка оцінювала ефективність пристрою до цієї аварії. Система була випробувана на ATR 72 у січні 1994 р. і він був випробуваний на ATR-42-500 у грудні 1994 року. На додаток до літаків ATR, випробування були проведені з пристроєм виявлення, встановленим на Cessna 421 (двоциліндровий поршневий салон), NASA Sabreliner (бізнес-джет) та Fokker 100 (пасажирський літак). Крім того, були проведені випробування в аеродинамічній трубі з різним ступенем шорсткості поверхні та форми льоду на різних конструкціях аеродинамічних поверхонь.

Другий новий тип системи виявлення поділу повітряного потоку вимірює зміну звуку (амплітуди та частоти) повітряного потоку над поверхнею аеродинамічного профілю. Ця система не проходила льотних випробувань до цієї аварії, але подальші випробування в аеродинамічній трубі в Дослідницькому центрі Льюїса NASA показали стабільну надійність у виявленні поділу повітряного потоку.

Тим не менш, навіть незважаючи на те, що системи, які безпосередньо виявляють звалювання або звалювання, що насувається, були доступні протягом десятиліть, і такі системи здатні надійно виявляти звалювання незалежно від того, який кут звалювання літака дорівнює 2 (що система на основі крил ніколи не могла навіть наблизитися до виконання), переважна більшість літаків (навіть великих авіалайнерів, де звалювання було б найбільш потенційно катастрофічним), як і раніше, використовують лопаті кута атаки як основу своїх систем виявлення звалювання і попередження, замість використання систем, заснованих на детекторах поділу повітряного потоку.

Однак можна безпосередньо виявити коли насувається або фактичний зрив. У міру того, як кут атаки літака наближається до будь-якого кута звалювання в цей конкретний момент, повітряний потік над верхньою поверхнею крила починає відокремлюватися від крила; цей поділ потоку починається на задній кромці, і область розділеного потоку розширюється вперед у міру того, як літак наближається і наближається до звалювання, доки літак нарешті не зупиняється, поділ потоку охоплює майже всю верхню поверхню крила. Цей поділ потоку та пов'язана з ним

потужна турбулентність можуть бути легко виявлені датчиком тиску та/або звуку на верхній частині крила, і ця технологія була вперше доступна понад чверть століття тому.

Доступна нова технологія, яка може визначати розподіл повітряного потоку на аеродинамічних поверхнях. Одна нова система вимірює тиск у повітряному потоці над верхньою поверхнею крила за допомогою датчика, розташованого приблизно на 70% хорди (залежно від літака) усередині елеронів. Було показано, що система ефективно виявляє турбулентність верхньої поверхні крила, пов'язану з відривом повітряного потоку як у польоті, так і під час розбігу при зльоті, коли літак розганяється до не менше 50 вузлів. Згідно з технічним документом Товариства автомобільних інженерів (SAE), 77 експериментальні випробування показали, що звичайні системи попередження про звалювання, в яких використовується установлений на фюзеляжі датчик АОА, не вимірюють фактичний стан звалювання на крилі. Ключем до визначення раннього зриву через наявність загрязнення є вимірювання витрат безпосередньо на підйомній поверхні. Локальні зміни швидкості в області над верхньою поверхнею крила забезпечують несуперечливу індикацію аеродинамічного звалювання, що наближається, навіть за наявності загрязнення. Цей метод попередження про звалювання також пропонує новий рівень безпеки при відновленні після зсуву вітру на малих висотах та моніторингу злітних характеристик.

ATR розробила програму випробувань, яка оцінювала ефективність пристрою до цієї аварії. Система була випробувана на ATR 72 у січні 1994; і він був випробуваний на ATR-42-500 у грудні 1994 року. На додаток до літаків ATR, випробування були проведені з пристроєм виявлення, встановленим на Cessna 421 (двоциліндровий поршневий салон), NASA Sabreliner (бізнес-джет) та Fokker 100 (пасажирський літак). Крім того, були проведені випробування в аеродинамічній трубі з різним ступенем шорсткості поверхні та форми льоду на різних конструкціях аеродинамічних поверхонь.

Інший новий тип системи виявлення поділу повітряного потоку вимірює зміну звуку (амплітуди та частоти) повітряного потоку над поверхнею аеродинамічного

профілю. Ця система не проходила льотних випробувань до цієї аварії, але подальші випробування в аеродинамічній трубі в Дослідницькому центрі Льюїса НАСА показали стабільну надійність у виявленні поділу повітряного потoku

Тим не менш, навіть незважаючи на те, що системи, які безпосередньо виявляють звалювання або насувається, були доступні протягом десятиліть, і такі системи здатні надійно виявляти звалювання незалежно від того, який кут звалювання літака дорівнює 2 (що система на основі крил ніколи не могла навіть наблизитися до виконання), переважна більшість літаків (навіть великих авіалайнерів, де звалювання було б найбільш потенційно катастрофічним), як і раніше, використовують лопаті кута атаки як основу своїх систем виявлення звалювання і попередження, замість використання систем, заснованих на детекторах поділу повітряного потоку.

