

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій
Кафедра авіаційних комп'ютерно-інтегрованих комплексів

ДОПУСТИТИ ДО ЗАХИСТУ
Завідувач випускової кафедри
_____ Віктор СИНЕГЛАЗОВ
“ ___ ” _____ 2024 р.

КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА
(ПОЯСНЮВАЛЬНА ЗАПИСКА)
ВИПУСКНИКА ОСВІТНЬОГО СТУПЕНЯ

“БАКАЛАВР”

Спеціальність 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології»
Освітньо-професійна програма «Комп'ютерно-інтегровані технологічні процеси і виробництва»

Тема: Система стикування пристроїв дозакраплення у повітрі

Виконавець: студент групи КП-403 Созанський Нікіта Максимович
Керівник: кандидат технічних наук, професор Філяшкін Микола Кирилович

Нормоконтролер: _____ Філяшкін М.К.
(підпис)

Київ – 2024

НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
Факультет аеронавігації, електроніки та телекомунікацій
Кафедра авіаційних комп'ютерно-інтегрованих комплексів

Освітній ступінь: бакалавр

Спеціальність 151 "Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології"

Освітньо-професійна програма "Комп'ютерно-інтегровані технологічні процеси і виробництва"

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

_____ Віктор СИНЄГЛАЗОВ

“ ____ ” _____ 2024 р.

ЗАВДАННЯ
на виконання кваліфікаційної роботи студента

Созанського Нікити Максимовича

1. Тема проекту (роботи): «Система стикування пристроїв дозаправлення у повітрі»

2. Термін виконання проекту (роботи): з 13.05. 2024 р. до 16.06.2024 р.

3. Вихідні данні до проекту (роботи): Розробку системи автоматизованого дозаправлення проводити для літаків типу АН-158 та АН-170. Орієнтуватися на літак-заправник типу АН-70.

4. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що підлягають розробці):

1. Технологія зворотного дозаправлення у повітрі літаків цивільної авіації; 2. Система дистанційного наведення конуса на заправочну штангу при дозаправленні у повітрі 3. Аналіз техніці пілотування на етапі стикування заправних пристроїв (конуса та паливоприймача); 4. Розробка алгоритму керування заданою швидкістю літака заправника на етапі стикування заправних пристроїв; 5. Розробка алгоритму стикування через систему підмотування барабана паливного шлангу; 6. Дослідження розроблених алгоритмів.

5. Перелік обов'язкового графічного матеріалу:

1. Плакат, що ілюструє технологію зворотного дозаправлення; 2. Система дистанційного управління конусом; 3. Алгоритми управління швидкістю польоту танкера з використанням прогнозуючої моделі; 4. Алгоритми управління дистанцією через систему підмотування барабана паливного шлангу; 5. Результати досліджень.

6. Календарний план-графік:

№ п/п	Завдання	Термін виконання	Відмітка про виконання
1.	Аналіз літературних джерел	22.05.2024	
2.	Збір інформації	23.05. 2024	
3.	Технологія зворотного дозаправлення у повітрі літаків цивільної авіації	24.05.2024	
4.	Система дистанційного наведення конуса на заправочну штангу при дозаправленні у повітрі	26.05.2024	
5.	Аналіз техніці пілотування на етапі стикування заправних пристроїв (конуса та паливоприймача)	28.05.2024	
6.	Розробка алгоритму керування заданою швидкістю літака заправника на етапі стикування заправних пристроїв	30.05.2024	
7.	Розробка алгоритму стикування через систему підмотування барабана паливного шлангу	30.05.2024	
8.	Дослідження розроблених алгоритмів	31.05.2023	
9.	Оформлення пояснювальної записки	31.05.2023	
10.	Створення презентації	2.06.2023	

7. Дата видачі завдання _____

Керівник: _____ Філяшкін М.К

Завдання прийняв до виконання _____ Созанський. Н.М.

_____ ” _____ 2024 р.

РЕФЕРАТ

Пояснювальна записка кваліфікаційної роботи «**«Система стикування пристроїв дозаправлення у повітрі»** 68 с., 30 рис., 3 табл, 17 джерел.

СИСТЕМА “ШЛАНГ-КОНУС”, ДОЗАПРАВКА, КЕРОВАНИЙ КОНУС, РУЧНЕ КЕРУВАННЯ ТЯГОЮ, ТРАЄКТОРІЯ ЗБЛИЖЕННЯ, КОНТУР ТАНКЕР.

Об'єкт дослідження – **Система стикування пристроїв дозаправлення у повітрі**

Предмет дослідження – системи дозаправки літаків типу АН.

Мета кваліфікаційної роботи – розробка алгоритму стикування через систему підмотування барабану паливного шлангу, для зворотної дозаправки літаків під час польоту.

Метод дослідження – порівняльний аналіз, обробка літературних джерел.

Теоретичні дослідження склалися з розробки алгоритму стикування через підмотування барабану паливного шлангу під час зворотної дозаправки у повітрі.

Результати досліджень показали, що нові алгоритми і методи виконання дозаправки зменшують навантаження на пілотів літака крейсера, змінюють процес дозаправки та мають значний економічний вплив.

Технологія дозаправлення у повітрі ближніх магістральних літаків дозволить: збільшити комерційне завантаження літака та зекономить паливо.

Система автоматичного та дистанційного керування конусом-датчиком значно полегшує техніку пілотування літаком-заправником на етапах наведення та контактування.

Автоматизація процесу стикування пристроїв дозаправлення суттєво знизить навантаження на екіпаж літака-заправник.

ЗМІСТ

Вступ.....	1
Розділ1. Технологія зворотного дозаправлення у повітрі літаків цивільної авіації	4
Розділ2. Система дистанційного наведення конуса на заправну штангу при дозаправленні у повітрі.....	12
РОЗДІЛ 3. Аналіз техніки пілотування на етапі стикування заправних пристроїв (конуса та паливоприймача).....	22
3.1. Розробка математичної моделі літака та розрахунок коефіцієнтів лінеаризованої математичної моделі	23
3.2. Синтез автомата тяги	34
3.3. Синтез перехресних зв'язків	38
РОЗДІЛ 4. РОЗРОБКА АЛГОРИТМУ КЕРУВАННЯ ЗАДАНОЮ ШВИДКІСТЮ ЛІТАКА ЗАПРАВНИКА НА ЕТАПІ СТИКУВАННЯ ЗАПРАВНИХ ПРИСТРОЇВ.....	42
РОЗДІЛ 5. РОЗРОБКА АЛГОРИТМУ СТИКУВАННЯ ЧЕРЕЗ СИСТЕМУ ПІДМОТУВАННЯ БАРАБАНА ПАЛИВНОГО ШЛАНГУ.....	49
РОЗДІЛ 6. ДОСЛІДЖЕННЯ РОЗРОБЛЕНИХ АЛГОРИТМІВ.....	58
Висновки.....	65
Список бібліографічних посилань.....	66

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ

- АТ** - автомат тяги
- БПЛА** - безпілотний літальний апарат
- ВКД** - важіль керування двигуном
- ВМАТ** - виконавчий механізм автомата тяги
- КД** - конус-датчик
- ЛАЧХ** - логарифмічна амплітудно-частотна характеристика
- РСБН** - радіотехнічна система ближньої навігації
- САУ** - система автоматичного управління

ВСТУП

Доволі дорога питома ресурсомісткість авіатранспортних послуг потребує розробки та впровадження нових, ефективних рішень, щодо підвищення якості транспортного обслуговування. Тому вчені проекту Recreate взяли за розробку ідеї дозаправки в повітрі літаків цивільної авіації.

Вчені вважають, що можливість дозаправки пасажирських лайнерів в польоті на великих відстанях дозволить використовувати більш легкі і дешеві літаки, при цьому зменшивши кількість викидів забруднення в атмосферу продуктами згоряння палива. При збільшенні дальності польоту частка палива в сумарному вазі літака збільшується, а частка комерційного завантаження знижується, оскільки літаку доводиться перевозити паливо на довшу дистанцію. Плюс до всього зменшиться витрати на паливо, аеропортові збори, технічне обслуговування і ремонт. Так, за оцінками фахівців, якщо замінити дорогі далекі авіалайнери на дешевші середньої дальності, то до 2028 року економія у вартості світового авіапарку може скласти 350-400 млрд доларів. При цьому не менш ніж на 40 мільйонів тон на рік зменшиться витрата палива, впадуть викиди в атмосферу орієнтовно на 100 мільйонів тон.

Повітряне дозаправлення також розглядається, як шлях зниження витрати палива при польотах на великі відстані більше, ніж 3 000 морських миль (5 600 км). За оцінками експертів економія палива в такій спосіб перельоту для далеких рейсів (з урахуванням палива, використовуваного в ході танкерних місії) може становити до 35-40%

З метою зниження вимог до пілотів рейсових літаків у роботі пропонується для систем дозаправлення типу «шланг-конус» методика зворотнього дозаправлення у повітрі, в якій основні задачі пілотування на цьому етапі перекладаються на тренуванні екіпажі літаків-заправників.

Крім того процес дозаправки можна автоматизувати, щоб зменшити навантаження на екіпаж літака-заправника. При цьому автоматизувати не тільки управління літаками, а й управління конусом-датчиком системи дозаправлення, забезпечивши конус аеродинамічними рулями і перетворивши тим самим його в дистанційно керований безпілотний апарат, який екіпаж заправника зможе підводити до своєї шта-

нги. Дані від GPS, інерціальної системи, електрооптичних і високочастотних датчиків можна звести воєдино, щоб підтримувати постійне положення літаків відносно один від одного на відстані 1-2 м. Управління літаками вироблялося б за допомогою високоточних бортових комп'ютерів. Зв'язок між обома повітряними судами здійснювалася б через спеціальний канал зв'язку, причому процес дозаправки відображався б на моніторах в кабіні першого і другого літака, щоб члени екіпажів могли контролювати весь процес дозаправки і втрутитися при необхідності.

Система управління конусом, використовуючи власні органи керування, здійснюватиме стабілізацію конуса в повітрі, парируючи турбулентні збурення, а також забезпечувати наведення конуса на штангу літака-заправника в режимах автоматичного або автоматизованого керування.

Одним із складних процесів, але водночас дуже важливим є контроль швидкості літаків під час дозаправки у повітрі. Занадто висока або занадто низька швидкість може призвести до нестабільності літака та небезпечних ситуацій. Наприклад, якщо швидкість літака занадто висока, паливний шланг може бути пошкоджений або навіть розірваний, що може призвести до аварії. З іншого боку, якщо швидкість занадто низька, то літак може почати гойдатися або навіть втратити підйомну силу та впасти.

Тому, щоб забезпечити безпеку під час дозаправки у повітрі, контроль швидкості літака здійснюється за допомогою спеціальних систем автоматичного керування. Ці системи забезпечують плавне зменшення швидкості літака до оптимального рівня для стикування заправних пристроїв (конуса та штанги) , а після завершення дозаправки - плавний підйом швидкості до нормального рівня. Розробка такої системи, яка повинна працювати сумісно з системою управління конусом, суттєво підвищить безпеку польоту наа дозаправлення в повітрі та зменшить навантаження на екіпаж літака заправника

Все вище викладене підкреслює актуальність розробки технологій та автоматизованих систем дозаправки в повітрі цивільних повітряних суден. Саме цій проблемі і присвячена дана дипломна робота.

РОЗДІЛ 1

ТЕХНОЛОГІЯ ЗВОРОТНОГО ДОЗАПРАВЛЕННЯ У ПОВІТРІ ЛІТАКІВ ЦИВІЛЬНОЇ АВІАЦІЇ

Перша система дозаправки у повітрі, яка була досить надійною для повсякденного використання, була розроблена командиром ескадрильї Королівських ВПС Річардом Л.Р. Атчерлі у середині 1930-х років. Система «шланг з петлею» була покращеною версією оригінального методу гумового шлангу з додатковими роз'ємами та фітингами для спрощення процесу підключення. Патент на це був куплений пізніше Аланом Кобемом і розвинений його британською компанією Flight Refueling Limited (FRL). Його використовували на невеликих вантажних літаках задля економії витрат за паливе з допомогою заправки в повітря після злету.[6]. Однак це тривало дуже недовго – від нього відмовилися з початком Другої світової війни. Після війни FRL отримав обмежений комерційний інтерес, але до нього звернулися ВПС США (USAF), які придбали ліцензію на цю технологію в очікуванні того, що переросло у холодну війну. І ВПС США, і FRL усвідомили, що хоча метод з петлевими шлангами був задовільним для вантажних транспортних засобів і великих бомбардувальників, які мали достатній екіпаж для виконання необхідних ручних операцій, його не можна було використовувати на менших винищувачах. Компанії Boeing було доручено розробити альтернативу для ВПС США, що призвело до створення концепції стріли, що літає, вперше випробуваної в 1948 році. Одночасно FRL прийшла на зміну технології петлевих шлангів системою зонда та гальма, яка дебютувала роком пізніше. Обидві системи позбавили від ручної праці, необхідної в попередньому методі, натомість передавши роботу контролеру стріли у разі стрілки, що літає, або пілоту-приймачу у разі системи зонда і гальма. Третій метод, розроблений і випробуваний у Радянському Союзі в 1950-х роках, полягав у використанні гнучкого шланга, який відпускався з закінчування крила бомбардувальника Ту-16 і захоплювався пристроєм, схожим на гак, протягнутим від лівого крила приймача, а потім піднімався. заправний порт. Цей метод з'єднання крила з крилом використовувався лише на невеликій кількості радянських винищувачів та танкерів Ту-16 че-

рез його складність і був замінений системою шланга з конусом-датчиком у пізніших літаках.

Сучасні системи шланга з конусом (рис. 1.1а) порівняно простіше і компактніші за штанги (рис. 1.1б) і можуть бути адаптовані до різних літаків і швидкостей дозаправки, а також їх розташування на танкері дозволяє одночасно заправляти кілька літаків.



а)



б)

Рис. 1.1

Істотним недоліком є те, що пілоту потрібні додаткові і досить значні зусилля для управління швидкістю і положенням приймача з такою точністю, щоб з'єднатися з конусом. Конус повністю пасивний і піддається аеродинамічному впливу як з боку танкера, так і з боку приймача, що може ускладнити його захоплення в турбулентних і нічних умовах. Навпаки, штангою можна керувати за допомогою приводних у дію закрилків, які контролюють положення штанги і направляють її в приймальне гніздо, в той час як пілот літака, що заправляється, тільки займає лад у правильному положенні позаду танкера. Хоча швидкість дозаправки за допомогою штанги може бути набагато вищою, розмір, вага та складність штанги програють системі шланга з конусом. Крім того, з використанням штанги можна обслуговувати тільки один літак [7].

При впровадженні дозаправки повітря на цивільному транспорті можна використовувати багаторічний досвід військової авіації. Однак це вірно тільки щодо технічної здійсненності, але не більше. Що стосується переваг з погляду вартості,

викидів вуглекислого газу, безпеки, підготовки пілотів і т.д., то з військового досвіду можна запозичити лише небагато, і при використанні пасажирських літаків може бути потрібний інший спосіб виконання дозаправки в повітрі. Безпека, комфорт пасажирів та вартість мають бути на першому місці у списку вимог.

З метою зниження навантажень на пілотів при дозаправленні літаків цивільної авіації використовується технологія «зворотної дозаправки», за якої літак-заправник (фідер) наближається до комерційного літака ззаду і, маневруючи, стикує з ним свою заправну систему (див. рис. 1.2). Завдяки цьому процес дозаправки можна виконувати в ході стандартного прямолінійного польоту цивільного літака, його екіпаж не зазнає додаткового навантаження, крім виконання процедур випуску та прибирання шланга з конусом-датчиком (КД) системи дозаправки, а пасажирів комерційного літака можуть зовсім нічого не помітити. Відповідно, особливу кваліфікацію повинен мати тільки екіпаж літака.



Рис. 1.2

При конфігурації ладу "заправний літак (крейсер) - літак заправник (фідер)" при "зворотній дозаправці" підвищується безпека процедури дозаправки, оскільки знижується ймовірність зіткнення із заправною штангою. Для взаємного контролю положення літаків екіпаж літака-заправника має у своєму розпорядженні достатній огляд, при цьому можна від'єднати в будь-який момент заправну штангу у разі виникнення несправностей.

При цьому не потрібно спеціальної модифікації для літака, що заправляється, так як можна використовувати уніфікований підвісний блок дозаправки, який підвішується під фюзеляжем цивільного літака, що заправляється.

Доцільно автоматизувати процес дозаправки для зниження навантаження на екіпаж літака-заправника. Слід автоматизувати не тільки процес керування літаком при дозаправці, а й керування КД системи дозаправки, обладнавши конус аеродинамічними кермами і тим самим перетворивши його на дистанційно керований БПЛА, яким екіпаж фідера зможе керувати, спрямовуючи його на штангу літака-заправника

Поділ процесу управління, за наявності двох пілотів дозволить правому пілоту виконувати завдання наведення та утримання конуса, оснащеного аеродинамічними керуючими органами у певній галузі щодо продовження осі штанги системи заправки. При цьому система управління конусом може покращувати процес наведення і стабілізації конуса в просторі, при впливі турбулентних збурень. У роботах авторів, котрі займаються вивченням зворотної дозаправки повітря, проведено дослідження систем управління такого типу. Точність витримування координат конуса під час використання такої системи становить 0,2-0,3 м.

Створення атоматизованих систем з керованим конусом значно спрощує процес стикування заправних пристроїв. При цьому не знімається завдання якої займається лівий пілот, витримування заданої швидкості зближення і стабілізації ладу літак-танкер, що заправляється, на етапі перекачування палива.

Методика дозаправки літака цивільної авіації виглядає так. Ще до вильоту літака-заправника вказується район та розраховується рубіж дозаправки. Після виходу в задану зону за допомогою радіотехнічної системи ближньої навігації (РСБН) здійснюється виведення фідера на літак, що заправляється. Після візуального його виявлення та встановлення радіоконтакту екіпаж фідера, виконує зближення і займає лад - «правий пеленг» зі пониженням 50 м, інтервалом і дистанцією по 100 м. У цей час екіпаж літака, що заправляється за командою, екіпажа літака-заправника випускає конус-. З цього моменту починаються найбільш складні етапи дозаправки та етапи зближення та стикування.