3.7. Сучасні технології попередження звалювання

У польоті на літак діють чотири основні сили: тяга двигуна (P), лобовий опір (X), підйомна сила (Y) та вага (G) (рис.3.1).

$$Y_a = C_y \frac{\rho V^2}{2} S$$

За рахунок підйомної сили, що створюється на крилі, літак тримається у повітрі.

З цього виразу бачимо, що підйомна сила (Y) залежить від щільності повітря (ρ), повітряної швидкості (V), площі крила (S) і коефіцієнта підйомної сили (C_y) який є функцією кута атаки (α).

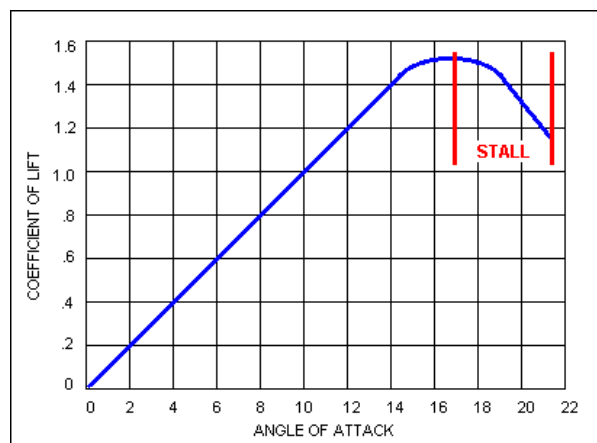
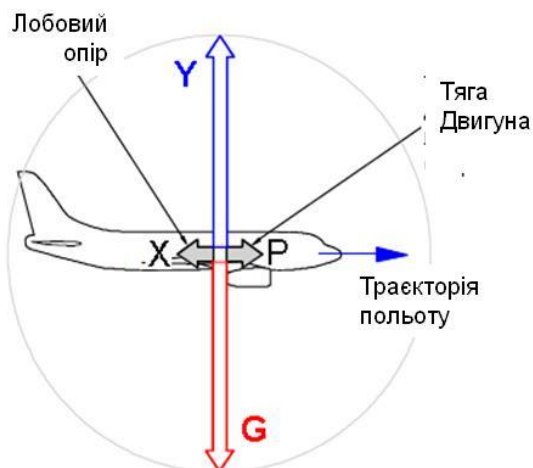


Рис.3.1. Сили, що діють на літак

Зменшення підйомної сили до рівня, що менше ваги літака призводить до втрати висоти, а різке зменшення підйомної сили призводить до звалювання.

Тому однією з головних небезпек для літака є його звалювання через втрату швидкості, або різкого зменшення коефіцієнта підйомної сили за рахунок збільшення кута атаки вище його критичної величини.

Різниця швидкостей повітряного потоку над крилом та під крилом, і як наслідок, різниця тиску повітря над крилом та під крилом призводить до наявності підйомної сили. Тому відповідно до формули підйомної сили від швидкості повітряного потоку буде залежати різниця тисків над та під крилом і як наслідок величина підйомної сили.

Крім того, наявність докритичного кута атаки призводить до збільшення різниці тисків над та під крилом і також збільшення підйомної сили.

Основними засобами визначення повітряної швидкості та кута атаки є система повітряних сигналів, а датчиками визначення вказаних параметрів являються приймачі повного тиску та датчики аеродинамічних кутів.

Датчики аеродинамічних кутів в основному флюгерного типу орієнтовані за напрямком вектору швидкості повітряного потоку відносно повздовжньої осі повітряного судна або крила, і надають інформацію про кут атаки. Перевищення кута атаки більше критичного призводить до появи турбулентних потоків на верхній задній частині крила, що призводить до зменшення підйомної сили крила та як наслідок звалювання літака.

Різниця швидкостей повітряного потоку над крилом та під крилом, і як наслідок, різниця тиску повітря над крилом та під крилом призводить до наявності підйомної сили.

Так як на формування підйомної сили впливає тиск, то пропонується застосувати датчики тиску розміщені в різних місцях крила зверху і знизу, що дозволять визначати різницю тисків, зміну підйомної сили та наближення до критичних кутів атаки (рис.3.2).

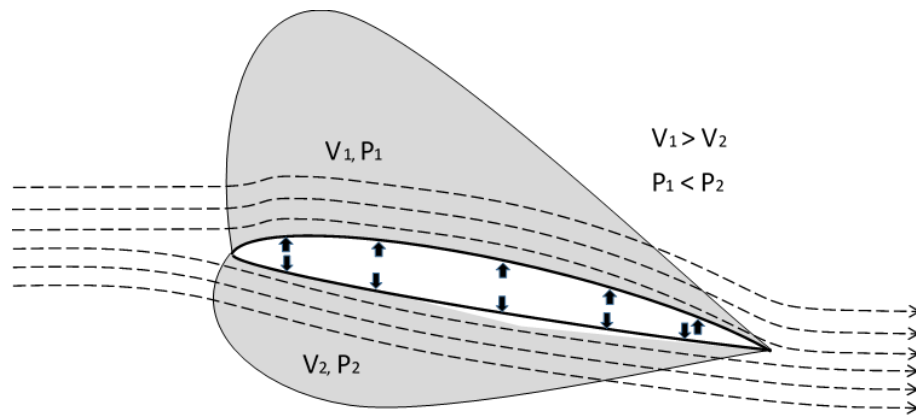


Рис.3.2. Схема обтікання повітрям крила та розміщення датчиків тиску.