На етапах зближення та стикування фідер займає стрій «кільватер» із пониженням 50 м на дистанції 100 м і далі виконує набір висоти та зближення по лінії прямого шланга. При наближенні фідера до літака, що заправляється, слід уникати попадання в супутній струмінь крейсера, що складається з кінцевих вихорів крила, кільватерного сліду фюзеляжу і реактивних струменів двигунів (рис. 1.3)

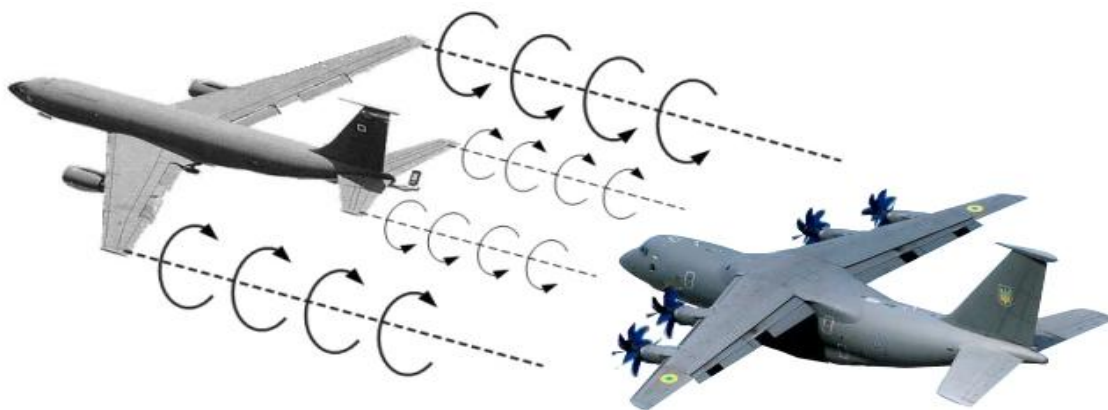


Рис. 1.3

Оскільки посередині між кінцевими вихорами має місце лише невеликий скіс потоку вниз, що мало впливає на політ літака-заправника, то зближення слід проводити точно в площині симетрії літака, що заправляється. А щоб не потрапляти в турбулентний кільватерний слід фюзеляжу або в реактивні струмені двигунів зближення слід проводити з деяким пониженням, хоча саме потрапляння літака-заправника в кільватерний слід не становить жодної небезпеки.

Управління швидкістю польоту фідера на етапі зближення та стикування при «зворотній дозаправці» визначального ступеня залежить від майстерності лівого пілота – командира літака-заправника.

При не високих швидкостях зближення (менше 0.2 м/с) після влучення штанги в КД може не спрацювати замок конуса, в результаті чого збільшується час контактування і відбувається розгойдування літака-заправника в обуреному потоці літака, що заправляється. Крім того при малих швидкостях зближення так зване «спливання» КД, яке обумовлене обтіканням носа літака-танкера, набагато більше, ніж при швидкостях 1,5-2 м/с, і становить приблизно 1 метр, що істотно впливає на процес стикування, Зокрема призводить не тільки до невдалих стиківок, а й до аварій, оскі-

льки сильні аеродинамічні збурення від носової частини фюзеляжу при зближенні змушують конус дуже відчутно коливатися.

При швидкості зближення більше 1,5...2 м/с у момент контакту відбувається сильний поштовх (удар) по конусу, що призводить до коливального руху шланга ("ефект хлиста") і розгойдування конуса у вертикальній площині, внаслідок чого зазвичай відбувається руйнування (облом) паливоприймача або обрив шланга.

На рис. 1.4 наведено можливі траєкторії зближення та показаний результат стикування.

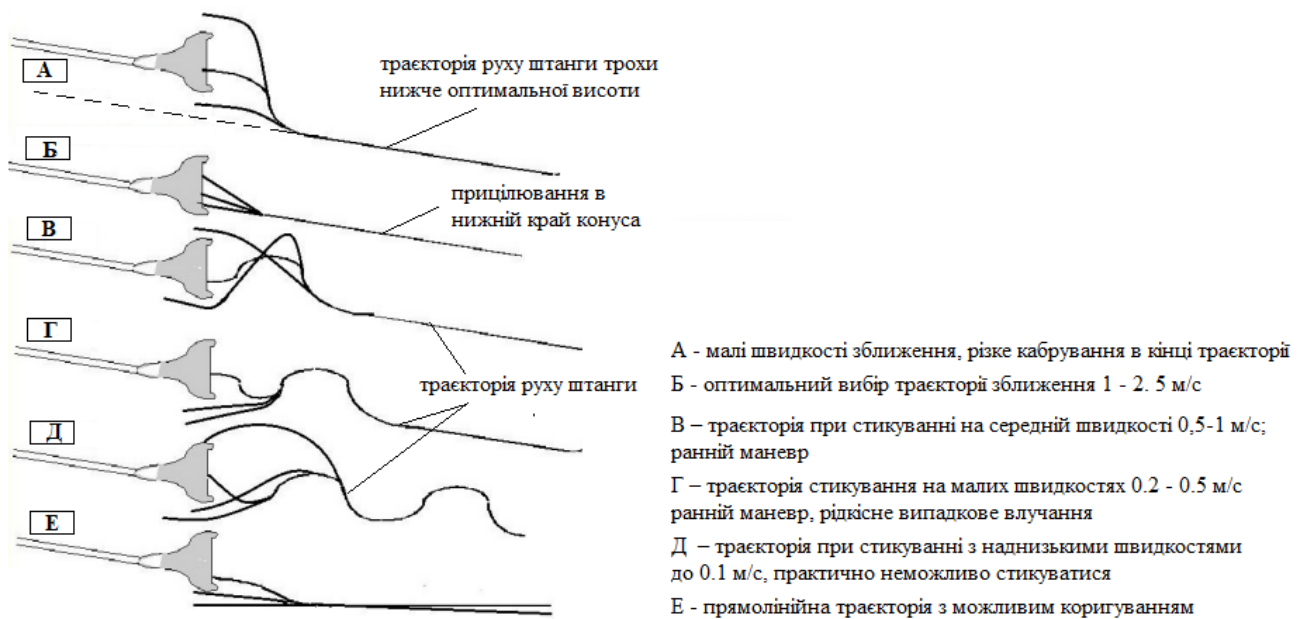


Рис. 1.4

Найбільш ефективним є рівномірний підхід із прицілюванням у нижню частину КД при швидкостях 1.5-2 м/с (варіант Б). Перевагою такого підходу є висока ймовірність стикування та простота виконання, недоліком – малий час на маневрування, що може призвести до промаху, показаного на траєкторіях типу Е, коли льотчик не встиг скоригувати висоту. Найбільш небезпечними та малопридатними траєкторіями руху є зближення на малих (0.2–0.5 м/с) та надмалих (< 0.2 м/с) швидкостях. Небезпека таких стикувань ховається в реакції КД, коливання якого змушують пілота коригувати траєкторію надто рано, що призводить до розгойдування КД від рівноваги і, як наслідок, невдалої стикування. Але можливість стикування на малій

та середній швидкості існує. Для підвищення ефективності таких стиків бажано використовувати маневр наприкінці траєкторії (варіант А). Реалізуючи цей маневр за 0,5 м до конуса, командир літака-заправника легким рухом штурвала «на себе» піднімає носову частину літака і натискає кнопку «Постріл» для зчеплення штанги до заправки свого літака з конусом, після чого дає в ефір «Контакт!» У літаках у цей момент спалахують табло «Зчіпка».

Сигналізація ламп зеленим кольором означає збереження місця у строю далеко в межах довжини шланга, політ у зоні горіння жовтого кольору – небезпечний. Забезпечення постійної натяжки шлангу реалізується автоматичним включенням лебідки для розмотування або змотування шлангу, а на виході в зону горіння жовтого кольору включається керування швидкість польоту літака-заправника.

Під час дозаправки жоден із двох літаків не повинен виходити на другий режим, тобто зменшувати швидкість меншу за найвигіднішу, а також не повинен виходити за ті чи інші рамки обмеження швидкості. У зв'язку з цим комерційний літак, що заправляється, повинен в автоматичному режимі стабілізувати задану швидкість польоту, що розраховується за наступною формулою:

$$V = (G/C) \cdot (1/t) + V$$

де G – кількість палива, яку необхідно дозаправити, C – споживання палива літака за годину польоту, t – час, необхідне дозаправки, V – швидкість заправника. Для виконання розрахунків необхідно знати значення G , C , t і V . Зазвичай ці значення передаються екіпажу за попередньої підготовки до польоту.

Маси літаків значно змінюються в процесі дозаправки, що істотно впливає на швидкості польоту. Цю обставину особливо необхідно враховувати в тому випадку, коли літак заправник і літак різного типу, що заправляється, і мають різні обмеження за швидкістю та іншими параметрами польоту.

При зменшенні маси заправника, зменшується його індуктивний опір (пропорційний квадрату маси), з'являється надмірна тяга, і цей літак прагне збільшити швидкість. Навпаки, у літака, що заправляється, індуктивний опір збільшується і швидкість повинна падати. Це може призвести до провисання шлангу. При дозаправці на підвищених швидкостях вплив зміни маси на опір літака зменшується.

Основним завданням пілота літака, що заправляється при дозоправці, є точна витримка режиму прямолінійного польоту. Збереження відносного місця у строю – завдання пілота літака-заправника. Зазвичай пілот літака, що заправляється, забезпечує стабілізацію швидкості і висоти польоту включаючи систему автоматичного управління в режим стабілізації барометричної висоти, а автомат тяги в режим стабілізації заданої швидкості польоту. Для збереження місця в строю пілот літака-заправника повинен періодично змінювати тягу, не допускаючи надмірного провисання шланга. Ця робота істотно полегшується тим, що не потрібно безперервно працювати важелем управління двигуном (РУД) або гальмівними щитками, так як дрібні відхилення усуваються невеликим натягом шланга при відставанні і опором конуса при досягненні необхідної швидкості. (якщо шланг натягнутий, то опір конуса відноситься до літака-заправника, в іншому випадку в літак, що заправляється).

Збереження місця у строю за курсом здійснюється витримуванням візирної лінії верхній обріз конуса – нижній імпульсний вогонь на центральній стулці вантажолука літака-заправника.

Після прийому необхідної кількості палива командир літака-танкера подає команду "Іду на розчіп!" і відходить від літака, що заправляється спочатку по дальності, а потім - по бічному відхиленні і висоті. Після припинення дозоправки зближення з літаком, що заправляється, небезпечно, так як це може викликати коливання заправного шланга на кшталт «хлист».

Автоматизація етапів зближення, стикування та збереження місця в строю суттєво знизить навантаження на екіпаж літака-заправника та забезпечить гарантовану надійність та безпеку процесу дозоправки.

РОЗДІЛ 2

СИСТЕМА ДИСТАНЦІЙНОГО НАВЕДЕННЯ КОНУСА НА ЗАПРАВНУ ШТАНГУ ПРИБ ДОЗАПРАВЛЕННІ У ПОВІТРІ

Система типу "штанга-шланг-конус" може використовувати методику зворотної дозаправки в повітрі, в якій всі завдання дозаправки перекладаються на тренуваний екіпаж літака-заправника (фідер), який виконує всі маневри і стикується з літаком, що заправляється, який виконує тільки одне завдання - випуск шланг з конусом.

Процес дозаправки необхідно автоматизувати, щоб зменшити навантаження на екіпаж фідера. При цьому автоматизувати не тільки керування літаками, а й управління конус-датчиком (КД) системи дозаправки, забезпечивши КД аеродинамічними кермами і перетворивши тим самим його на дистанційно керований безпілотний літальний апарат, який фідерний екіпаж зможе підводити до своєї штанги системи дозаправки.

Пасивність шланга з конусом робить його особливо чутливим до зовнішніх впливів та ускладнює його захоплення.

Поверхні управління забезпечують очевидний спосіб створення зусиль на КД. Ця ідея була спочатку досліджувалася ще в 1977 [8] при значно розтягнутому фронтальному розташуванні дистанційно керованих поверхонь управління, які замінили ліхтар (рис. 2.1a). Незважаючи на те, що в ході льотних випробувань було досягнуто спрямованого руху, вважалося, що несподіваний рух по крену стався через поєднання вихрового руху хвостового крила і момент кочення, що виникає через відхилення закрилків. Конструкція призвела до необхідності забезпечення постійного лобового опору підтримки висоти, що призвело до створення громіздкої системи перехресного управління закрилками. Ідея керованого КД, мабуть, не набула подальшого розвитку до недавнього часу, коли Ро, Камман і Кук [9,10] представив результати моделювання та випробувань в аеродинамічній трубі хрестоподібного розташування аеродинамічних профілів, з'єднаних з приймачем гальмівного пристрою (Рис. 2.1b). Тут закрилки керувалися за допомогою зворотного зв'язку по прискоренню за допомогою пропорційно-інтегрально-диференціуючого регулятора, що налаштовується

вручну. Їх моделювання це показало майже повне зменшення турбулентного руху дрогу, хоча в ході випробувань в аеродинамічній трубі (з КД в масштабі 1/3) вони досягли скромнішої стабілізації. Аналогічне дослідження, проведене Томпсоном [11] наводить дані аеродинамічної труби для напівавтоматичного дрогу, порівнюючи створення зусилля за допомогою кермових поверхонь і спойлерів (рис. 2.1c). Проте інтеграція з існуючими системами може бути складним завданням, якщо КД необхідно скласти для укладання.

Тим часом Френсіс [12] використовував спойлери у трикутній конфігурації для створення керуючих сил. Томпсон [11] також досліджував конструкція з одним спойлером, яка вказує на досяжний рівень бічного зусилля на кермовому управлінні, але відповідно значно збільшує лобовий опір. Дросель зі спойлером, ймовірно, було б простіше встановлювати, ніж із встановленими поверхнями управління, через механічну простоту складання закрилків впритул до дроселя.

Вільямсон та ін. запропонували менш ортодоксальний підхід. [13,14] він включає маніпулювання гальмівним ліхтарем таким чином, щоб змінити аеродинамічні сили (див. рис. 2.1d). Змінюючи кут між передньою та задньою кромками важелів стійки, можна змінюватись локальний центр тиску на стійки, створюючи зусилля близько 300 Н при швидкості польоту 130 м/с.

Для створення аеродинамічної моделі були використані випробування КД в аеродинамічній трубі з чотирма приводами хрестоподібної конфігурації. Результати показують, що практично лінійні вертикальні та бічні зусилля створювалися за допомогою приводів з низькою пропускною здатністю, які, як було показано, забезпечують достатнє зусилля для цього процесу. Потім аеродинамічна модель була змінена на імітаційну модель шланга-дрога для оцінки бічних і вертикальних відхилень від стаціонарного положення. Вони розробили алгоритм управління зі зворотним зв'язом за допомогою лінійно-квадратичного регулятора, що використовує положення, яке вимірюється, наприклад, за допомогою диференціального GPS (DGPS) і прискорення, можливо, за допомогою інерційного вимірювального пристрою. Стабілізація під впливом вітру, впливу передньої частини корпусу приймача і збурень була продемонстрована з точністю до 5 см. Були розроблені й інші складні методи, у то-

му числі кероване гіроскопічно регульоване, що забезпечується обертовою масою, з'єднаною з повітряною турбіною, розташованою в гальмівному вузлі [15], та методи зміни вектора тяги [16,17].

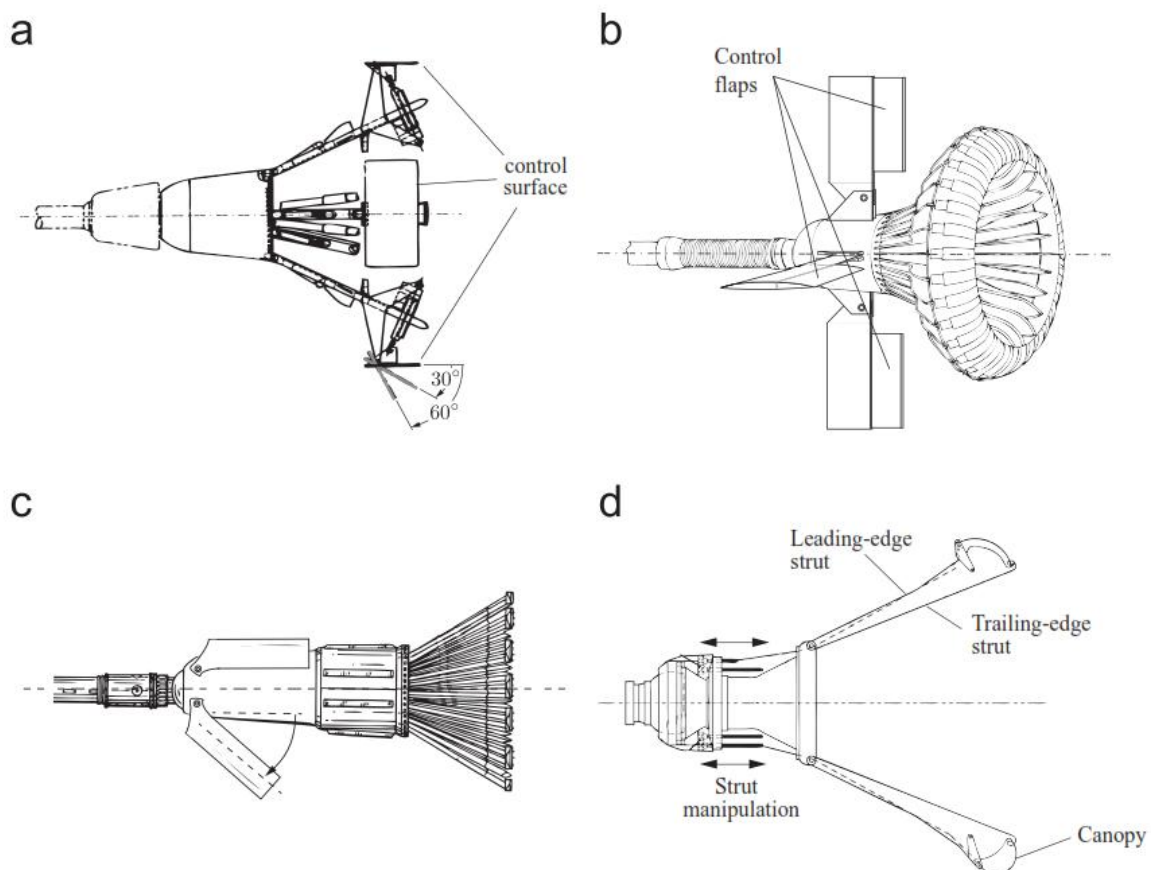


Рис.2.1

Але перед початком випуску КД та управлінням його польоту, починаються найскладніші етапи дозаправки – це етапи зближення та стикування. На етапах зближення та стикування фідер займає лад «кільватер» і далі виконує набір висоти та зближення по лінії прямого шланга. Тяга двигунів контролює швидкість та зміну напрямку руху літака. Існує кілька методів керування тягою в цивільних літаках:

1) Стандартним методом керування тягою в більшості цивільних літаків є ручне керування тягою. Основа цього методу, що пілот самостійно керує розгоном та зупинкою двигунів, використовуючи важіль газу. Пілот регулює тягу, змінюючи поло-

ження важеля газу. Важіль газу зазвичай розташований на панелі приладів пілота і має різні положення від повного затримання до максимальної тяги.

За наявності об'єднаного керування переміщення ручки керування реалізує керування тягою двигуна за допомогою дроселювання. При цьому відбувається переналаштування всіх важливих параметрів регулювання двигуна, що дозволяє досягти оптимального режиму. Хоча можна впливати на окремі параметри режиму двигуна, цей метод не дозволяє досягти найбільш вигідного режиму роботи двигуна.

Важливо враховувати затримку між зміною положення ручки керування та зміною тяги двигуна для регулювання швидкості польоту, особливо якщо рух ручки передається двигуну через сповільнювач. Тому для ефективного регулювання швидкості необхідно враховувати динамічні властивості двигуна, які можна визначити за допомогою передавальної функції "тяга – ручка керування" (рис. 2.2).

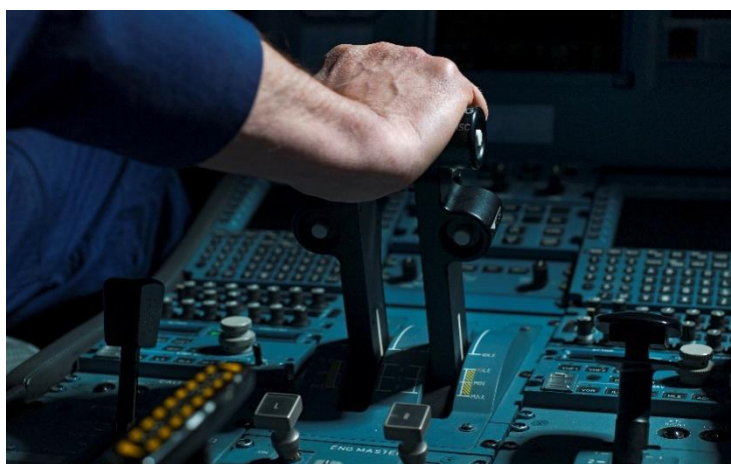


Рис.2.2

Ручне керування тягою дає пілоту повний контроль над тягою двигунів, що дозволяє йому адаптувати літак до різних польотних умов та ситуацій. Наприклад, якщо літак вимагає швидкої зупинки, пілот може швидко зменшити тягу, щоб зменшити швидкість літака. Але ручне керування тягою також потребує великого досвіду та навички пілота. небезпечні ситуації при некоректному керуванні тягою можуть бути: перевантаження двигунів, нерівномірний розгін або зупинка літака. Також важливо відзначити, що ручне керування тягою може бути утруднено для піло-

тів при довгих польотах, коли потрібно тримати постійну увагу на рівні тяги та швидкості літака.

Схема регулятора швидкості польоту, який контролює тягу двигуна через сектор газу на ручці управління показана на малюнку 2.3. Регулятор швидкості польоту отримує як сигнали від регулятора, а й сигнал від датчика швидкості. Сигнал регулятора швидкості повинен бути підведений разом із сигналом, що надходить від пілота на ручці керування.

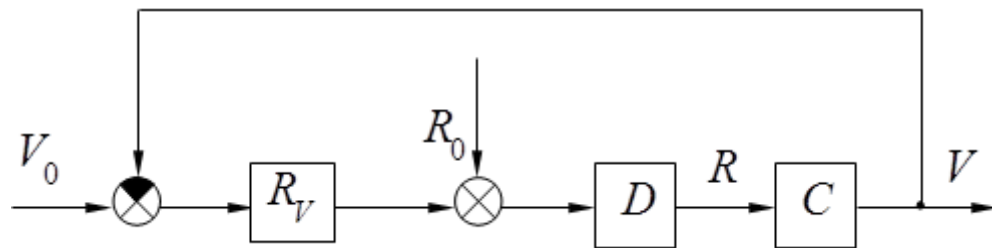


Рис 2.3

V_0 – сигнал датчика швидкості;

R_0 – сигнал задається льотчиком через важіль керування двигуном (ВКД);

R, V – поточні значення тяги та швидкості;

R_v – регулятор швидкості;

D, C - двигун і літак.

Повз керування швидкістю польоту необхідно й керування висотою. Дуже важливо забезпечити координований зв'язок між впливом на тягу та кермо висоти, щоб при зміні одного з параметрів не змінювався інший. Це координоване керування може бути забезпечене одночасним впливом на тягу та кермо висоти.

Координоване керування швидкістю включає вплив на тягу та кермо висоти, додатково до регулюючих параметрів необхідно враховувати висоту польоту та кут атаки літака. Але за такого підходу не можна гарантувати точне збереження висоти польоту, що особливо важливо під час польоту. Тому розумніше було б використовувати координоване керування лише між каналом керування висотою та каналом автоматичного регулювання тяги при зміні висоти польоту. Схема такої системи показано на рис. 2.4.

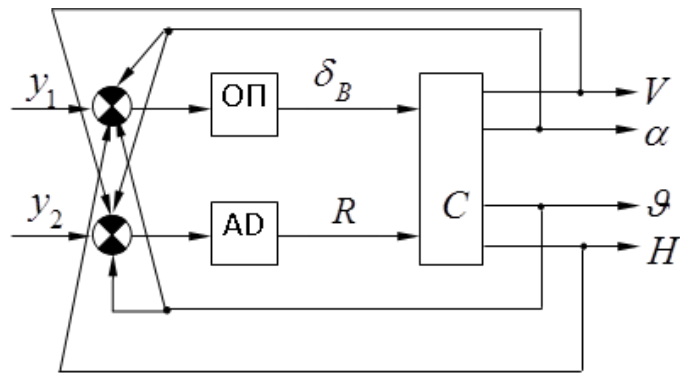


Рис. 2.4

y_1 , y_2 - сигнали, пропорційні заданому значенню швидкості, кутових координат та висоти польоту літака; α – кут атаки; H – висота польоту літака.

За наявності системи автоматичного керування літака, що забезпечує точне керування висотою та кутовими координатами, доцільно використовувати систему автоматичної стабілізації швидкості польоту за допомогою впливу на тягу двигуна. Зауважимо, що цивільні літаки можуть бути сертифіковані лише за наявності такої системи автомата тяги у САУ.

2) Сучасним методом керування тягою в сучасних літаках є автоматичне керування тягою. Суть методу у тому, що система управління тягою автоматично контролює рівень тяги двигунів, забезпечуючи оптимальні параметри польоту літака.

Система автоматичного управління тягою може бути заздалегідь програмована для забезпечення оптимальної тяги для різних етапів польоту, таких як зліт, крейсерський політ і посадка. Це забезпечує більш точні та ефективні рухи літака, знижуючи споживання палива та збільшуючи продуктивність польотів.

Блок-схема каналу автомата тяги фірми Бендікс, що використовується у військово-транспортному літаку Локхід С-141, показана на малюнку 2.5.

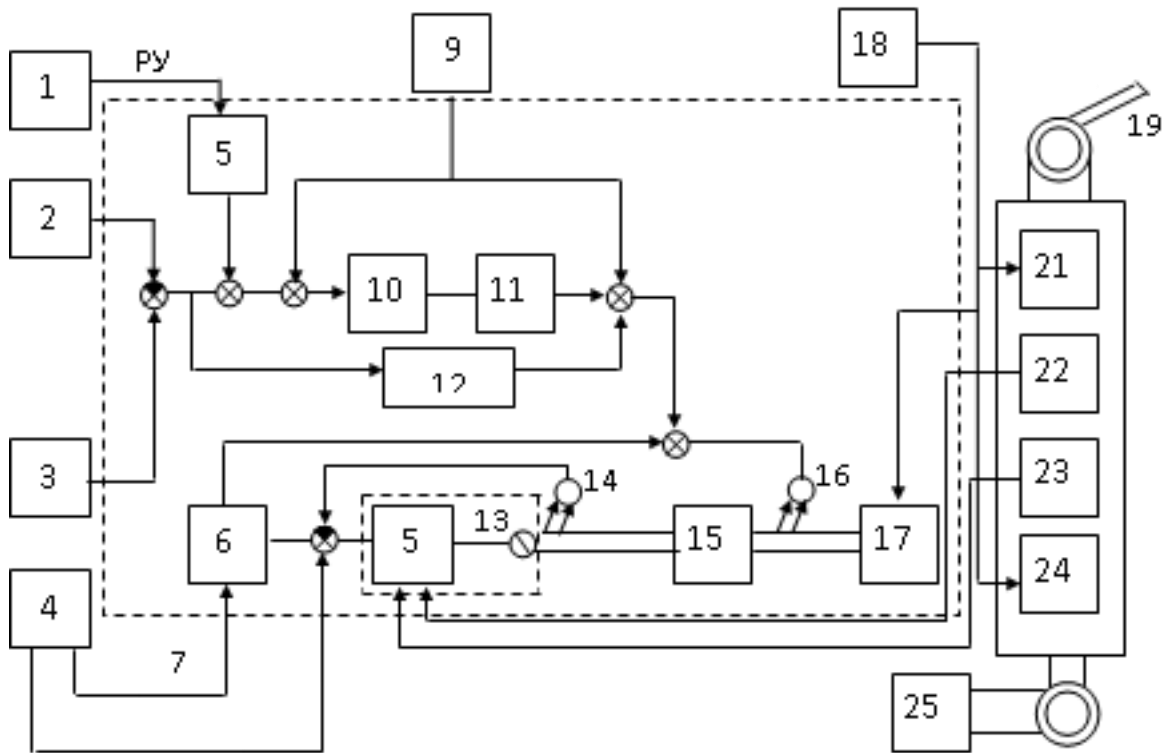


Рис. 2.5

1 – акселерометр; 2 – СВС; 3 – пульт управління; 4 – обчислювач; 5 – підсилювач; 6 – вентильна схема; 7 – сигнал замикання; 8 – сигнал усунення; 9 – гірервертикаль; 10 – обмежувач; 11 – фільтр; 12 – інтегратор; 13 - серводвигун; 14 - тахогенератор; 15 – редуктор; 16 – ДГЗ; 17 – функціональна муфта; 18 – аварійний вимикач; 19 – ВКД; 20 – блок зчеплення; 21 – ручне розчеплення; 22,23 – датчики; 24 - розчеплення на холостому ходу; 25 – дросель двигуна.

Закон управління автоматом тяги виглядає так, згідно з блок-схемою

$$\delta_{ст} = F_{обм} (k_0 \Delta V + k_1 p V + k_{1\vartheta_1} \vartheta) W(p) + k_1 \frac{\Delta V}{p} + k_{\vartheta_2} \vartheta$$

де - Передатна функція фільтра низьких частот; $W(p)F_{обм}$ - Передатна функція обмежувача.

Для зниження впливу високочастотних складових турбулентної атмосфери на роботу двигунів, у блок-схемі автомата тяги літака Локхід С-141 можна їсти включені обмежувач та фільтр низьких частот,

Автомат тяги можна використовувати для стабілізації швидкості польоту, він має кілька функцій, серед яких забезпечення безпечної посадки в будь-яких погодних умовах.

Представлена малюнку 2.6 блок-схема STS6 показує спрощений варіант автомата тяги, розроблений британською компанією Сміт 1962 року.

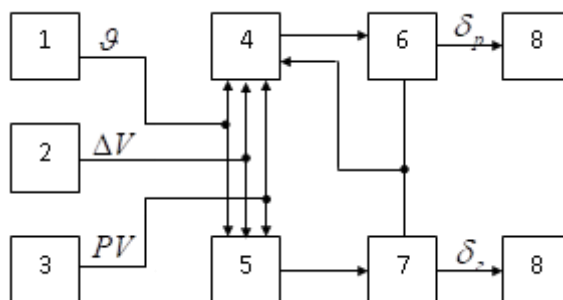


Рис. 2.6

1,2,3 – датчики кута тангажу, швидкості польоту та прискорення; 4,5 – обчислювач каналів керма висоти та автомата тяги; 6 – кермовий агрегат; 7 – виконавчий механізм автомата тяги (ВМАТ); 8 – літак.

Необхідність застосування координованого керування швидкістю польоту та кутом тангажу при дозаправці літака, оскільки на кінці етапу стикування літак виконує кабрування, що суттєво впливає на керування швидкістю, що й реалізовано в даному автоматі тяги. Також при скиданні швидкості можна застосовувати випуск гальмівних щитків, координуючи цей процес із керуванням тягою.

Під час польоту льотчик вручну встановлює задану швидкість польоту за допомогою ручки, яка з'єднана з сервопоказником швидкості, що входить до складу автомата STS6 тяги і має цифровий лічильник. Якщо автомат тяги вимкнено, цей лічильник вказує на значення повітряної швидкості. Після увімкнення автомата тяги лічильник індикатора відображає задану швидкість польоту, а спеціальні сигнальні прапорці на шкалі показують відхилення від заданого значення. У спрощеному варіанті цей автомат тяги можна використовувати для стабілізації швидкості польоту.

Блок-схема автомата тяги АТ-4-2, що є частиною АБСУ-154, зображено на рис.2.7. Його функцією є управління швидкістю польоту під час руху літака за маршрутом і при посадці.

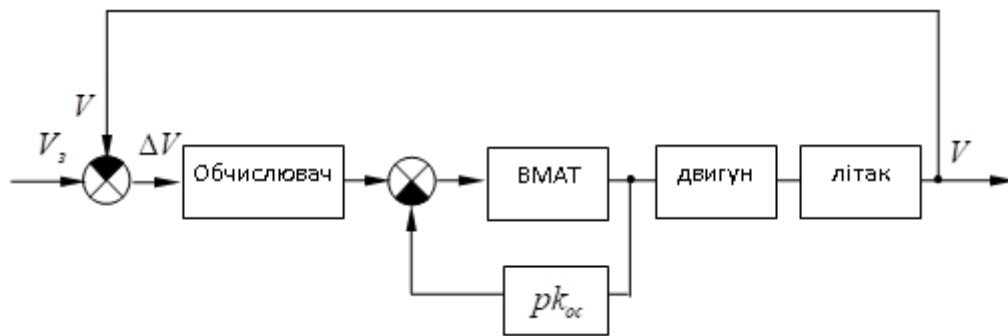


Рис.2.7

Для автоматичного регулювання швидкості польоту літака, впливаючи на сектори газу маршових двигунів з метою підтримки постійної швидкості, застосовується автомат тяги АТ-4. Для роботи АТ-4 використовує необхідні датчики параметрів польоту, а також датчики випуску закрилків та шасі, які є складовими обладнання літака.

Отже, однією з основних переваг автоматичного керування тягою є те, що вона знижує втому пілота. Пілот може відпочивати від постійного контролю тяги двигунів, а натомість може зосередитись на інших важливих аспектах польоту, таких як навігація, спостереження за погодою та комунікації з контрольною вежею.

Однак автоматичне керування тягою також має обмеження. Система керування тягою може не завжди адаптуватися до незвичайних ситуацій, таких як екстремальні погодні умови, технічні проблеми з двигунами або несподівані зміни польоту. У таких випадках пілот може повернутися в ручне керування тягою, щоб забезпечити безпеку польоту літака.

3) Ще один метод керування тягою в цивільних літаках – це покращене автоматичне керування тягою, що використовує систему Fly-by-Wire (FBW). Fly-by-Wire – це система керування повітряним судном, в якій електричні сигнали від пілота передаються комп'ютеру, що управляє системою керування повітряним судном.

У системі FBW використовуються датчики та комп'ютерні алгоритми для контролю руху літака, що дозволяє керувати тягою двигунів для досягнення оптималь-

ного рівня тяги з урахуванням усіх параметрів польоту, таких як швидкість, кут нахилу та висота.

Однією з основних переваг системи FBW є те, що вона забезпечує більш точне керування повітряним судном. Система FBW може реагувати на зміни параметрів польоту швидше і точніше пілот, тому може знизити ризик людських помилок.

Крім того, система FBW дозволяє виконувати ряд покращень щодо покращення ефективності польотів, таких як автоматичне керування тягою для зменшення споживання палива та підвищення продуктивності польотів.

Проте система FBW також має обмеження. Так, наприклад, у разі технічних проблем може бути важко переключити режим управління на ручний. Також вона вимагає високого рівня технічного обслуговування та діагностики, щоб забезпечити надійну роботу.

4) Четвертий метод керування тягою у цивільних літаках – це автоматичне керування тягою з урахуванням системи автопілота. Автопілот – це система, яка автоматично контролює рух літака в повітрі.

Ця система може контролювати тягу двигуна, використовуючи відповідні алгоритми підтримки потрібного рівня тяги з урахуванням всіх параметрів польоту. Цей метод керування тягою може бути особливо корисним під час довгих польотів на великій висоті, де пілотам може бути важко зберігати сталість в керуванні тягою.

Основною перевагою є те, що вона забезпечує автоматичне керування тягою, що знижує навантаження на пілота. Крім того, вона може забезпечити стабільність польоту, що дає змогу знизити ризик аварійних ситуацій.

Проте система автопілота теж має обмеження. Вона не може забезпечити такий рівень точності управління, як ручне або FBW. Також вона потребує постійного контролю пілота, щоб забезпечити правильну роботу.

РОЗДІЛ 3

АНАЛІЗ ТЕХНІКИ ПІЛОТУВАННЯ НА ЕТАПІ СТИКУВАННЯ ЗАПРАВНИХ ПРИБОРІВ (КОНУСА ТА ПАЛИВОПРИЙМАЧА)

Автономна дозаправка у повітрі є важливим методом збільшення дальності польоту та автономності літальних апаратів, крім того вирішується проблема між злітною масою та масою корисного навантаження [18,19]. Серед існуючих сьогодні способів дозаправки в повітрі найбільшого поширення набув метод дозаправки «штанга-шланг-конус» [20] завдяки своїй гнучкості та простоті вимог до обладнання.

У процесі дозаправки в повітрі можна виділити кілька етапів, і найбільш відповідальним і складним є стикування, оскільки цей етап схильний до обурень. Завдання управління стикуванням полягає в управлінні конусом на приймальній лінії зв'язку зі штангою для перекачування палива. Управління стикуванням є складним завданням із двох основних причин. Перша причина полягає в тому, що модель системи на етапі стикування є нелінійною системою, що складно для проектування системи управління. Більше того, динаміка штанги повільніша, ніж у конуса, тому штанзі важко вловити конус, що рухається. Друга причина полягає в тому, що вимоги до точності керування стикуванням "штанга-шланг-конус" високі. Похибка стикування слід контролювати в межах сантиметра, а відносну швидкість між зондом і гальмом слід контролювати в невеликому діапазоні, наприклад $1 \sim 1,5$ м/с [21]. Тому розробка алгоритмів роботи автомата тяги є важливою для аналізу техніки пілотування на етапі дозаправки.

За підсумками методу регулювання стану можна синтезувати закон управління автоматом тяги цивільних літаків. Даний метод передбачає створення математичної моделі системи управління тягою, що включає в себе зв'язок між величиною керованої змінної (тягою двигунів) і величинами, що впливають на неї (такими як, швидкість і кут нахилу літака).