Сучасні технології дають можливість застосування мікромеханічних датчиків тиску, які мають низьке енергоспоживання, малі розміри, та можуть бути розміщені в різних місцях крила без порушення його геометрії, а сучасні обчислювальні системи дозволяють вимірювати диференціальний тиск із багатьох груп датчиків за мінімальний проміжок часу.

3.8. Напівпровідникові мікромеханічні датчики тиску

Проведений аналіз існуючих датчиків тиску показав, що точність їх вимірювань великою мірою залежить від наявності інструментальних та аеродинамічних похибок, які не властиві напівпровідниковим датчикам тиску. Особливістю напівпровідникового датчика тиску є те, що його чутливий до тиску елемент (ЧЕ) виготовляється з напівпровідникового матеріалу, наприклад, кремнію або сапфіру.

Датчики тиску конструктивно складаються із ЧЕ, що сприймає тиск, і перетворювачів (переміщень, деформації, сили), зібраних у корпусі. Чутливим елементом датчиків тиску є тонка, частіше кремнієва пластинка, яку умовно можна назвати мембраною, як правило прямокутна або кругла в плані. Вона може бути однаковою по товщині або із твердим, недеформуємим центром, що має по контуру пружну перемичку.

До найважливіших технічних характеристик мікродатчиків тиску (МДТ) відносяться робочий діапазон виміру, чутливість до вимірюваного тиску, вихідна напруга.

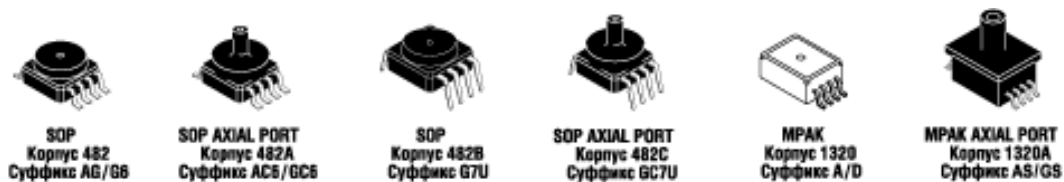


Рис.3.3. Зовнішній вигляд напівпровідникових датчиків тиску

У приладах компенсаційного виміру, якщо виконавчий елемент датчика сили (актуатор) не залежить від властивостей матеріалу, прилад буде менш сприйнятливий до зміни характеристик матеріалу.

У якості перетворювачів переміщень або деформацій мембран частіше застосовуються напівпровідникові перетворювачі (НП), які мають недоліки- суттєво залежні від технології їх виготовлення. У НП, виконаних за технологією об'ємного кремнію, наявність р-п-переходів обмежує температурний діапазон використання датчиків тиску (≤ 100 °C). У НП, виготовлених з полікремнію, що володіє низкою тензочутівістю, тензорезистори з ізоляцією з діоксиду кремнію мають малу амплітуду вихідного сигналу. НП на основі структур "кремній на сапфірі" мають властиві недоліки, обумовлені розбіжністю кристалічних ґрат цієї пари, високою вартістю й складністю обробки сапфіру.

Найбільш прогресивними, що мають потенційні можливості, є датчики тиску, у яких НП виготовляються методом формування структур "кремній на діелектрику". Відповідні технології можуть забезпечити створення МДТ, які здатні працювати при температурі > 100 °C, відрізняються поліпшеною стабільністю характеристик і стійкістю стосовно впливу різних фізичних полів.

Діапазон вимірів тиску перебуває в широких межах: 0...500 кПа. Найбільш складним є створення датчиків малих тисків (від одиниць до десятків паскалсй) і датчиків пульсацій малих тисків. Датчики тиску виготовляють у вигляді автономних приладів контролю й керування, а також як пристрою, використовувані в складі інших приладів: витратомірів, показчиків повітряної швидкості, висотомірів, варіометрів і ін.

3.9. Чутливі елементи мікромеханічних датчиків тиску

Чутливим елементом мікромеханічних датчиків тиску (ЧЕ МДТ) є мембрана з тензорезисторними або іншими напівпровідникові перетворювачі або з ємнісними (або іншими) перетворювачами переміщень мембрани.

На рисунку 3.4 наведені розповсюджені форми ЧЕ МДТ.