Закон управління автоматом тяги у випадку може бути поданий як даного рівняння:

$$u(t) = -Kx(t),$$

де $u(t)$ – керована змінна (тяга двигунів) у момент часу t , $x(t)$ – вектор стану системи, що включає різні параметри польоту (наприклад, швидкість і кут нахилу), а K – матриця коефіцієнтів управління.

використовує змінні стани системи, що відстежуються спостерігачем.

Щоб знайти значення матриці K , потрібно використовувати алгоритми оптимального управління, такі як метод оптимального лінійного регулятора (LQR). Лінійно-квадратичний регулятор забезпечує оптимальне керування замкнутою системою при мінімізації квадратичного функціоналу якості. Метод LQR дозволяє знайти матрицю K , що мінімізує квадратичну функцію помилки управління.

Математичний аналіз закону управління полягає у визначенні впливу зміни кожного параметра стану на керовану змінну, а також визначенні стійкості системи, що включає закон управління.

Для аналізу впливу швидкості на керовану змінну можна використовувати приватні похідні матриці щодо кожного параметра стану. Це дозволить встановити, як зміна швидкості впливає на тягу двигунів і, отже, на політ літака. Аналогічно проводиться аналіз впливу кута нахилу літака на керовану змінну.

Визначення стійкості системи, що включає закон управління, є важливим аспектом аналізу закону управління. Стійкість системи означає, що з деяких обурень вхідних показників система не втрачає своєї працездатності і залишається у стійкому стані. Для визначення стійкості системи можна використовувати теорію керованості та спостережуваності.

Математична модель об'єкта управління є основою синтезу будь-якого контуру автоматичного управління. У нашому випадку математична модель літака Ту-154 придатна щодо синтезу контурів управління автомата тяги з допомогою інженерних методів синтезу, і навіть щодо досліджень контурів автоматичного управління шляхом математичного моделювання динаміки польоту літака цього типу. Для таких цілей зазвичай використовуються лінійні математичні моделі.

3.1. Розробка математичної моделі літака та розрахунок коефіцієнтів лінеаризованої математичної моделі

Незбурений (програмний) рух представлений лінеаризованою нелінійною системою рівнянь (3.1). Як правило, вибирається режим прямолінійного горизонтального польоту із постійною швидкістю. При програмному русі, незбуреному руху відповідає вихідна система рівнянь за певних початкових умов:

$$\begin{aligned}
 m\dot{V}_0 &= P_0 \cos \alpha_0 - X_{a0} - mg \sin \Theta_0; \\
 mV_0 \dot{\Theta}_0 &= P_0 \sin \alpha_0 + Y_{a0} - mg \cos \Theta_0; \\
 I_z \dot{\omega}_{z0} &= M_{z0}; \\
 \dot{\mathcal{G}}_0 &= \omega_{z0}; \\
 \alpha_0 &= \mathcal{G}_0 - \Theta_0; \\
 \dot{H}_0 &= V_0 \sin \Theta_0.
 \end{aligned} \tag{3.1}$$

Параметри обуреного руху представлені як сума параметрів необуреного руху та малих відхилень.

$$\begin{aligned}
 V &= V_0 + \Delta V; & P &= P_0 + \Delta P; & X_a &= X_{a0} + \Delta X_a; \\
 Y_a &= Y_{a0} + \Delta Y_a; & M_z &= M_{z0} + \Delta M_z; & \Theta &= \Theta_0 + \Delta \Theta; \\
 \mathcal{G} &= \mathcal{G}_0 + \Delta \mathcal{G}; & \alpha &= \alpha_0 + \Delta \alpha; & \delta_{\dot{a}} &= \delta_{\dot{a}0} + \Delta \delta_{\dot{a}};
 \end{aligned} \tag{3.2}$$

$$\delta_p = \delta_{p0} + \Delta \delta_p; \quad H = H_0 + \Delta H.$$

Похідні від параметрів незбуреного руху дорівнюють нулю, так як дані величини постійні, то очевидні співвідношення:

$$\dot{V} = \Delta \dot{V}; \quad \dot{\mathcal{G}} = \Delta \dot{\mathcal{G}}; \quad \dot{\alpha} = \Delta \dot{\alpha}; \quad \dots$$

Розкладемо ці функції ряд Тейлора, уявлення нелінійних залежностей вихідної системи рівнянь як (3.2). Обмежимося лише лінійними членами розкладання. Приватні похідні, що входять до виразів для ступінчастих рядів, визначаються в точці, що відповідає незбуреному руху. В аеродинаміці прийнято позначати їх з верхнім індексом, що відповідає параметру, від якого береться похідна. Як це показано в наступних виразах:

$$\frac{\partial Y_a}{\partial \alpha} = Y_a^\alpha; \quad \frac{\partial M_z}{\partial \alpha} = M_z^\alpha.$$

Розкладання нелінійних залежностей до ряду Тейлора з урахуванням

$$X_a = X_a(V, H, \alpha); \quad Y_a = Y_a(V, H, \alpha);$$

$$M_z = M_z(V, H, \alpha, \dot{\alpha}, \omega_z, \delta_B);$$

$$P = P(V, H, \delta_p)$$

набуде вигляду:

$$Y_a = Y_{a0} + Y_a^V \Delta V + Y_a^H \Delta H + Y_a^\alpha \Delta \alpha;$$

$$X_a = X_{a0} + X_a^V \Delta V + X_a^H \Delta H + X_a^\alpha \Delta \alpha;$$

$$M_z = M_{z0} + M_z^V \Delta V + M_z^H \Delta H + M_z^\alpha \Delta \alpha + M_z^{\dot{\alpha}} \Delta \dot{\alpha} + M_z^{\omega_z} \Delta \omega_z + \\ + M_z^{\delta_B} \Delta \delta_B;$$

$$P \cos \alpha = P_0 \cos \alpha_0 + (P^V \cos \alpha_0) \Delta V + (P^H \cos \alpha_0) \Delta H + (P^{\delta_p} \cos \alpha_0) \Delta \delta_p - \\ - (P_0 \sin \alpha_0) \Delta \alpha;$$

$$P \cos \alpha = P_0 \sin \alpha_0 + (P^V \sin \alpha_0) \Delta V + (P^H \sin \alpha_0) \Delta H + (P^{\delta_p} \sin \alpha_0) \Delta \delta_p + \\ + (P_0 \cos \alpha_0) \Delta \alpha;$$

$$mg \sin \Theta = mg \sin \Theta_0 + (mg \cos \Theta_0) \Delta \Theta = (mg \cos \Theta_0) \Delta \Theta;$$

$$mg \cos \Theta = mg \cos \Theta_0 - (mg \sin \Theta_0) \Delta \Theta = mg \cos \Theta_0;$$

$$V \sin \Theta = V_0 \sin \Theta_0 + (\sin \Theta_0) \Delta V + (V_0 \cos \Theta_0) \Delta \Theta = (V_0 \cos \Theta_0) \Delta \Theta;$$

$$mV\dot{\Theta} = mV_0\dot{\Theta}_0 + (mV_0)\Delta\dot{\Theta} + (m\dot{\Theta}_0)\Delta V = mV_0\Delta\dot{\Theta}.$$

(3.3)

В останніх чотирьох рівняннях враховується, що:

$$\sin \Theta_0 = 0; \quad \dot{\Theta}_0 = 0.$$

Підставимо отримані вирази (3.3) у вихідну систему (3.1), віднімемо з цих рівнянь рівняння незбуреного руху (3.1). Для запису системи диференціальних рівнянь у вигляді Коші розділимо перше рівняння на m , друге на mV_0 , а третє на I_z .

Отримаємо рівняння поздовжнього руху в малих відхиленнях після зведення таких членів:

$$\begin{aligned}
\Delta \dot{V} + \bar{a}_x^V \Delta V + \bar{a}_x^\alpha \Delta \alpha + \bar{a}_x^\Theta \Delta \Theta + \bar{a}_x^H \Delta H &= \bar{a}_x^{\delta_p} \Delta \delta_p; \\
\Delta \dot{\theta} + \bar{a}_y^V \Delta V + \bar{a}_y^\alpha \Delta \alpha + \bar{a}_y^\Theta \Delta \Theta + \bar{a}_y^H \Delta H &= \bar{a}_y^{\delta_p} \Delta \delta_p; \\
\Delta \dot{\omega}_z + \bar{a}_{m_z}^V \Delta V + \bar{a}_{m_z}^\alpha \Delta \alpha + \bar{a}_{m_z}^{\dot{\alpha}} \Delta \dot{\alpha} + \bar{a}_{m_z}^{\omega_z} \Delta \omega_z + \bar{a}_{m_z}^H \Delta H &= \bar{a}_{m_z}^{\delta_a} \Delta \delta_a; \\
\Delta \dot{\mathcal{G}} &= \Delta \omega_z; \\
\Delta \alpha &= \Delta \mathcal{G} - \Delta \Theta; \\
\Delta \dot{H} + \bar{a}_H^V \Delta V + \bar{a}_H^\Theta \Delta \Theta &= 0.
\end{aligned} \tag{3.4}$$

Коефіцієнти лінеаризованої системи рівнянь набудуть вигляду:

$$\begin{aligned}
\bar{a}_x^V &= \frac{1}{m} (X_a^V - P^V \cos \alpha_0); \quad \bar{a}_x^\alpha = \frac{1}{m} (X_a^\alpha + P_0 \sin \alpha_0); \quad \bar{a}_x^\Theta = g \cos \Theta_0; \\
\bar{a}_x^H &= \frac{1}{m} (X_a^H - P^H \cos \alpha_0); \quad \bar{a}_x^{\delta_p} = \frac{1}{m} P^{\delta_p} \cos \alpha_0; \\
\bar{a}_y^V &= -\frac{1}{mV_0} (Y_a^V + P^V \sin \alpha_0); \quad \bar{a}_y^\alpha = -\frac{1}{mV_0} (Y_a^\alpha + P_0 \cos \alpha_0); \\
\bar{a}_y^\Theta &= -\frac{g}{V_0} \sin \Theta_0; \quad \bar{a}_y^H = -\frac{1}{mV_0} (Y_a^H + P^H \sin \alpha_0); \quad \bar{a}_y^{\delta_p} = \frac{1}{mV_0} P^{\delta_p} \sin \alpha_0; \\
\bar{a}_{m_z}^V &= -\frac{M_z^V}{2_z}; \quad \bar{a}_{m_z}^\alpha = -\frac{M_z^\alpha}{2_z}; \quad \bar{a}_{m_z}^{\dot{\alpha}} = -\frac{M_z^{\dot{\alpha}}}{2_z}; \quad \bar{a}_{m_z}^{\omega_z} = -\frac{M_z^{\omega_z}}{2_z}; \quad \bar{a}_{m_z}^H = -\frac{M_z^H}{2_z}; \\
\bar{a}_{m_z}^{\delta_a} &= \frac{M_z^{\delta_a}}{2_z}; \quad \bar{a}_H^V = -\sin \Theta_0; \quad \bar{a}_H^\Theta = -V_0 \cos \Theta_0.
\end{aligned} \tag{3.5}$$

Зміни аеродинамічних сил та моментів, а також тяги двигуна при змінах щільності атмосфери з висотою польоту зумовлюють коефіцієнти $\bar{a}_x^H, \bar{a}_y^H, \bar{a}_{m_z}^H$. При малих відхиленнях висоти ΔH можна знехтувати складовими $\bar{a}_x^H \Delta H, \bar{a}_y^H \Delta H, \bar{a}_{m_z}^H \Delta H$ що тільки спрощує математичну модель, оскільки кінематичне рівняння

$$\Delta \dot{H} + \bar{a}_H^V \Delta V + \bar{a}_H^\Theta \Delta \Theta = 0$$

не впливає останні рівняння системи, тому можуть розглядатися окремо. Крім того, можна нехтувати коефіцієнтом $\bar{a}_y^{\delta_p}$, враховуючи його трохи.

Перетворимо систему рівнянь (3.4). Після диференціювання співвідношення $\Delta\alpha = \Delta\vartheta - \Delta\theta$ і підставлення в нього $\Delta\dot{\vartheta} = \Delta\omega_z$ можна з урахуванням другого рівняння системи (3.4) отримати

$$\Delta\dot{\alpha} = \Delta\omega_z + \bar{a}_y^V \Delta V + \bar{a}_y^\alpha \Delta\alpha + \bar{a}_y^\Theta \Delta\Theta . \quad (3.6)$$

Підставляючи $\dot{\alpha}$ у третє рівняння системи (3.4) та доповнюючи систему співвідношенням (3.6), отримаємо:

$$\begin{aligned} \Delta\dot{V} + \bar{a}_x^V \Delta V + \bar{a}_x^\alpha \Delta\alpha + \bar{a}_x^\Theta \Delta\Theta &= \bar{a}_x^{\delta_p} \Delta\delta_p; \\ \Delta\dot{\Theta} + \bar{a}_y^V \Delta V + \bar{a}_y^\alpha \Delta\alpha + \bar{a}_y^\Theta \Delta\Theta &= 0; \\ \Delta\dot{\omega}_z + \bar{a}_{m_z}^V \Delta V + \bar{a}_{m_z}^\alpha \Delta\alpha + \bar{a}_{m_z}^\Theta \Delta\Theta + \bar{a}_{m_z}^{\omega_z} \Delta\omega_z &= \bar{a}_{m_z}^{\delta_B} \Delta\delta_B; \\ \Delta\dot{\alpha} - \bar{a}_y^V \Delta V - \bar{a}_y^\alpha \Delta\alpha - \bar{a}_y^\Theta \Delta\Theta - \Delta\omega_z &= 0. \end{aligned} \quad (3.7)$$

Виразимо наступними формулами коефіцієнти третього рівняння системи (3.7):

$$\begin{aligned} \widehat{a}_{m_z}^V &= \bar{a}_{m_z}^V + \bar{a}_{m_z}^{\dot{\alpha}} \bar{a}_y^V; \\ \widehat{a}_{m_z}^\alpha &= \bar{a}_{m_z}^\alpha + \bar{a}_{m_z}^{\dot{\alpha}} \bar{a}_y^\alpha; \\ \widehat{a}_{m_z}^\Theta &= \bar{a}_{m_z}^\Theta + \bar{a}_{m_z}^{\dot{\alpha}} \bar{a}_y^\Theta; \\ \widehat{a}_{m_z}^{\omega_z} &= \bar{a}_{m_z}^{\omega_z} + \bar{a}_{m_z}^{\dot{\alpha}} . \end{aligned} \quad (3.8)$$

Теоретично автоматичного управління прийнято записувати математичні моделі у безрозмірній формі, тобто вводити відносні (безрозмірні) координати. При цьому необхідно вибрати базові значення змінних величин. Наприклад: $\bar{x} = \frac{\Delta x}{x_0}$, де

x_0 - Базове значення змінної x .

Вибираючи за базове значення для кутових параметрів величину один радіан, а для швидкості польоту величину V_0 , отримаємо:

$$\bar{V} = \frac{\Delta V}{V_0}; \quad \bar{\Theta} = \Delta\Theta; \quad \bar{\alpha} = \Delta\alpha; \quad \bar{\mathcal{G}} = \Delta\mathcal{G}; \quad \bar{\delta}_a = \Delta\delta_a; \quad \bar{\delta}_p = \Delta\delta_p.$$

Надалі межу над позначенням безрозмірних параметрів пропускатимемо.

При переході до безрозмірних координат помножимо і поділимо кожен член, що залежить від ΔV і похідну від ΔV , V_0 , а обидві частини першого рівняння розділимо на V_0 . В результаті отримаємо:

$$\begin{aligned} \dot{\bar{V}} + a_x^V \bar{V} + a_x^\Theta \bar{\Theta} + a_x^\alpha \bar{\alpha} &= a_x^{\delta_p} \bar{\delta}_p; \\ \dot{\bar{\Theta}} + a_y^V \bar{V} + a_y^\Theta \bar{\Theta} + a_y^\alpha \bar{\alpha} &= 0; \\ \dot{\bar{\omega}}_z + a_{m_z}^V \bar{V} + a_{m_z}^\Theta \bar{\Theta} + a_{m_z}^{\omega_z} \bar{\omega}_z + a_{m_z}^\alpha \bar{\alpha} &= a_{m_z}^{\delta_B} \bar{\delta}_B; \\ \dot{\bar{\alpha}} - a_y^V \bar{V} - a_y^\Theta \bar{\Theta} - \bar{\omega}_z - a_y^\alpha \bar{\alpha} &= 0. \end{aligned} \tag{3.9}$$

Коефіцієнти математичної моделі (3.9), з урахуванням (3.5), (3.8) та співвідношення для аеродинамічних сил та моментів, мають вигляд:

$$\begin{aligned}
a_x^V &= \bar{a}_x^V = \frac{1}{\tau_a} (c_{x_a} + \frac{V_0 c_{x_a}^V}{2}) - \frac{P^V \cos \alpha_0}{m}; & \bar{a}_x^\Theta &= \frac{\bar{a}_x^\Theta}{V_0} = \frac{g \cos \Theta_0}{V_0}; \\
a_x^\alpha &= \frac{\bar{a}_x^\alpha}{V_0} = \frac{c_{x_a}^\alpha}{2\tau_a} + \frac{P_0 \sin \alpha_0}{mV_0}; & a_x^{\delta_p} &= \frac{\bar{a}_x^{\delta_p}}{V_0} = \frac{P^{\delta_p}}{mV_0} \cos \alpha_0; \\
a_y^V &= \bar{a}_y^V V_0 = -\frac{1}{\tau_a} (c_{y_a} + \frac{V_0 c_{y_a}^V}{2}) - \frac{P^V \sin \alpha_0}{m}; \\
a_y^\alpha &= \bar{a}_y^\alpha = -(\frac{c_{y_a}^\alpha}{2\tau_a} + \frac{P_0 \cos \alpha_0}{mV_0}); & a_y^\Theta &= \bar{a}_y^\Theta = -\frac{g}{V_0} \sin \Theta_0; \\
a_{m_z}^V &= \bar{a}_{m_z}^V V_0 = -\chi (m_z^V V_0 + 2m_z + \frac{b_A}{V_0} m_z^{\bar{\alpha}} a_y^V); & a_{m_z}^{\delta_b} &= \bar{a}_{m_z}^{\delta_b} = \chi m_z^{\delta_b}; \\
a_{m_z}^\alpha &= \bar{a}_{m_z}^\alpha = -\chi (m_z^\alpha + \frac{b_A}{V_0} m_z^{\bar{\alpha}} a_y^\alpha); & a_{m_z}^{\omega_z} &= \bar{a}_{m_z}^{\omega_z} = -\chi \frac{b_A}{V_0} (m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\alpha}}); \\
a_{m_z}^\Theta &= \bar{a}_{m_z}^\Theta = -\chi \frac{b_A}{V_0} m_z^{\bar{\alpha}} a_y^\Theta; & \tau_a &= \frac{m}{\rho_0 V_0 S}; & \chi &= \frac{\rho_0 V_0^2 S b_A}{2I_z};
\end{aligned} \tag{3.10}$$

В (3.10) $m_z^{\bar{\omega}_z}, m_z^{\bar{\alpha}}$ похідні від безрозмірних кутових швидкостей

$$\bar{\dot{\alpha}} = \frac{b_A}{V_0} \dot{\alpha}; \quad \bar{\omega}_z = \frac{b_A}{V_0} \omega_z.$$

Застосуємо перетворення Лапласа для системи (3.9) за нульових початкових умов, отримаємо математичну модель поздовжнього руху літака в операційній формі:

$$\begin{aligned}
(p + a_x^V)V(p) + a_x^\Theta \Theta(p) + a_x^\alpha \alpha(p) &= a_x^{\delta_p} \delta_p(p); \\
a_y^V V(p) + (p + a_y^\Theta)\Theta(p) + a_y^\alpha \alpha(p) &= 0; \\
a_{m_z}^V V(p) + a_{m_z}^\Theta \Theta(p) + (p + a_{m_z}^{\omega_z})\omega_z(p) + a_{m_z}^\alpha \alpha(p) &= a_{m_z}^{\delta_b} \delta_b(p); \\
-a_y^V V(p) - a_y^\Theta \Theta(p) - \omega_z(p) + (p - a_y^\alpha)\alpha(p) &= 0.
\end{aligned} \tag{3.11}$$

Розрахуємо аеродинамічні коефіцієнти математичної моделі, що описує подовжній рух літака (3.10).