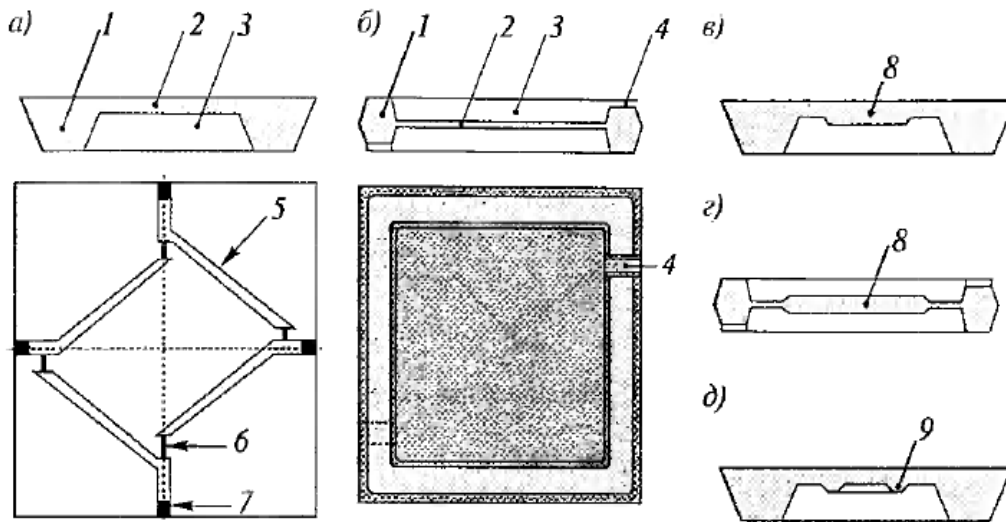


Рис.3.4. Варіанти ЧЕ датчиків тиску: а)- асиметрична мембрана;

б) - симетрична мембрана; в) і г)- мембрани зі жорстким центром; д)- подвійна мембрана зі жорстким кільцем; 1- корпусна пластина; 2- мембрана з жорстким закладенням по контуру; 3- підмембранна камера; 4- канали підводу тисків; 5- проводяча доріжка; 6- інтегральний тензорезистор; 7- контактна площадка; 8- жорсткий центр; 9- жорстке кільце.

Варіант, представлений на (рис.3.4а.) — це плоска інтегральна мембрана з повним тензорезисторним мостом. Найчастіше мембрану виконують із «п-кремнію в площині (100), прямокутної в плані, а дифузійні (імплантовані) або епітаксимальні тензорезистори п-р-провідності. З такими ЧЕ можлива побудова датчиків для виміру абсолютних, надлишкових і різницевих тисків. З корпусними деталями ЧЕ з'єднують за допомогою проміжних боросилікатних скляних пластин дифузійним зварюванням в електричному полі.

Верхня межа вимірюваних тисків поширюється до 250 МПа, а точність виміру перебуває на рівні 1 %. Варіант, показаний на (рис.3.4б) є різновидом варіанта (рис.3.4а) і являє собою симетрично розташовану щодо корпусної пластини плоску

мембрану. Застосовують цей варіант переважно з диференціальними ємнісними датчиками переміщень.

Пружні характеристики симетричної мембрани, а також технологічні процеси її виготовлення аналогічні попередньому варіанту. Мембрани із твердим центром (варіанти рис.3.4в і г), а також із твердим кільцем (варіант рис.3.4д) розширюють можливості ЧЕ. Призначення твердого центру залежить від типу застосовуваного перетворювача деформації (або переміщення) в електричний сигнал.

Так, наприклад, при використанні тензорезистивного перетворювача для інтегральної мембрани із твердим центром підвищується концентрація напруги в тонкій перемичці й суттєво поліпшується лінійність характеристики. У випадку використання ємнісного перетворювача переміщень твердий центр відіграє роль рухливого електрода диференціального ємнісного датчика.

Недоліком застосування твердого центру є те, що датчик тиску стає чутливим до лінійного й кутового прискорення. Для повного виключення впливу прискорення виконують два ідентичні датчики тиску на одній корпусній пластині, причому другий датчик закритий від впливу тиску й реагує тільки на прискорення, а корисний сигнал у вигляді різницевого значення виділяється за допомогою електронної схеми.

На сьогоднішній день розроблено два базові кристали інтегральних перетворювачів тиску (ІПТ): ІПТ-1 і ІПТ-2 - з плоскими мембранами, що забезпечують можливість виміру тиску в діапазоні 0,1...40 МПа, з одно- і двостороннім розташуванням контактних майданчиків.

Кристали ІПТ-4 і ІПТ-9 містять мембрану із твердим центром. Кристал ІПТ-4 (рис.3.5) має розмір 6х6 мм і мембрану розміром 3,5х3,5 мм. Дана конструкція дозволила майже в 3 рази збільшити чутливість при вимірі малого тиску в порівнянні із плоскою мембраною при рівних товщинах мембран.

Конструкція забезпечує також кращу симетрію топології тензорезисторів. Кристал ІПТ-9 є аналогом ІПТ -4, але з розмірами 4х4 мм. Усі перетворювачі мають на кристалі транзисторну схему температурної компенсації чутливості (мал.3.6) — транзистор Т і резистори R1, R2

Тензорезисторы



Рис.3.5 Розміщення тензорезисторів на мембрані з жорстким центром.