Вихідні дані:

$$S = 50\text{ м}^2; b_A = 6\text{ м}; m = 30\text{ м}; I_z = 5 \cdot 10^5 \text{ кг} \cdot \text{м}^2; P_{00} = 2,62 \cdot 10^5 \text{ Н};$$

$$C_{x_0} = 0,015; A = 0,09; C_y = 0,55; m_z^{\bar{\alpha}} = -0,41; m_z^{\omega_z} = -1,5; m_z^{\delta_B} = -1,75;$$

$$H = 10000\text{ м}; V = 200\text{ м/с}; C_y^{\alpha} = 4,6; m_z^{\alpha} = m_z^C y; C_y^{\alpha} = -0,08 \cdot 4,6 = -0,368; m_z = 0; m_z^V = 0.$$

Тиск на висоті 10000 м визначимо за такою формулою:

$$P_{10} = P_0 \left[1 - \frac{\tau H}{T_0} \right]^{\frac{1}{R_1 \tau}} = 101325,6 \left[1 - \frac{6,5 \cdot 10}{288,16} \right]^{\frac{1}{29,27 \cdot 0,0065}} = 26436,291 \text{ Па},$$

де P_0 - Тиск на рівні моря; τ – температурний градієнт атмосфери до 11 км;

T_0 – температура атмосфери лише на рівні моря; R_1 - Постійна газова повітря.

$$\text{Температура на висоті 10 км. } T = T_0 - \tau H = 288,15 - 6,5 \cdot 10 = 223,15 \text{ К}.$$

Щільність повітря:

$$\rho = \frac{P}{RT} = \frac{26436,291}{287,05287 \cdot 223,15} \approx 0,4127 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3},$$

$$\rho_0 = 1,03 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}.$$

Тоді:

$$\tau_a = \frac{m}{\rho V S} = \frac{30000}{0,4127 \cdot 200 \cdot 50} \approx 7,269 \text{ с};$$

$$\chi = \frac{\rho V^2 S b_A}{2 I_z} = \frac{0,4127 \cdot 200^2 \cdot 50 \cdot 6}{2 \cdot 5 \cdot 10^5} = 4,9524.$$

Розглянемо горизонтальний політ, у разі $\theta = 0$ ($\cos \theta = 1$, $\sin \theta = 0$) та $a_y^{\theta} = 0$ і

$$a_{m_z}^{\theta} = 0.$$

Політ проходить на дозвуковій швидкості, отже $C_{x_a}^V = 0$ і $C_{m_z}^V = 0$.

З умов горизонтального польоту отримаємо:

$$mg = c_y^a \frac{\rho V^2}{2} S = a = \frac{2mg}{C_y^a \rho V^2 S} = \frac{2 \cdot 30000 \cdot 9,20655}{4,6 \cdot 0,4127 \cdot 200^2 \cdot 50} = 0,15497 \text{ рад}$$

$$\alpha^0 \approx 8,9^0.$$

Знайдемо $C_{x_a}^\alpha$:

$$\tilde{N}_x = C_{x0} + AC_y^2; C_{x_a} \approx C_x + C_y \alpha \Rightarrow C_x = C_{x_a} - C_y \alpha$$

$$\tilde{N}_{x_a} = C_{x0} + AC_y^2 + C_y \alpha = 0,015 + 0,09 \cdot 0,55^2 + 0,55 \cdot 0,15497 = 0,127$$

$$C_{x_a}^\alpha = 2AC_y C_y^2 + C_y + c_y^\alpha \alpha = 2 \cdot 0,09 \cdot 0,55 \cdot 4,6 + 0,55 + 4,6 \cdot 0,15497 = 1,718.$$

Похідну P^V визначимо графічним шляхом із графіка залежності питомої тяги від швидкості $\bar{P} = f(V)$ (Рис. 3.1):

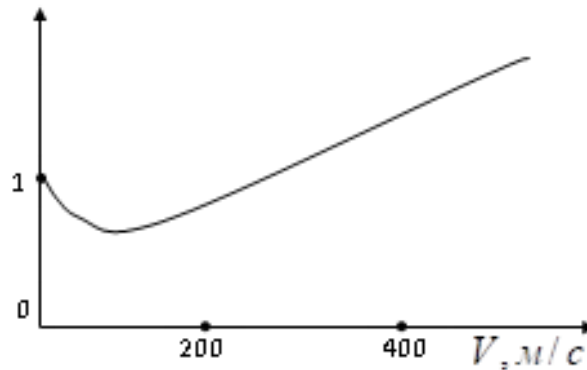


Рис. 3.1

$$P^V = P_{00} \bar{P}^V = P_{00} \frac{\Delta \bar{P}}{\Delta V} = 2,62 \cdot 10^5 \cdot \frac{0,02}{250} = 20,96 \frac{H \cdot c}{m}.$$

Тяга при швидкості $V = 200 \frac{M}{c}$: $\bar{P} = 0,954$.

$$P = P_{00} \bar{P} \left(\frac{\rho}{\rho_0} \right)^{0,9} = 2,62 \cdot 10^5 \cdot 0,954 \left(\frac{0,4127}{1,225} \right)^{0,9} = 93885,44 \text{ Н}$$

Розрахунок аеродинамічних коефіцієнтів:

$$a_x^V = \bar{a}_x^V = \frac{1}{\tau_a} (c_{x_a} + \frac{V_0 c_{x_a}^V}{2}) - \frac{P^V \cos \alpha_0}{m} = \frac{1}{7,269} (0,127 + 0) - \frac{\cos 8,9^\circ \cdot 20,96}{30000} =$$

$$= 0,01678;$$

$$a_x^\Theta = \frac{\bar{a}_x^\Theta}{V_0} = \frac{g \cos \Theta_0}{V_0} = \frac{9,80665}{200} \cdot \cos 0^\circ = 0,04903;$$

$$a_x^\alpha = \frac{\bar{a}_x^\alpha}{V_0} = \frac{c_{x_a}^\alpha}{2\tau_a} + \frac{P_0 \sin \alpha_0}{mV_0} = \frac{1,718}{2 \cdot 7,269} + \frac{93885,44 \cdot \sin 8,9^\circ}{30000 \cdot 200} = 0,1206;$$

$$a_y^V = \bar{a}_y^V V_0 = -\frac{1}{\tau_a} (c_{y_a} + \frac{V_0 c_{y_a}^V}{2}) - \frac{P^V \sin \alpha_0}{m} = -\frac{1}{7,269} (0,55 + 0) - \frac{20,96 \cdot \sin 8,9^\circ}{30000} =$$

$$= -0,07577;$$

$$a_y^\Theta = \bar{a}_y^\Theta = -\frac{g}{V_0} \sin \Theta_0 = 0;$$

$$a_y^\alpha = \bar{a}_y^\alpha = -\left(\frac{\tilde{n}_{y_a}^\alpha}{2\tau_a} + \frac{P_0 \cos \alpha_0}{mV_0}\right) = -\frac{4,6}{2 \cdot 7,269} - \frac{93885,44 \cdot \cos 8,9^\circ}{30000 \cdot 200} = -0,33187;$$

$$a_{m_z}^\Theta = \bar{a}_{m_z}^\Theta = -\chi \frac{b_\Lambda}{V_0} m_z^{\bar{\alpha}} a_y^\Theta = 0;$$

$$a_{m_z}^V = \bar{a}_{m_z}^V V_0 = -\chi (m_z^V V_0 + 2m_z + \frac{b_\Lambda}{V_0} m_z^{\bar{\alpha}} a_y^V) = -4,9524 \cdot$$

$$\cdot \left(200 \cdot 0 + 0 + \frac{6 \cdot 0,41 \cdot 0,07577}{200} \right) = -0,00462;$$

$$a_{m_z}^{\omega_z} = \bar{a}_{m_z}^{\omega_z} = -\chi \frac{b_\Lambda}{V_0} (m_z^{\bar{\omega}_z} + m_z^{\bar{\alpha}}) = -4,9524 \cdot \frac{6 \cdot (-1,5 - 0,41)}{200} = 0,28377;$$

$$a_{m_z}^\alpha = \bar{a}_{m_z}^\alpha = -\chi (m_z^\alpha + \frac{b_\Lambda}{V_0} m_z^{\bar{\alpha}} a_y^\alpha) = -4,9524 \left(-0,368 + \frac{6 \cdot 0,41 \cdot 0,33187}{200} \right) =$$

$$= 1,8023;$$

$$a_{m_z}^{\delta_b} = \bar{a}_{m_z}^{\delta_b} = \chi m_z^{\delta_b} = 4,9524 \cdot (-1,75) = -8,6667;$$

$$a_x^{\delta_p} = \frac{\bar{a}_x^{\delta_p}}{V_0} = \frac{P^{\delta_p}}{mV_0} \cos \alpha_0 = \frac{93885,44 \cdot \cos 8,9^\circ}{30000 \cdot 200} = 0,015.$$

Розрахунок параметрів передавальної функції (рис. 3.2):

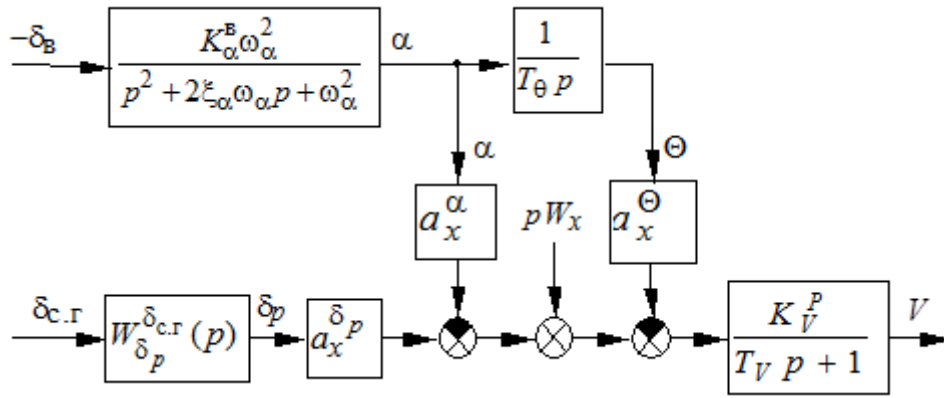


Рис. 3.2

$$a_0 = a_{m_z}^\alpha - a_{m_z}^{\omega_z} \cdot a_y^\alpha = 1,8023 + 0,28377 \cdot 0,33187 = 1,896$$

$$a_1 = a_{m_z}^{\omega_z} - a_y^\alpha = 0,28377 + 0,33187 = 0,616$$

$$\xi_\alpha = \frac{a_1}{2\sqrt{a_0}} = \frac{0,616}{2 \cdot 1,37} = 0,224$$

$$\omega_\alpha^2 = a_0$$

$$T_\theta = -\frac{1}{a_y^\alpha} = \frac{1}{0,332} = 3,01$$

$$T_V = \frac{1}{a_x^V} = \frac{1}{0,01678} = 59,59$$

$$T_\delta = 3$$

$$k_V^p = \frac{a_x^{\delta_p}}{a_x^V} = \frac{a_x^V \cdot m \cdot V}{P_{00}^{\delta_p} \cdot \bar{P} \cdot (\rho / \rho_0)^{0,9} \cdot \cos \alpha} = \frac{0,01678 \cdot 30000 \cdot 200}{2,5 \cdot 10^5 \cdot 0,954 \cdot 0,3756 \cdot 0,9879} = 1,37$$

$$k_\alpha^B = -\frac{a_{m_z}^{\delta_B}}{\omega_\alpha^2} = \frac{8,6667}{1,896} = 4,57$$

$$k_\delta = 1$$

a_x^V	a_x^Θ	a_x^a	a_y^V	a_y^Θ	a_y^a	$a_{m_z}^\Theta$	$a_{m_z}^V$	$a_{m_z}^{\omega_z}$	$a_{m_z}^a$	$a_{m_z}^{\delta_a}$
0,017	0,049	0,121	-0,076	0	-0,332	0	-0,005	0,284	1,802	-8,667

ξ_α	T_θ	T_V	T_δ	k_V^P	k_α^B	k_a
0,224	3,01	59,59	3	1,37	4,57	1

При моделюванні та синтезі контуру керування швидкості польоту будемо використовувати обидві моделі.

3.2. Синтез автомата тяги

Структурна схема математичної моделі дозволяє створити структурну схему контуру автомата тяги (АТ), зображену на рис.3.3. На цій схемі обурення пов'язані із зміною кутів α і Θ , зведені до одного обурення $f_V(\alpha, \Theta)$

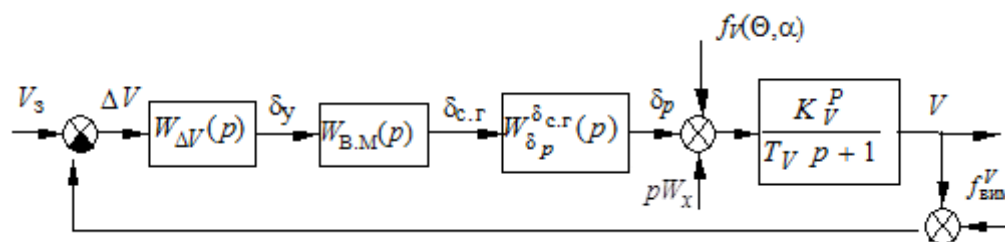


Рис. 3.3

Передатна функція $W_{В.М}(p)$ визначає перетворення сигналу управління виконавчим механізмом автомата тяги.

Під час проведення структурного аналізу контуру управління виявилось, що АТ із жорстким зворотним зв'язком у сервоприводі при пропорційному регулюванні ($W_{В.М}(p)=1$, $W_{\Delta V}(p)=K_V$) не забезпечує астатичну (безпомилкову) відпрацювання заданого значення швидкості V_3 . Це пояснюється тим, що новому значенню V має відповідати нове положення сектора газу, тобто в режимі, що встановився, з виконавчого механізму АТ надходитиме сигнал зворотного зв'язку, який на вході сервоприводу повинен бути компенсований сигналом помилки управління $\Delta V = V_3 - V$.

Ця властивість контуру управління визначила застосування законів управління із запровадженням інтеграла:

$$\delta_{c.r} = \left(K_v + \frac{K_v}{p} \right) (V_3 - V),$$

або, що еквівалентно, використання АТ з гнучким зворотним зв'язком:

$$p\delta_{c.r} = (K_v p + K_v)(V_3 - V)$$

Для контуру з жорстким зворотним зв'язком передатна функція $W_{\Delta V}(p)$ має вигляд:

$$W_{\Delta V}(p) = \frac{K_{\tilde{v}}}{p} \left(\frac{K_v}{K_{\tilde{v}}} p + 1 \right)$$

Передатна функція розімкнутого контуру управління:

$$W_v(p) = W_{zv}(p) W_{B.M.}(p) W_{\delta_p}^{\delta_{c.r}}(p) W_v^p(p) = \frac{K_v K_v^p K_{\tilde{v}} \left(\frac{K_v}{K_{\tilde{v}}} p + 1 \right)}{(T_p p + 1)(T_v p + 1)p}$$

Розімкнений контур АТ описується передатною функцією:

$$W_v(p) = K_v^p K_{\tilde{v}} \frac{T_{\tilde{v}} p + 1}{(T_v p + 1)p}, \quad (3.12)$$

Де $K_v^p = a_x^{\delta_p} / a_x^v$; $T_v = 1/a_x^v$.

На малюнку 3.4 зображено ЛАЧХ відповідає передавальній функції (3.12).

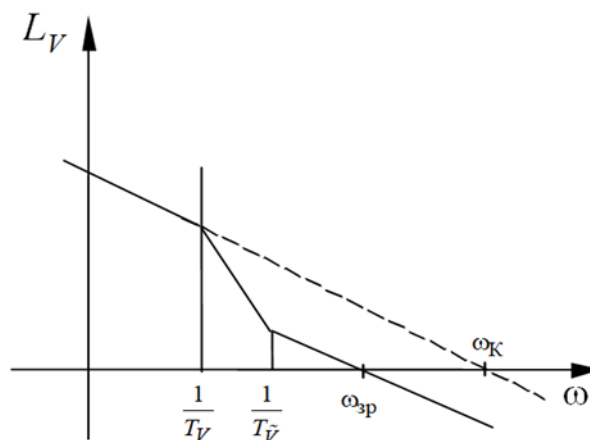


Рис. 3.4

Очевидне співвідношення $20\lg \omega_K T_V = 40\lg(T_V / T_{\tilde{V}}) + 20\lg \omega_{cp} T_{\tilde{V}}$, що перетворюється на вигляд:

$$\omega_{cp} = (T_{\tilde{V}} / T_V) \omega_K, \quad (3.13)$$

де $\omega_K = K_V^P K_{\tilde{V}}$.

Співвідношення (3.13) залишається справедливим і при $T_V < T_{\tilde{V}}$. Підставивши у це співвідношення значення $T_{\tilde{V}}$ і $\omega_{\tilde{E}}$, отримаємо $\omega_{cp} = K_V a_x^{\phi}$. Таким чином, час перехідного процесу може бути зменшено при збільшенні K_V . Однак дуже велике значення K_V можуть призвести до зриву полум'я у двигуні та його вимкнення. Час перехідного процесу може бути розрахований з таких міркувань. Частота зриву, що визначає час перехідного процесу $t_{ин}$ одно $0,25 \frac{1}{T_0}$, це не було враховано при побудові ЛАЧХ Виконав простіші розрахунки отримаємо $t_{ин} = 70$ с.