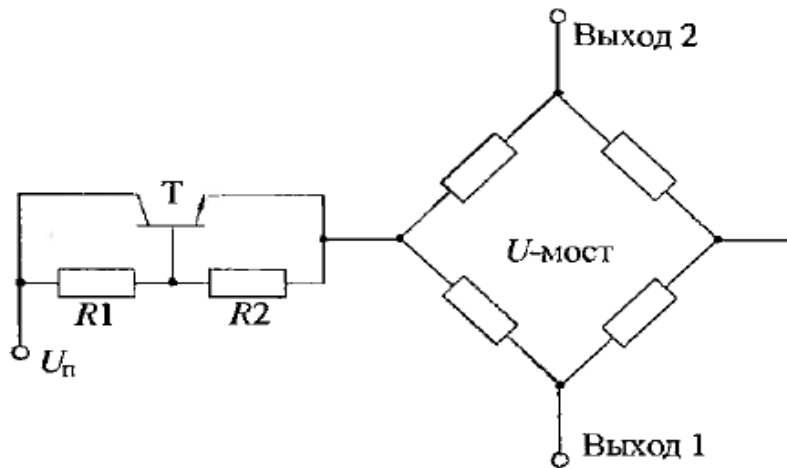


Рис.3.6 Електрична схема ПТТ: U_p -напряга живлення.

Основні характеристики інтегральних перетворювачів тиску наведені в табл.1.

Таблиця 1.

Характеристика	ПТТ-1	ПТТ-2	ПТТ-3	ПТТ-4
Габаритні розміри, мм	4x5,7x0,43	4x4x0,43	6,2x6,2x0,43	4x4x0,43
Діапазон вимірюваного тиску ($p_{ном}$), МПа	0,1...0,6	0,1...25	0,01...0,6	0,04...25
Припустимий тиск, МПа	R_n ом			
Напряга живлення, В	$(5 \pm 0,3)$			
Номинальний вихідний сигнал, мВ	50...70		20...70	50...70
Нелінійність вихідного сигналу, %	<0,3			
Початковий розбаланс мосту, % від вихідного сигналу	±10		±3	
Діапазон робочих температур, °С	-50...+100			
Температурний коефіцієнт, %/К:		<0,03	0,03	<0,02
чутливості нуля	0,05			

Конструкція, що складається із кристала і з'єданого з ним підставки, названа ЧЕТ(чутливий елемент тиску) і відповідно ЧЕТА – абсолютного, ЧЕДТ – диференціального тиску. Схеми конструкцій ЧЕТ показані на рис.3.7.

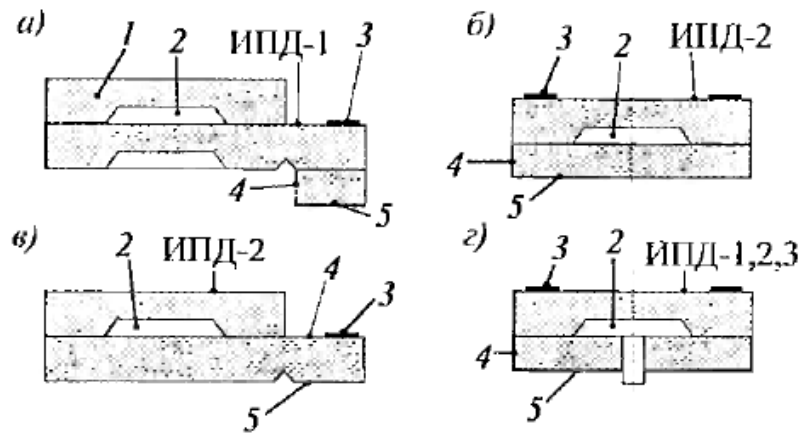


Рис.3.7. Принципові схеми конструкцій ЧЕТ: а...в – абсолютного тиску; г - диференціального (надлишкового) тиску; 1 - кремнієва кришка; 2 - вакуумна камера; 3 - контактна площадка з алюмінію; 4 - кремнієва основа; 5 - місце посадки.

Конструкція елемента ЧЕТА-1 (рис.3.7.а) складається із двох кремнієвих кристалів, один з яких ППТ-1 - має подовжену конструкцію. На робочій поверхні ППТ-1 розташована кристал-кришка. У кришці анізотропним травленням сформоване поглиблення на 100 мкм розміром 2х2 мм. Кришка по периметру герметично з'єднується з ППТ за допомогою легкоплавкого скла й утворює над поверхнею мембрани вакуумну порожнину. Технологічні режими зварювання склом, застосовувані в ЧЕТА-1, накладають обмеження на розташування алюмінієвих струмопроводящих доріжок на кристалах ППТ-1. Доріжки не повинні розташовуватися по краях кришки в зоні взаємодії зі склом; поза контактом із кришкою повинен розташовуватися й транзистор. Конструкція ЧЕТА-1 забезпечує захист робочій поверхні кристала ППТ-1 від зовнішніх впливів.

У конструкції ЧЕТА-2 (мал.3.7.б) застосовується кристал ППТ-2, який через скло герметично посаджений на кремнієву підставку товщиною 2 мм. Вакуумна порожнина утворена під мембраною кристала ППТ-2. Підставки габаритними

розмірами 4x4x2 мм нарізаються методом електроіскрової ерозії, обтравлюються в травителях і окиснюються для створення ізоляції.

Аналогічним чином створювалася конструкція ЧЕДТ-4 (мал.3.7.г) для тензомодулей і датчиків надлишкового й диференціального тисків, за винятком того, що в підставці електроіскровою ерозією формувався наскрізний отвір. Елемент тиску ЧЕДТ-4 був розроблений під серію кристалів ІПТ-1, ІПТ-2, ІПТ-4 для забезпечення можливості виміру тиску в широкому діапазоні (0,01.. .40 МПа).

Для застосування ІПТ у мікросхемних корпусах була розроблена конструкція ЧЕТА-3 (мал.3.7.в), де кристал ІПТ-2 через скло з'єднується із кремнієвою підставкою товщиною $\leq 0,5$ мм, у якому є канавка для механічної розв'язки його від корпуса. Закріплення в корпус елемента ЧЕТА-1 (ЧЕТА-3) - консольне, що забезпечує гарну механічну розв'язку. Висота елемента ЧЕТА-3 не перевищує 1 мм, що дозволяє застосовувати його в багатьох модифікаціях мікросхемних корпусів. Принципова схема конструкції ЧЕТ на базі мембрани із твердим центром наведена на (рис.3.8.)

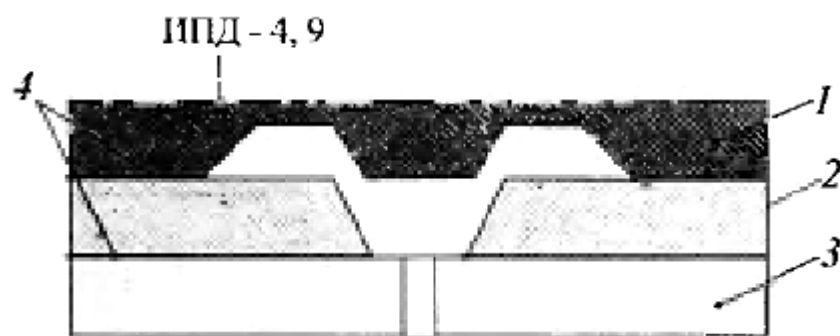


Рис.3.8. ЧЕТ на базі мембрани з жорстким центром: 1- кристал ІПТ-4,9; 2- кремнієва рамка; 3- кремнієва основа; 4- з'єднувальні шари скла

У конструкціях ЧЕТ із кристалами ІПТ-4, ІПТ-9, мембрани 1 яких мають тверді центри з товщиною, рівній товщині вихідних підкладок, застосована додаткова рамка 2 з монокристалічного кремнію, виготовлена за технологією об'ємної мікрообробки. У якості підставки 3 також використовується монокристалічний кремній. Усі кремнієві елементи з'єднуються легкоплавким склом 4, яке наноситься на один з елементів. Отвори формуються електроіскровою ерозією й можуть бути виконані до поділу пластин на кристали.

Фірма Motorola (США) на базі пружного елемента у вигляді кремнієвої мембрани, у яку методом іонної імплантації введена тензорезистивна структура, розробила серію датчиків тиску.

Основна класифікаційна ознака розподілу датчиків тиску - ступінь інтеграції:

- некомпенсовані датчики (Uncompensated) містять на кристалі тільки мембрану з тензорезистивним мостом;
- у термокомпенсовані й калібровані датчики (Compensated) додатково включені термістори для корекції температурної похибки нуля й чутливості, додаткові підгінні резистори, опір яких у процесі виробництва підбудовують лазером для зменшення розкиду параметрів датчиків;
- інтегровані датчики (Integrated) мають додатковий підсилювач, який приводить вихідну напругу датчика до стандартного вхідного діапазону інтегральних аналого-цифрових перетворювачах;
- медичні датчики (Medical) аналогічні термокомпенсованим за структурою, але корпус і температурні режими відповідають медичним стандартам.

Датчики тиску розділяються по виду корпусів, у які монтується ЧЕ. На рисунку 3.9. показана конструктивна схема датчика тиску з базовим круглим корпусом. ЧЕ 1 (мембрана) приклеєний до внутрішньої поверхні розточення корпусу 2 і захищений спеціальним гелем 6, який рівномірно перерозподіляє тиск на мембрану й ізолює виводи 3 від зовнішнього середовища. Деформована під дією тиску p_1 кремнієва пластина 4 захищена від зовнішнього середовища сталеву пластину 5 з отвором. Навколишнє середовище має тиск p_2 .