Характеристичне рівняння замкнутого контуру АТ, яке можна отримати, підсумувавши чисельник і знаменник передавальної функції (3.12),

$$T_V p^2 + (1 + K_{\tilde{V}} T_{\tilde{V}} K_V^P) p + K_V^P K_{\tilde{V}} = 0. \quad (3.14)$$

Розділивши рівняння (3.14) на вільний член, отримаємо

$$\frac{T_V}{K_V^P K_{\tilde{V}}} p^2 + \left(\frac{1}{K_V^P K_{\tilde{V}}} + T_{\tilde{V}} \right) p + 1 = 0. \quad (3.15)$$

На деяких режимах коефіцієнт $a_x^V < 0$. Коефіцієнт при p^2 більше нуля за будь-якого знаку a_x^V . Тому для стійкості замкнутого контуру АТ необхідне виконання нерівності $1/(K_V^P K_{\tilde{V}}) + T_{\tilde{V}} > 0$ у всіх режимах польоту. Ця нерівність після підстановки відповідних значень записується у наступне співвідношення:

$$a_x^V + a_x^{\phi} K_V > 0. \quad (3.16)$$

Зі співвідношення (3.16) випливає, що для забезпечення стійкості контуру АТ також необхідно збільшувати число K_V .

Передавальні числа $K_V, K_{\tilde{V}}$ вибираються з умови компенсації полюса передавальної функції (3.12) банкрутом, тобто.

$$T_{\tilde{V}} = T_V. \quad (3.17)$$

У разі компенсації полюса передавальна функція розімкнутого контуру АТ набуде наступного вигляду:

$$W_V(p) = \frac{K_V^p K_{\tilde{V}}}{p}. \quad (3.18)$$

Передатна функція замкнутого контуру АТ при виконанні співвідношення (3.17) дорівнює

$$\Phi_V^{V_3}(p) = \frac{1}{Tp + 1}, \quad (3.19)$$

$$\text{де } T = \frac{1}{K_V^p K_{\tilde{V}}}.$$

Вважаючи час перехідного процесу рівним $t_{\text{инт}} = 70$ с для розрахунку передавального числа по інтегралу отримаємо формулу

$$K_{\tilde{V}} = \frac{3}{t_p K_V^p} = \frac{3a_x^V}{t_p a_x^{\delta_p}}. \quad (3.20)$$

Зі співвідношення (3.20) отримаємо

$$K_V = T_{\tilde{V}} K_{\tilde{V}} = \frac{3}{t_p a_x^{\delta_p}}. \quad (3.21)$$

Вплив горизонтального вітру на стабілізацію повітряної швидкості літака можна оцінити за допомогою передавальної функції.

$$\Phi_V^{W_{x_g}}(p) = \frac{-p}{[1 + W_V(p)](p + a_x^V)} = -\frac{p^2}{(p + K_V^p K_{\tilde{V}})(p + a_x^V)}. \quad (3.22)$$

Замкнений контур АТ за закону управління

$$\delta_p = K_V(V_{\zeta} - V) + \frac{K_{\tilde{V}}}{p}(V_{\zeta} - V)$$

має астатизм другого порядку стосовно горизонтальної складової вітру.

У закон управління доцільно додати похідну від основного сигналу керуючого, але це рішення можна змінити тільки після моделювання відповідного контуру управління.

3.3. Синтез перехресних зв'язків

Системою рівнянь (3.9) визначено взаємний вплив контурів стабілізації швидкості та тангажу. Виключивши із цієї системи слабкі зв'язки по висоті, поклавши $a_y^{\theta} \approx 0$ і враховуючи горизонтальний вітер, отримаємо наступні рівняння

$$\begin{aligned} \dot{V} &= -a_x^V V - a_x^{\theta} \mathcal{G} - (a_x^{\alpha} - a_x^{\theta}) \alpha + a_x^{\delta_p} \delta_p - \dot{W}_{x_g}; \\ \dot{\omega}_z &= -a_{m_z}^V - a_{m_z}^{\alpha} \alpha - a_{m_z}^{\omega_z} \omega_z + a_{m_z}^{\delta_B} \delta_B; \\ \dot{\alpha} &= a_y^V V + a_y^{\alpha} \alpha + \omega_z; \\ \dot{\mathcal{G}} &= \omega_z. \end{aligned} \quad (3.23)$$

Систему рівнянь (3.23) запишемо у матричній формі

$$\dot{x} = Ax + M\Delta + f \quad (3.24)$$

$$\text{де } x = (V \quad \omega_z \quad \alpha \quad \mathcal{G})^T; \Delta = (\delta_p \quad \delta_B)^T; f = (\dot{W}_{x_g} \quad 0 \quad 0 \quad 0)^T;$$

$$M = \begin{pmatrix} a_x^{\delta_P} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & a_{m_z}^{\delta_B} & 0 & 0 \end{pmatrix}^T;$$

$$A = \begin{pmatrix} -a_x^V & 0 & -(a_x^\alpha - a_x^\theta) & -a_x^\theta \\ -a_{m_z}^V & -a_{m_z}^{\omega_z} & -a_{m_z}^\alpha & 0 \\ a_y^V & 1 & a_y^\alpha & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{pmatrix}.$$

Необхідно синтезувати таке управління Δ , при якому замкнута система описується рівнянням

$$\dot{x} = Bx + Nu + f \quad (3.25)$$

де

$$B = \begin{pmatrix} -b_{11} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -b_{22} & 0 & 0 \\ a_y^V & 1 & a_y^\alpha & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{pmatrix}; \quad N = \begin{pmatrix} b_{11} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & b_{22} & 0 & 0 \end{pmatrix}^T; \quad u = (V_\zeta, \omega_{z_\zeta})^\delta.$$

У матрицях B та N елементи b_{11}, b_{22} – величини, обернено пропорційні постійному часу автономних аперіодичних процесів контурів управління швидкістю польоту та швидкістю тангажу відповідно. Ці коефіцієнти можуть бути вибрані з наступних умов $t_{pV} = 3/b_{11}; t_{p\omega_z} = 3/b_{22}$, де $t_{pV} \approx 15 \div 30$ с – час регулювання у контурі управління швидкістю польоту; $t_{p\omega_z} \approx 3 \div 6$ с – час регулювання у контурі керування швидкістю тангажу.

Рівна праві частини рівнянь (3.24), (3.25), отримаємо співвідношення

$$Ax + M\Delta = Bx + Nu \quad (3.26)$$

Матричне рівняння (3.26) має рішення

$$\Delta = M^+ [(B - A)x + Nu] \quad (3.27)$$

$$\text{де } \mathbf{M}^+ = (\mathbf{M}^T \mathbf{M})^{-1} \mathbf{M}^T - \text{псевдонавернена матриця.} \quad (3.28)$$

Визначимо дану матрицю:

$$\mathbf{M}^T \mathbf{M} = \begin{pmatrix} a_x^{\delta_p} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & a_{m_z}^{\delta_B} & 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} a_x^{\delta_p} & 0 \\ 0 & a_x^{\delta_B} \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} (a_x^{\delta_p})^2 & 0 \\ 0 & (a_{m_z}^{\delta_B})^2 \end{pmatrix}$$

$$(\mathbf{M}^T \mathbf{M})^{-1} = \begin{pmatrix} \frac{1}{(a_x^{\delta_p})^2} & 0 \\ 0 & \frac{1}{(a_{m_z}^{\delta_B})^2} \end{pmatrix}$$

$$\mathbf{M}^+ = (\mathbf{M}^T \mathbf{M})^{-1} \mathbf{M}^T = \begin{pmatrix} \frac{1}{a_x^{\delta_p}} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{a_{m_z}^{\delta_B}} & 0 & 0 \end{pmatrix}. \quad (3.29)$$

Підставивши у рішення (3.27) відповідні значення за співвідношенням (3.24), (3.25), (3.29) і зробивши необхідні операції над матрицями, отримаємо закони управління

$$\begin{aligned} \delta_p &= \frac{1}{a_x^{\delta_p}} [(a_x^v - b_{11})V + (a_x^\alpha - a_x^\theta)\alpha + a_x^\theta \vartheta + b_{11}V_\zeta]; \\ \delta_{\dot{E}} &= \frac{1}{a_{m_z}^{\delta_B}} [a_{m_z}^v V + (a_{m_z}^{\omega_z} - b_{22})\omega_z + a_{m_z}^\alpha \alpha + b_{22}\omega_{z\zeta}]. \end{aligned} \quad (3.30)$$

Замкнена система координованого керування швидкістю описується рівнянням (3.24). Структурна схема замкнутого контуру зображено на рис.3.5.

РОЗДІЛ 4

РОЗРОБКА АЛГОРИТМУ КЕРУВАННЯ ЗАДАНОЮ ШВИДКІСТЮ ЛІТАКА ЗАПРАВНИКА НА ЕТАПІ СТИКУВАННЯ ЗАПРАВНИХ ПРИСТРОЇВ

Зростання за останнє десятиліття інтересу до розробки технологій безпілотних авіаційних систем спонукало до дослідження методів автоматизації процесів дозаправки в повітрі. Крім того, для систем з підвищеною автономністю в даний час розробляються необхідні логічні схеми та системи керування польотом для виконання автономної дозаправки у повітрі. Вже були проведені значні дослідження в галузі відстеження розташування, планування зближень, моделювання апаратури, ефектів сліду та датчиків на основі машинного зору для підтримки дозаправки безпілотних систем та підвищення автономності при дозаправці пілотованих літаків [22].

Найважливішим з етапів при дозаправці в повітрі є етап зближення та стикування конуса-приймача зі штангою літака заправника, даний етап починається при досягненні відстані 15-10 м. При цьому точність утримання швидкості зближення повинна перевищувати швидкість літака, що заправляється (крейсера) на 1-2 м/с. При меншій швидкості наближення літака-заправника (фідер) конус-датчик може не спрацювати, внаслідок чого час контакту збільшується і відбувається розгойдування фідера в обуреному потоці крейсера. Крім того при малих швидкостях зближення так зване «спливання» КД, яке обумовлене обтіканням носа літака-танкера, набагато більше, ніж при швидкостях 1,5-2 м/с, і становить приблизно 1 метр, що істотно впливає на процес стикування, Зокрема призводить не тільки до невдалих стиківок, а й до аварій, оскільки сильні аеродинамічні збурення від носової частини фюзеляжу при зближенні змушують конус дуже відчутно коливатися.

Якщо швидкості зближення більше, відбувається сильний удар по конусу в момент контакту і призводить до коливального руху шланга («ефект хлиста»), а так само до розгойдування шланга у вертикальній площині. Що призводить, як правило, до руйнування (облому) паливоприймача або обриву шланга.

Тому успіх процесу стикування заправних пристроїв при «зворотній» дозаправці у повітрі багато в чому залежить від людського фактора, кваліфікації та фізіологічного стану фідерного екіпажу. Хоча створення систем з керованим конусом знач-

но полегшує процес стикування заправних пристроїв, проблема управління швидкістю на етапі стикування не знімається.

У роботі запропоновано автоматизувати керування швидкістю польоту, формуючи траєкторію зближення на основі методу контролю кінцевого стану при стикуванні заправних пристроїв. Якщо фідер порушує початкову траєкторію, то, реалізуючи цей метод управління, з нового розташування заправника формується нова траєкторія, що веде фідер до заданої кінцевої точки. Обов'язковим елементом такого контролю є прогнозування параметрів руху фідера.

В якості прогностичної математичної моделі фідера можна вибрати спрощену модель руху центру мас, яка може бути лінійною моделлю зміни швидкості польоту для заданого режиму польоту - для режиму заправки.

Теорія управління динамічними об'єктами з використанням прогностичних моделей – (модельне прогностичне керування (МПК)) одна із сучасних підходів до синтезу систем управління з урахуванням математичних методів оптимізації. Успішне використання МПК у практиці створення систем управління є відносна простота базової схеми зворотного зв'язку, поєднана з високими адаптивними властивостями. Сутність МПК полягає в наступній схемі управління динамічними об'єктами на основі принципу зворотного зв'язку:

- 1) Математична модель об'єкта, що розглядається певна (щодо проста), початкові умови для якої є його поточні параметри руху. Надавши програму управління, інтегруються рівняння цієї моделі, що дає прогноз руху об'єкта на певний період часу (на проміжку прогнозування).

- 2) Проводиться оптимізація програмного управління, метою якої є наближення регульованих змінних прогнозованої моделі до відповідних параметрів, встановлених на проміжку прогнозування. Оптимізація проводиться з урахуванням всього комплексу обмежень, що накладаються на керування та регульованих змінних.

- 3) На числовому етапі, що становить фіксовану невелику частину проміжку прогнозування, реалізується оптимальне обчислене управління і наприкінці цього кроку вимірюється фактичний стан об'єкта.

4) Горизонт прогнозування зсувається однією крок уперед, і повторюються дії 1...3 цієї послідовності. Описану схему можна поєднати з попередньою ідентифікацією рівнянь моделі для прогнозування. На етапі підходу до злиття за допомогою прогностичного керування важливо вибрати незалежну змінну для прогнозування.

Очевидно, що як незалежна змінна слід взяти одну з координат, значення якої визначає кінець підходу до злиття. Такою координатою при керуванні швидкістю фідера доцільно вибрати відстань між пристроями для заправлення паливом.

Система нелінійних диференціальних рівнянь, що описує керований об'єкт математичної моделі:

$$\dot{\mathbf{x}} + f(\mathbf{x}, \mathbf{u}) = 0, \quad \mathbf{x}(0) = \mathbf{x}_0, \quad (4.1)$$

де $\mathbf{x} \in \mathbf{E}^n$ –вектор стану, $\mathbf{u} \in \mathbf{E}^m$ –вектор керування, $t \in [0, \infty]$ –час.

Спільно з математичною моделлю (4.1) керованого об'єкта розглядається система диференціальних рівнянь, що описують прогностичну модель керованого об'єкта:

$$\dot{\bar{\mathbf{x}}}(\tau) + \bar{f}(\tau, \bar{\mathbf{x}}(\tau), \bar{\mathbf{u}}(\tau)) = 0, \quad \bar{\mathbf{x}}|_{\tau=t} = \mathbf{x}(t), \quad (4.2)$$

Функція \bar{f} повинно мати ті ж властивості, що і функція f , а вектори $\bar{\mathbf{x}}$ і $\bar{\mathbf{u}}$ приймають значення з допустимих множин відповідно.

Крім того, функція визначена таким чином, що для кожного допустимого вектора керування $\bar{\mathbf{u}}(\tau) \equiv \mathbf{u}(\tau)$ векторні функції $\bar{\mathbf{x}}(\tau)$ і $\mathbf{x}(\tau)$, які задовольняють системи (4.1) і (4.2) відповідно, близькі одна до одної за нормою для кожного $\tau \in [t, \infty]$.

Під час роботи модель (4.1) може змінюватись, і ці зміни не визначені. При цьому на момент часу $\tau = t$ за допомогою поточного стану реального об'єкта ініціалізується фіксована модель типу (4.2), і завдяки її близькості до реального об'єкта за будь-яких варіацій неврахованих факторів можна наближено передбачити його поведінку. Це можливо, якщо ми знайдемо індивідуальне рішення системи (4.2) для заданого керування на певному інтервалі часу, і прогноз буде тим точніше, чим менше значення часу t . Зазвичай прогностична модель вибирається досить просто, щоб

можна було інтегрувати її в реальному часі та використовувати безпосередньо у контурі керування.

Як математичну модель об'єкта управління використовувалася математична модель позовжнього руху літального апарату:

$$\begin{aligned} m\dot{V} &= P \cos \alpha - X_a - mg \sin \Theta - m(\dot{w}_x \cos \Theta + \dot{w}_y \sin \Theta); \\ mV\dot{\Theta} &= P \sin \alpha + Y_a - mg \cos \Theta + m(\dot{w}_x \sin \Theta + \dot{w}_y \cos \Theta); \\ J_z \dot{\omega}_z &= M_z; \\ \dot{\vartheta} &= \omega_z; \\ \alpha &= \vartheta - \Theta + \alpha_w; \\ \dot{H} = V_y &= V \sin(\Theta + \alpha_w) + w_y; \\ \dot{D} &= V \cos(\Theta + \alpha_w) + w_x, \\ \dot{D}_d &= V_{дз} + w_x, \\ \Delta D &= D - D_d, \end{aligned}$$

де m – вага літака; M_z, J_z – момент сил та момент інерції літального апарату щодо поперечної осі z ; P – тяга двигуна; X_a, Y_a – сили опору та підйому; ϑ, Θ – кут крену та кут нахилу траєкторії; w_z – кутова швидкість щодо осі z ; w_x, w_y – компоненти вітрових збурень; $\alpha, \alpha_w = (-w_x \sin \Theta + w_y \cos \Theta) / V$ – кут атаки та зміна кута атаки від вітрових турбулентностей; D – відстань до фідера; D_d – відстань, що пролетів конус; $V_{дз}$ – задана швидкість заправлення; ΔD – відстань між заправними пристроями. Управління літальним апаратом здійснюється за допомогою керма висоти шляхом зміни моменту $M_z = f(\delta_b)$ і за допомогою автомата тяги $P = f(\delta_{cr})$; тут δ_{cr} – відхилення секторів газу системи керування двигуна.

Спрощену модель руху центру мас можна вибрати як прогностичну математичну модель, яка може бути лінійною моделлю зміни швидкості польоту для заданого режиму – для режиму заправки, який у формі оператора виглядає наступним чином:

$$\begin{aligned} (p + a_x^V)V(p) &= a_x^{\delta} \delta_{cr}(p); \\ pD &= V(p); \\ pD_k &= V_{дз}; \\ \Delta D(p) &= D(p) - D_k(p), \end{aligned}$$

Коефіцієнти a_x^V , $a_x^{\delta p}$ для лінійної моделі обчислюються для висоти та швидкості заправки.

Швидкість фідера на етапі зближення буде більшою або рівною швидкості крейсера, що заправляється, і починаючи з відстані 100 метрів, задана швидкість фідера формується за експоненційним законом наближення.

$$\begin{aligned} \delta_{ст} &= K_V (V_3 - V); & V_3 &= V_{дз} + V_{\Delta D}; \\ V_{\Delta D} &= (\Delta D + D_{ас}) / T_{exp}, \end{aligned}$$

Управління тягою за відхиленням формує автодросьель фідера. Задана швидкість $(V_{pc} - V)V_{pc}$ відрізняється від швидкості заправки V_{RF} на величину $V_{\Delta D}$. А ця величина змінюється за експонентним законом залежно від відстані між заправними пристроями.

Як зазначалося при контакті, швидкість наближення має перевищувати швидкість крейсера на 1...2 м/с. Тому закон освіти введемо величину $D_{ас}$ – глибину виникнення асимптоти. Асимптота експонента повинна розташовуватись за фіксатором конуса. Тимчасова постійна експоненти T_{exp} на етапі прогнозування основним параметром управління, який хочемо визначити.

За допомогою аналогічного закону управління формується керування фідером.

Усі завдання оптимального управління базуються на пошуку такого керуючого впливу, що забезпечує досягнення поставленої мети.

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \|\mathbf{x}(t) - \mathbf{r}_x(t)\| = 0, \quad \lim_{t \rightarrow \infty} \|\mathbf{u}(t) - \mathbf{r}_u(t)\| = 0 \quad (4.3)$$

та повертає мінімум встановленого функціоналу якості.

Тут $\mathbf{r}_x(t)$ і $\mathbf{r}_u(t)$ – цільові векторні функції, що визначають бажаний рух об'єкта з урахуванням обмежень $\mathbf{x}(t) \in \mathbf{X} \quad \forall t \in [0, \infty)$.

Задаючи управління $\bar{\mathbf{u}} = \mathbf{u}(\tau)$ як функцію часу на інтервалі часу $\tau \in [t, t + T_p]$ та інтегруючи систему (4.2) на заданому інтервалі з початковими умовами $\bar{\mathbf{x}}|_{\tau=t} = \mathbf{x}(t)$, Отримуємо рішення, яке інтерпретується як прогноз поведінки об'єкта управління з прогнозуванням горизонту T_p .

Формулюючи математичну задачу вибору оптимального управління на основі прогнозу, вважатимемо, що метою управління є забезпечення деякої заданої поведінки моделі (4.2), яка визначається, як і (4.3), вектор-функціями $\mathbf{r}_x(t)$, $\mathbf{r}_x \in \mathbf{E}^n$ і $\mathbf{r}_u(t)$, $\mathbf{r}_u \in \mathbf{E}^m$.

Оптимальне керування для прогнозованої моделі шукається шляхом мінімізації функціоналу у вигляді:

$$J(\mathbf{x}(t), \bar{\mathbf{u}}(\cdot), T_p, T_c) \rightarrow \min_{\bar{\mathbf{u}}(\cdot) \in \Omega_u} \quad (4.4)$$

В якості параметра управління обрана тимчасова константа експоненти T_{exp} , при якій відхилення координати точки контакту між паливним зондом і замком конуса (точка перетину експоненти з площиною, що проходить через замок конуса) мінімізується. У цьому випадку проводиться множинний прогноз з інтервалом ΔD , що поступово зменшується. Оптимальне управління, тобто. T_{exp}^* , знайдене за допомогою прогностичної моделі на відрізку $(D - D_d)$, передається до реального об'єкта: $\bar{\mathbf{u}}^*$

$$\mathbf{u}(D - D_d) \equiv \bar{\mathbf{u}}^*(D - D_d)$$

або вказавши контрольні параметри

$$T_{\text{exp}}(D - D_d) \equiv T_{\text{exp}}^*(D - D_d)$$

Далі управління визначається проміжку передбачення $[(D - \Delta D^*) - D_d]$, який зменшується на величину ΔD^* , тощо. Зі зменшенням інтервалу прогнозу, точність управління поступово зростає.

Цей метод оптимізації управління з використанням прогнозування ґрунтується на прогнозуванні з поступовим підходом до горизонту. У рамках цього підходу керування здійснюється за принципом зворотного зв'язку з дискретною інформацією про поточний стан об'єкта в момент виміру $[(D - \Delta D^*) - D_d]$. При цьому компоненти вектора стану можуть бути безпосередньо виміряні, або оцінені за допомогою пристроїв для моніторингу результатів вимірювання доступних величин.

Дослідження запропонованого варіанта автоматизації підходу заправних пристроїв проводилося методом математичного моделювання з використанням програми Simulink, що входить до складу математичного пакета MATLAB (див. рис. 4.1).

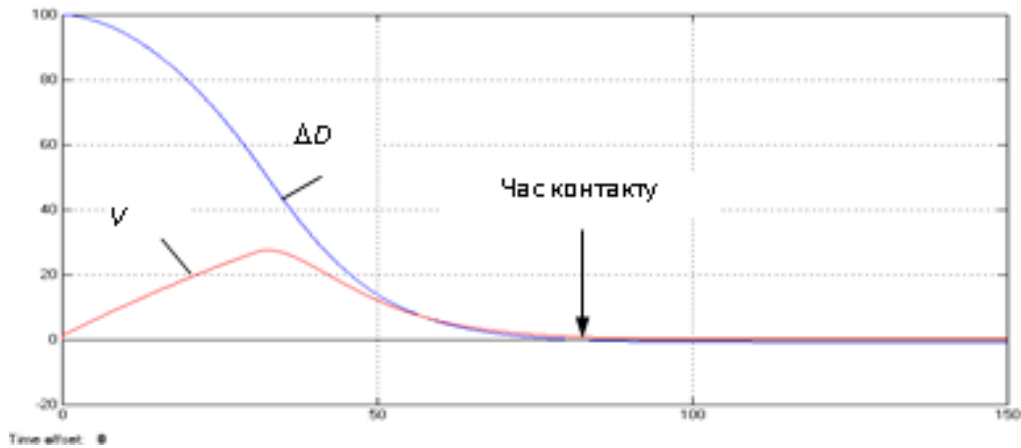


Рис.4.1 Результати моделювання процесу наближення заправних пристроїв

Моделювання продемонструвало працездатність запропонованого алгоритму управління. Час підходу з вихідної відстані 100м становить приблизно 80 секунд. Швидкість танкера на момент контакту може змінюватися, змінивши значення величини D_{as} .

Результати моделювання (рис. 4.2) показали ефективність розроблених алгоритмів навіть за заправці в турбулентній атмосфері, хоча час наближення у разі де-що збільшується.

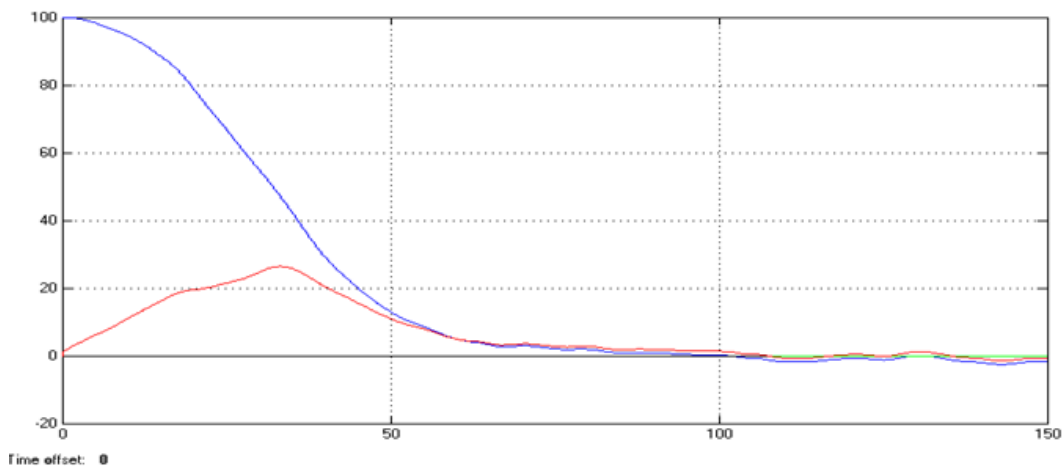


Рис. 4.2.Результати моделювання процесу наближення заправних пристроїв у турбулентній атмосфері

Після виконання зчеплення перед екіпажем фідера, що виконує реверсну дозаправку, виникає проблема збереження свого місця в строю. Але в цьому розділі ця проблема не розглядається. Впровадження запропонованої автоматизованої системи дозволить підвищити безпеку на етапі контактування та значно скоротити час контактування у ручному режимі 10 – 15 хв.

РОЗДІЛ 5

РОЗРОБКА АЛГОРИТМУ СТИКУВАННЯ ЧЕРЕЗ СИСТЕМУ ПІДМОТУВАННЯ БАРАБАНА ПАЛИВНОГО ШЛАНГУ

З метою зниження вимог до пілотів цивільних літаків у роботі пропонується для систем типу "штанга-шланг-конус" використовувати методику зворотної дозаправки в повітрі, в яку всі завдання дозаправки перекладаються на тренований екіпаж літака-танкера (фідер), який виконує всі маневри та стикується з літаком, що заправляється (крейсер), який виконує тільки одне завдання - випуск шланга з конусом.

Наявність двох пілотів на фідер дозволяє розділити процес управління. Зокрема правому пілоту доручається завдання управління датчиком, що дистанційно керується конус (КД). При цьому система автоматичної стабілізації КД у повітрі значно покращує процес наведення КД на штангу фідера, в потоці турбулентних обурень. А на лівого пілота фідера – командира екіпажу покладається завдання управління швидкістю польоту фідера на етапі зближення та стикування при «зворотній дозаправці».

Розробка контуру керування дистанції при польоті у складі пари літаків після зчеплення є важливим завданням при дозаправці повітря. При дозаправці перед контактом з фідером має бути випущено з барабана щонайменше 26 метрів паливного шланга. Подача палива починається автоматично з моменту зчеплення та припиняється після перекачування запланованої кількості палива. Тому під час дозаправки повинні зберігатися певні параметри системи зчеплення.

На останньому етапі процесу дозаправки в повітрі – етапі стикування задіяти дистанційне керування підмотуванням барабана паливного шланга підвісного агрегату дозаправки, керуючи таким чином швидкістю зближення та положенням КД щодо штаги фідера. Процес дистанційного керування підмотуванням барабана паливного шланга може працювати в режимі ручного або автоматизованого керування. Для реалізації режиму автоматизованого управління на пристрої дозаправки можна встановлювати акустичний радар типу акустичної системи паркування (парктронік) щоб отримувати інформацію про поточне значення дистанції.

Для полегшення роботи екіпажу літака, що заправляється, весь алгоритм управління дистанцією пропонується реалізувати на літаку заправнику, використовуючи систему управління підмотування барабана паливного шланга підвісного агрегату заправки (рис.5.1).

При дозаправці у повітрі перед контактом з підвісним агрегатом заправки типу Cobham-754 літака, що заправляється, повинно бути випущено з барабана близько 15...18 метрів паливного шлангу. Літак-танкер наближається до конуса на відстань порядку 20 м, використовуючи звичайні алгоритми управління зближенням, після чого вмикається режим стабілізації швидкості польоту і починається етап стикування заправних пристроїв.

Правий пілот виконує завдання дистанційного наведення та утримання конуса, оснащеного аеродинамічними керуючими органами на продовженні осі штанги системи заправки. При цьому система керування конусом, покращує процес наведення та стабілізації конуса в просторі, паруючи турбулентним збуренням. Одночасно вмикається система дистанційного управління зближенням конуса зі штангою літака заправника через систему управління підмотування барабана паливного шлангу (рис. 5.1).

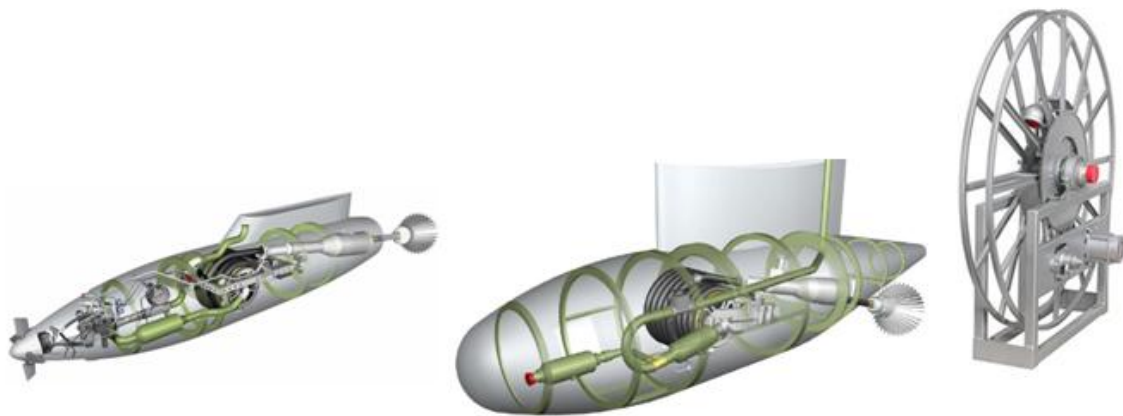


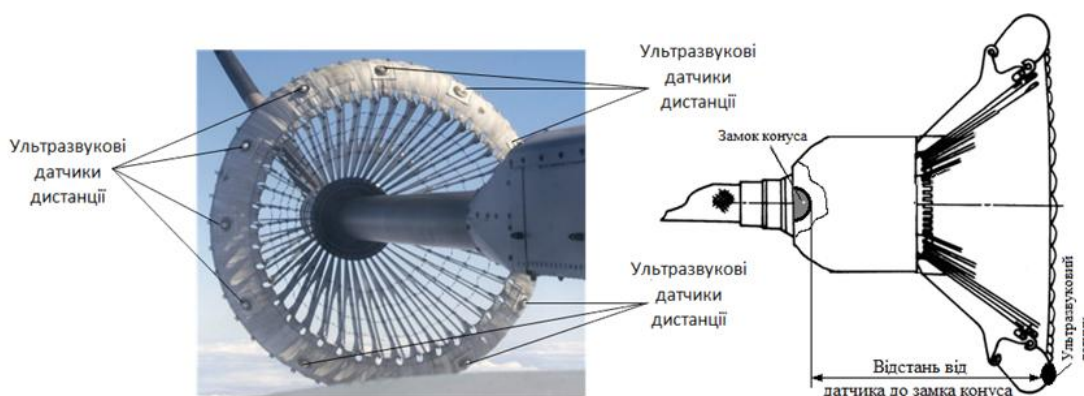
Рис.5.1

Механізм розмотувача шланга має автоматичний або ручний режим роботи. Він також забезпечує стабільне утримання шланга в процесі дозаправки, що дозволяє безперебійний потік палива. Розмотувачі шлангів можуть мати різні конструкції в залежності від типу літаків та вимог та призначені для роботи в різних

умовах. Для забезпечення точності та безпеки процесу дозаправки вони оснащені системами автоматичного контролю та стабілізації.

На етапі дистанційного управління зближенням конуса зі штангою літака заправника за датчик інформації можна використовувати ультразвуковий датчик дистанції типу паркувального радара, також відомого як акустична паркувальна система (АПС), парктронік. Ультразвукові датчики встановлюються по колу в задню частину юбки конуса (рис. 5.2.) для вимірювання дистанції до штанги заправника за відбитим від нього ультразвуком. Система працює за принципом ехолота: датчик генерує ультразвуковий (порядку 40 кГц) імпульс, а потім сприймає відбитий штангою сигнал. Електронний блок вимірює час, що минув між випромінюванням і прийомом відбитого сигналу, і, приймаючи швидкість звуку повітря за константу, обчислює відстань до штанги. Таким чином, по черзі опитуються усі датчики, на підставі отриманих відомостей з урахуванням відстані від датчиків до замка конуса (рис. 5.2) формується інформація про поточну дистанцію Δd між заправними пристроями.

Рис.5.2



Задана швидкість зближення конуса зі штангою V_3 формується за експоненціальним законом наближення. При цьому швидкість зближення має задаватися пропорційно фактичній дистанції між заправними пристроями

$$V_3 = -\frac{1}{T} \Delta d,$$

де T – стала часу експоненти.

Але використання такого закону для формування траєкторії зближення значно збільшує час стикування, оскільки дотик конуса до штанги (до асимптоти

експоненти) теоретично відбувається тільки в безкрайності. Щоб уникнути цього, асимптота експоненти має розташовуватись за замком конуса на рівні $d_{ac} = T \cdot V_3$ приз. При $T = 2с$ і $0,8 \text{ м/с} < V_3 < 1,0 \text{ м/с}$ (швидкість контакту, яка забезпечує надійне спрацювання замка конуса та запобігає "ефект хлиста") глибина залягання асимптоти дорівнює $d_{ac} = 1,6...2 \text{ м}$.

Тоді траєкторія зближення реалізується у вигляді:

$$V_3 = -\frac{\Delta d + d_{ac}}{T}.$$

Управління швидкістю зближення реалізується через систему дистанційного керування швидкістю розмотування барабана паливного шлангу ϕ за найпростішим законом управління

$$\dot{\phi} = K_V (V_3 - V)$$

де поточна швидкість зближення формується шляхом диференціювання поточної дистанції Δd між заправними пристроями $V = \Delta \dot{d}$.

Після здійснення зчеплення штанги фідера з конусом включається режим збереження свого місця в строю заправником літака. Екіпажам надходить команда "Счіпка", яка формується кінцевими вимикачами замку конуса, одночасно на приладових дошках літаків спалахує табло "Счіпка".

Використовуючи синтезований закон управління, автомат тяги літака-заправника переходить у режим стабілізації швидкості польоту:

$$\delta_{ст} = \left(K_V + \frac{K_{\tilde{V}}}{p} \right) (V_3 - V) + \frac{(K_{\alpha} \alpha + K_{\theta} \theta)(T_D p + 1)}{T_{\phi} p + 1} \Delta \vartheta$$

де V_3 - задана для етапу дозаправки швидкість польоту.

При заданій швидкості польоту автомат стабілізації працює.

Навіть у режимі астатичної стабілізації швидкості, що діють на літаки обурення, призводять до зміни дистанції. Так як заправник втрачає масу, а літак, що заправляється, її збільшує, то цей процес призводить до зміни прискорення (об'єкти з великими масами вимагають більше часу для прискорення або уповільнення в порівнянні з більш легкими об'єктами).

Зміна дистанції призводить до провисання/натягу шлангу. Цей ефект фіксується роликівим датчиком контролю та зміни натягу. У роботі пропонується з цією метою використовувати датчик вимірювання натягу серії A203 (рис. 5.3)

Принцип роботи датчика тензометричного натягу типу. Натяг рулонного матеріалу (сила F_B) викликає вигин тензобалки – чутливого елемента датчика. Вектор вигину (F_M) дорівнює бісектрисі кута матеріалу, що проходить по вимірювальному валику. Значення цієї сили дорівнює натягу полотна. Вимірне значення натягу надходить на контролер натягу FMS, який регулює привід, гальмо або муфту зчеплення. Таким чином забезпечується постійне натяг матеріалу протягом усього виробничого процесу.