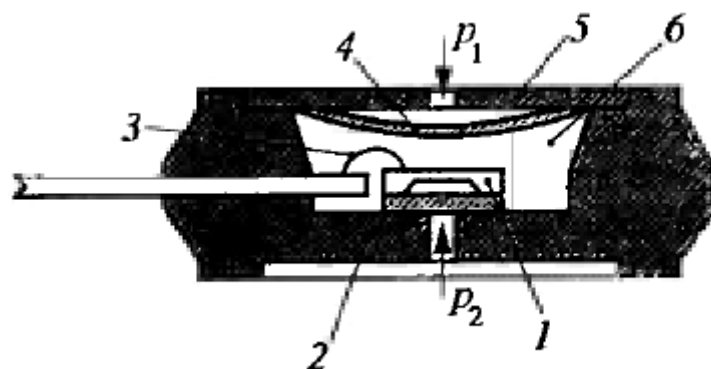


Рис.3.9. Конструктивна схема кремнієвого датчика тиску: 1- ЧЕ (мембрана); 2- корпус; 3- з'єднувальний провід; 4-кремнієва пластина; 5-сталева пластина; 6- гель

Крім базового широко поширені й інші види корпусів. Абсолютні датчики працюють у діапазоні тисків 100...700 кПа, а диференціальні - у діапазоні 4...1000 кПа. Датчики мають лінійну характеристику перетворення зі зсувом. Інерційність їх характеризується часом отклику на скачкоподібний вхідний сигнал, який складає 1мс.

3.10. Система обмеження кута атаки

Вона призначена для автоматичного запобігання виходу ПС за допустимі кути атаки умов звалювання, втрати граничної стійкості або тряски. В основі принципу дії цієї системи лежать безперервне порівнювання поточного значення кута атаки α з його допустимим значенням $\alpha_{\text{доп}}$ для даного режиму польоту та вироблення сигналу управління при наближенні α та $\alpha_{\text{доп}}$ (рис. 3.10).

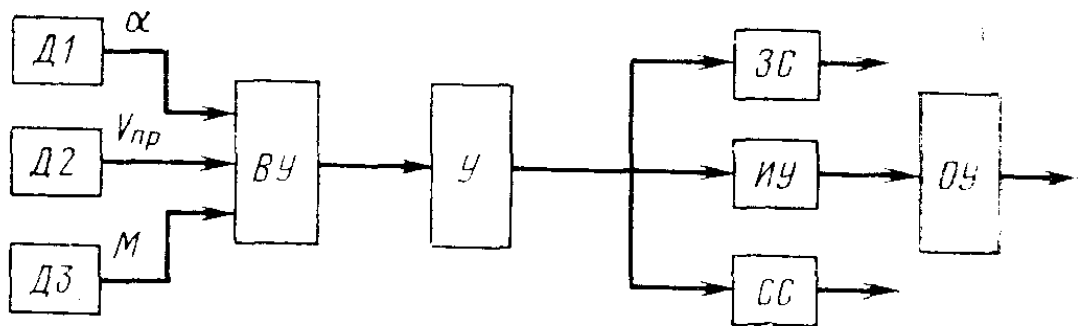


Рис.3.10. Структурна схема системи обмеження кута атаки

У обчислювальній пристрій ВУ з датчиків Д1-Д3 надходять сигнали, пропорційні поточним значенням α , $V_{\text{пр}}$ та M . За значенням $V_{\text{пр}}$ обчислювальний пристрій визначає коефіцієнт підйомної сили $C_{\text{ун}}(V_{\text{пр}})$, у якому літак стає нейтральним по перевантаженню; по величині M - значення C_y , при якому настає звалювання (M) і тряска ПС $C_{\text{ур}}(M)$, а також похідну коефіцієнта підйомної сили за кутом атаки $C_{\alpha y}(M)$. За цими значеннями у ВУ однозначно визначаються для даного режиму польоту допустимі значення кутів атаки втрати поздовжньої стійкості $\alpha_{\text{н}}$, звалювання і тряски ($\alpha_{\text{св}}$ і $\alpha_{\text{тр}}$), які потім порівнюються з поточним значенням кута атаки α . У тому випадку, якщо різниця між α та $\alpha_{\text{доп}}$ менше деякого порогового значення, ВУ формує сигнал, який посилюється в підсилювачі У. Цей сигнал приводить у дію виконавчий пристрій ІУ, яке через орган

управління ОУ зменшує кут атаки ВС, та при необхідності використання пілота як резервної ланки системи керування включає звукову (ЗС) або світлову сигналізацію (СС).

Отже, таким чином ми робимо висновки, що запровадження датчиків наведеного типу, інтегрованих перетворювачів тиску наразі можуть надавати величезну допомогу пілотам в керуванні ЛА, екіпаж може постійно слідкувати та контролювати різницю тиску під крилом та над крилом, завдяки маленьким розмірам датчиків, які будуть встановлені на всій його площині, що надасть найбільшого контролю за літаком, бо завдяки такій технології керування літаком не виходитеме до критичних режимів.

ВИСНОВКИ

Отже, при вивченні динамічних властивостей літака на докритичних кутах атаки допускається незалежний вимір параметрів поздовжнього та бічного рухів. У цьому випадку встановлено, що:

відхилення елеронів викликає кренення літака в бажаному напрямку з деякою кутовою швидкістю, що визначається рівністю поперечного демпфуючого моменту елеронів;

в процесі креніння, під дією спірального моменту, що завертає, літак розвертається в бік, протилежний крененню, і в нього створюється ковзання на опускається напівкрило. І якщо це ковзання не забирається відхиленням керма напрямку, воно перешкоджає крененню літака і зменшує його кутову швидкість обертання;

відхилення керма напрямку призводить до утворення ковзання, збільшення підйомної сили у напівкрила, висунутого вперед, та виникнення поперечного моменту. При цьому найбільший момент крену від ковзання завжди менше

найбільшого моменту крену від елеронів, і пілот, незалежно від кута ковзання, може накренити літак елеронами у бік.

Однак при польотах на великих кутах атаки, що наближаються до критичних, та особливо на закритих кутах атаки, взаємозалежність поздовжнього та бокового рухів настільки велика, що й роздільний розгляд призводить до дуже великих помилок. Причини тому є особливий прояв на критичних кутах атаки аеродинамічних, інерційних та кінематичних перехресних зв'язків, коли гальмує (демпфуючу) дію крил при крененні слабшає і навіть пропадає, при крененні літака у нього з'являється тенденція загортатись у бік крену, момент крену від ковзання починає переважати над моментом крену від елеронів, збільшення кута атаки вимагає прямолінійного польоту зростання швидкості польоту.

Всі ці особливості поведінки літака є результатом інших, ніж на докритичних кутах атаки, законів зміни нормальної та поздовжньої аеродинамічних сил, коли на верхній поверхні крила відбувається відрив прикордонного шару, що призводить до його самообігу.

Кути атаки в польоті суворо регламентовані правилами льотної експлуатації того чи іншого типу літака, тому вихід літака на великі кути атаки, а тим більше закритичні кути атаки можливі лише як ненавмисні, зумовлені непередбачуваними обставинами.

При наближенні літака до великих кутів атаки екіпаж має досить велику кількість оперативної інформації (приладова швидкість, кути атаки та тангажу, положення штурвала тощо). При цьому він користується, або природним горизонтом у візуальному польоті, або штучною інформацією по авіагоризонту або покажчику повороту та ковзання. Але кожен тип літака має свої індивідуальні ознаки наближення до БУА: тряска штурвала (природна або штучна), похитування по крену, коливання за курсом тощо. Серед дублюючих запобіжних засобів наближення до великих кутів слід зазначити: примусова тряска штурвала, примусова імпульсивна (як поштовхів) дача штурвала «від себе», світлова, звукова та тактильна інформація.

Допустимий кут атаки індикується на КПІ (комплексний пілотажний індикатор). Виведення літака на кути атаки, що перевищують $\alpha_{\text{доп}}$ (або допустиме експлуатаційне перевантаження n_y $\alpha_{\text{доп}}$), вимагає застосування підвищених зусиль, потім на літаку з'являється слабо помітна тряска за рахунок зриву потоку на крилі. Літні випробування показали, що зрив потоку зароджується в середньої частини крила в результаті проведених конструктивних заходів (геометрична та аеродинамічна крутка) і вдала підбірка профілів. Індикація виходу літака на небезпечні режими наступні.

Тому, аналіз систем попередження про критичні режими польоту показав, що одним із небезпечних критичних режимів є звалювання, що може виникнути при виведення літака за межі критичних кутів атаки при вирівнюванні в процесі заходу на посадку або при досягненні швидкості менше еволютивної. Майже всі повітряні судна оснащені візуальними, звуковими та тактильними системами сповіщення екіпажу про наближення до критичних кутів атаки. Однак не всі повітряні судна оснащені сигналізацією про досягнення мінімальної еволютивної швидкості.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Николаев Л.Ф. Основы аэродинамики и динамики полета транспортных самолетов. – М.: Транспорт, 1997. – 332 с.
2. Мхитарян А.М. и др. Динамика полета. – М.: Машиностроение, 1978. – 422 с.
3. Лигум Т.И. Аэродинамика и динамика полета турбореактивных самолетов. – М.: Транспорт, 1979. – 319 с.
4. Динамика полета транспортных летательных аппаратов: под ред. А.Я. Жукова. – М.: Транспорт, 1996. – 326 с.
5. Пашковский И.М. Устойчивость и управляемость самолета. – М.: Машиностроение, 1975. – 328 с.
6. Васильченко К.К., Леонов В.А., Пашковский И.М., Поплавский Б.К. Летные испытания самолетов. – М.: Машиностроение, 1996. – 719 с.

7. Ципенко В.Г., Бехтир В.П., Ефимова М.Г., Стариков Ю.Н. Практическая аэродинамика самолетов Ту-204-120 и Ту 204-120С. – М.: МГТУ ГА, 2005. – 128 с.
8. Автомат углов атаки и перегрузок типа АУАСП-Р. Техническое описание и инструкция по эксплуатации.
9. Козарук В.В. Пилотажно-навигационный комплекс самолёта Ту-154 и его эксплуатация. М., «Машиностроение», 1993.-312 с.
10. Воробьев В.Г. и др. Авиационные приборы, информационно- измерительные системы и комплексы: Учеб. для вузов/Под ред.
11. В.Г.Воробьева.-М.: Транспорт, 1992.-399 с.