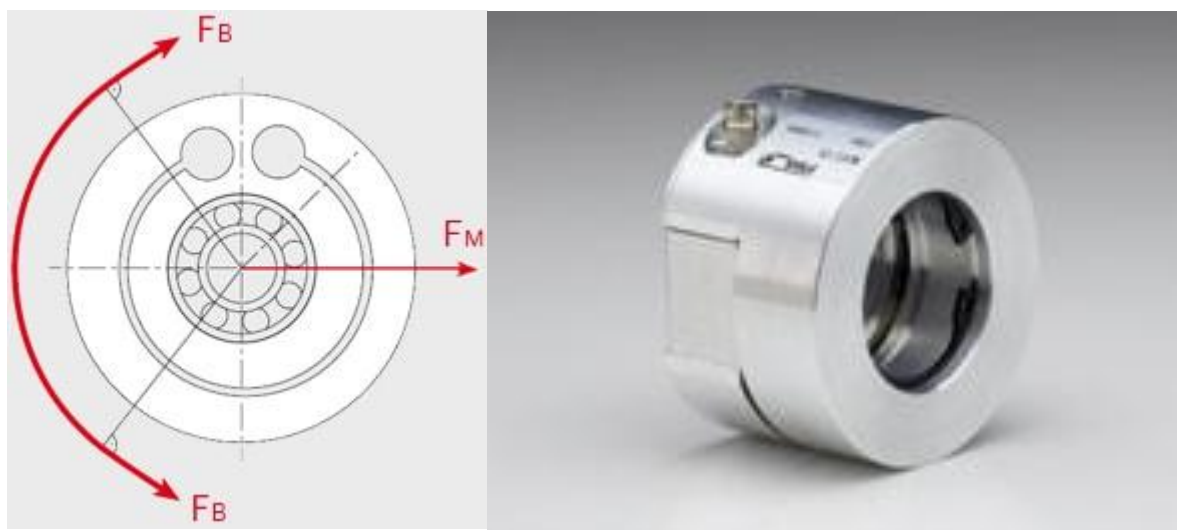


Рис. 5.3

Вимірювальні датчики серії A203 використовуються в пристроях з валом, що рухається. Датчик встановлюється в бічній рамі системи керування підмотуванням паливного шланга. Датчики серії A203 відрізняються високою зносостійкістю та надійністю.

Розробка тензобалки подвійного вигину даного датчика дозволяє уникнути кутового зміщення в процесі навантаження та проводити вимірювання значень натягу з високим рівнем точності та надійності. Вбудований механічний обмежувач апаратний забезпечує високий рівень захисту від перевантажень.

За інформацією датчика натягу спрацьовує система управління підмотуванням паливного шланга, яка підтримує необхідний натяг шланга, забезпечує його підтягування та виключає провисання. При цьому безумовно змінюватиметься дистанція

між літаками. Тому підтягування (випускання) паливного шланга допускається в межах довжини шланга 26 ± 8 м.

Якщо довжина в нормі, на підвісному агрегаті заправки горить зелена лампочка. Як тільки довжина шланга наближається до граничної, або він починає провисати, починає світитися жовта лампочка, що сигналізує екіпажу літака-танкера про необхідність відновити дистанцію (у разі ручного пілотування) (рис. 5.4).



Рис. 5.4

У режимі автоматичного керування автомат тяги перемикається на режим стабілізації заданої дистанції, що дорівнює довжині випущеного шланга $d_3 = 26$ м. Закон управління автомата тяги фідера набуває вигляду:

$$\delta_{сг} = K_V (V_3 - V) + \frac{(K_\alpha \alpha + K_\theta \theta)(T_d p + 1)}{T_\phi p + 1}$$

$$\text{де } V_3 = \left(K_d + \frac{K \tilde{d}}{p} \right) (d_3 - d)$$

Увімкнення режиму стабілізації швидкості польоту та роботи пристрою регулювання натягу шланга здійснюється після налаштування дистанції.

Для визначення довжини випущеного шланга, тобто відстані між літаками, можна використовувати радіолокаційні пристрої або GPS.

Також можна використовувати ультразвуковий MEMS датчик відстані. Даний датчик працює на основі ультразвукових хвиль для вимірювання відстані до об'єкта. Принцип роботи даного датчика полягає у відправленні ультразвукового сигналу та вимірі часу, його відображення від об'єкта та повернення до датчика. Знаючи час і швидкість поширення сигналу середовищі можна обчислити відстань до об'єкта. Перевагами ультразвукових датчиків є велика відстань виявлення та можливість ви-

являти будь-які об'єкти, що відображають звук незалежно від їх форми та кольору, але залежність помилки вимірювання від дистанції є недоліком датчиків такого типу.

Вимірювання довжини випущеного шланга можливо здійснювати МЕМС датчиком HC-SR04 на відстані від датчика і діаметру залишку шланга, що намотується на барабан підмотування (рис.5.5). Діаметр залишку шланга $D_{c.p.}$ стає функцією довжини випущеного шланга, тобто дистанції між літаками.

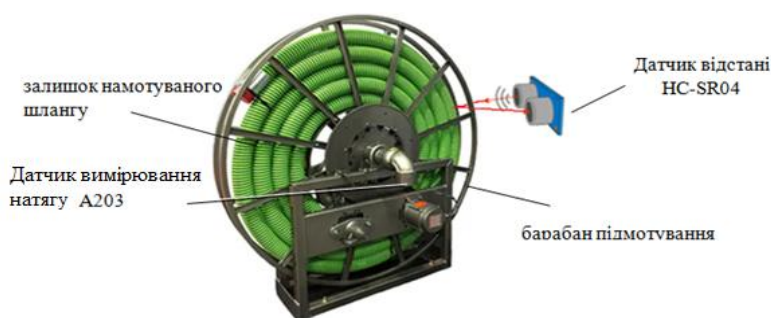


Рис. 5.5

Інформація про параметри системи керування дистанцією надходить до обчислювальної системи керування тягою заправника літака з командною радіолінією.

Алгоритм зміни сигналів керуючих контуру управління тягою наведено на рис. 5.5

Алгоритм запускається після надходження команді "Зчіпка", при цьому ключ KL набуває значення $KL = 0$. Тому після перевірки умов " $KL = 1$ " та « $d_z - 8m > d > d_z + 8m$ » включається режим стабілізації заданої швидкості польоту. Якщо на етапі стабілізації швидкості порушується умова « $d_z - 8m > d > d_z + 8m$ », то автомат тяги перемикається на режим стабілізації заданої дистанції, а ключ KL набуває значення $KL = 1$.

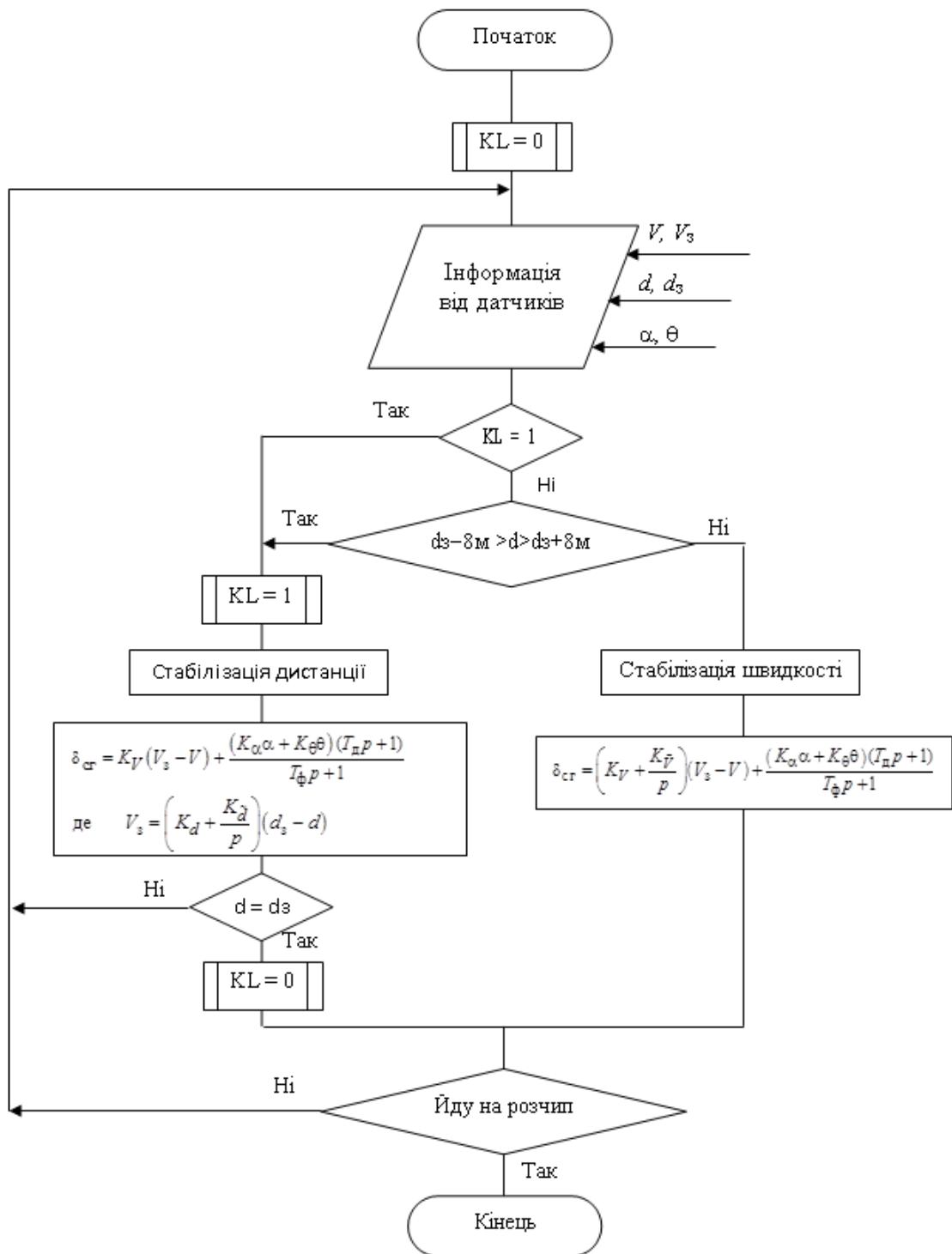


Рис. 5.5

При $KL = 1$ перевірка умови « $d_3 - 8\text{м} > d > d_3 + 8\text{м}$ » не здійснюється і режим відновлення заданої дистанції відбувається поки танкер не вийде на задану дистанцію 26 м. Після цього ключ KL знову набуває значення $KL = 0$ і знову вмикається режим стабілізації заданої швидкості польоту.

Збереження місця в строю за курсом здійснюється витримуванням візирної лінії «верхній обріз конуса – нижній імпульсний вогонь на центральній стулці вантажолоюка» літака, що заправляється.

У режимі автоматичного управління зберігання місця в строю за курсом забезпечується витримуванням обома літаками заданої лінії колії, що формується в пілотажно-навігаційних комплексах.

Після прийому необхідної кількості палива командир літака-танкера представляє команду «Іду на розчіп!», за цією командою алгоритм керування дистанцією припиняє свою роботу.

Система автоматичного та дистанційного керування КД значно полегшує техніку Пілотування ЛТ, підвищує безпеку контактування на етапі стикування; суттєво знижує психофізичні навантаження льотчиків; скорочує час дозаправки та витрата палива.

Оснащені системою дозаправки літаки АН-158 та АН-170 на авіалініях Європа-Південно-Східна Азія можуть стати поза конкуренцією.

РОЗДІЛ 6 ДОСЛІДЖЕННЯ РОЗРОБЛЕНИХ АЛГОРИТМІВ

Проведено аналіз технології зворотної дозаправки у повітрі літаків цивільної авіації. Запропоновано спосіб зворотного дозаправлення літаків у повітрі. З метою зниження навантажень на пілотів при дозаправленні літаків цивільної авіації використовується технологія «зворотної дозаправки», за якої літак-заправник (фідер) наближається до комерційного літака ззаду і, маневруючи, стикує з ним свою заправну систему. Завдяки цьому процес дозаправки можна виконувати в ході стандартного прямолінійного польоту цивільного літака, його екіпаж не зазнає додаткового навантаження, крім виконання процедур випуску та прибирання шланга з конусом-датчиком (КД) системи дозаправки, а пасажери комерційного літака можуть зовсім нічого не помітити. Відповідно, особливу кваліфікацію повинен мати лише екіпаж літака-заправника.

При конфігурації ладу "заправний літак (крейсер) - літак заправник (фідер)" при "зворотній дозаправці" підвищується безпека процедури дозаправки, оскільки знижується ймовірність зіткнення із заправною штангою. Для взаємного контролю положення літаків екіпаж літака-заправника має у своєму розпорядженні достатній огляд, при цьому можна від'єднати в будь-який момент заправну штангу у разі виникнення несправностей.

При цьому не потрібно спеціальної модифікації для літака, що заправляється, так як можна використовувати уніфікований підвісний блок дозаправки, який підвищується під фюзеляжем цивільного літака, що заправляється.

Доцільно автоматизувати процес дозаправки для зниження навантаження на екіпаж літака-заправника. Слід автоматизувати не тільки процес керування літаком при дозаправці, а й керування КД системи дозаправки, обладнавши конус аеродинамічними кермами і тим самим перетворивши його на дистанційно керований БПЛА, яким екіпаж фідера зможе керувати, спрямовуючи його на штангу літака-заправника.

Дослідження контурів наведення конуса на штангу проводилися шляхом математичного моделювання з використанням програми *Simulink*.

Результати моделювання (див. рис. 6.1, Рис. 6.2) показали працездатність пропонованих алгоритмів навіть при дозаправленню в умовах середньої турбулентності. Пілот за 5-7 сек ліквідує помилку наведення і надалі легко утримує конус в районі зони контактування.

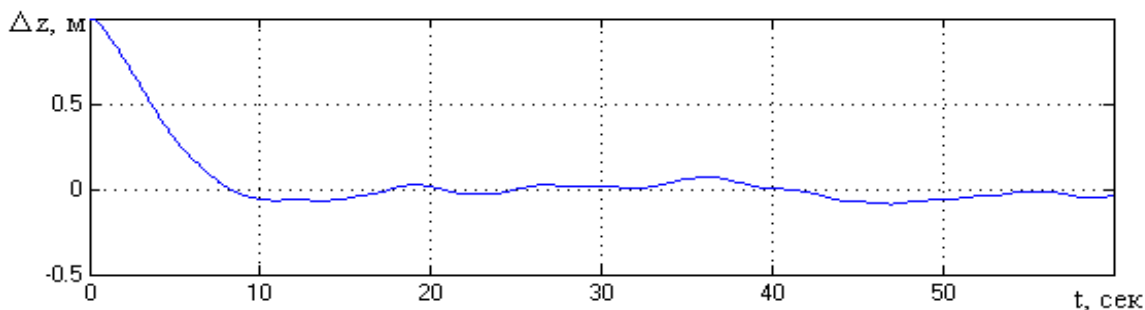


Рис. 6.1

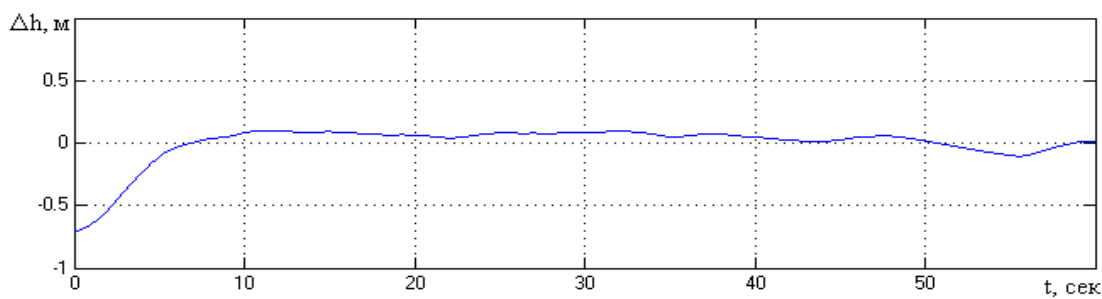


Рис.6.2

Впровадження пропонованої системи дозаправки паливом літаків дозволить: підвищити безпеку контактування на етапі стикування; істотно знизити психофізичні навантаження пілотів; скоротити час заправки і витрата палива.

На етапах зближення та стикування фідер займає лад «кільватер» і далі виконує набір висоти та зближення по лінії прямого шланга. Тяга двигунів контролює швидкість та зміну напрямку руху літака. Існує кілька методів керування тягою в цивільних літаках:

1) Стандартним методом керування тягою в більшості цивільних літаків є ручне керування тягою. Основа цього методу, що пілот самостійно керує розгоном та зупинкою двигунів, використовуючи важіль газу. Пілот регулює тягу, змінюючи положення важеля газу. Важіль газу зазвичай розташований на панелі приладів пілота і має різні положення від повного затримання до максимальної тяги.

2) Сучасним методом керування тягою в сучасних літаках є автоматичне керування тягою. Суть методу у тому, що система управління тягою автоматично контролює рівень тяги двигунів, забезпечуючи оптимальні параметри польоту літака.

3) Ще один метод керування тягою в цивільних літаках – це покращене автоматичне керування тягою, що використовує систему Fly-by-Wire (FBW). Fly-by-Wire – це система керування повітряним судном, в якій електричні сигнали від пілота передаються комп'ютеру, що управляє системою керування повітряним судном.

4) Четвертий метод керування тягою в цивільних літаках – це автоматичне керування тягою з урахуванням системи автопілота. Автопілот – це система, яка автоматично контролює рух літака в повітрі.

Проведено аналіз техніки пілотування на етапі стикування заправних пристроїв (конуса та паливоприймача). Розроблено математичну модель літака та проведено розрахунок коефіцієнтів лінеаризованої математичної моделі. Зроблено синтез автомата тяги та перехресних зв'язків. У закон управління доцільно додати похідну від основного сигналу керуючого, але це рішення можна змінити тільки після моделювання відповідного контуру управління. Координована система управління швидкістю польоту дозволить поєднати максимально можливу швидкодію з автономністю процесів стабілізації кута тангажу.

Дослідження запропонованого варіанта автоматизації підходу заправних пристроїв проводилося методом математичного моделювання з використанням програми Simulink, яка входить до складу математичного пакету MATLAB. (блок-діаграма схеми моделювання показана на рис. 6.3).

При моделюванні досліджувалися такі контури управління:

- автомат тяги без перехресних зв'язків, що реалізує такий синтезований закон управління:

$$\delta_{с.г} = (K_V + \frac{K_{\tilde{V}}}{p})(V_3 - V); \quad (6.1)$$

- автомат тяги без перехресних зв'язків з додатковою складовою, пропорційною похідної від зміни швидкості польоту

$$\delta_{с.Г} = (K_V + K_V \dot{p} + \frac{K_{\tilde{V}}}{p})(V_3 - V). \quad (6.2)$$

При цьому канал руля висоти працював у режимі стабілізації заданого кута тангажа за законом управління

$$\delta_B = K_{\vartheta}(\vartheta - \vartheta_3) + K_{\omega_z} \omega_z. \quad (6.3)$$

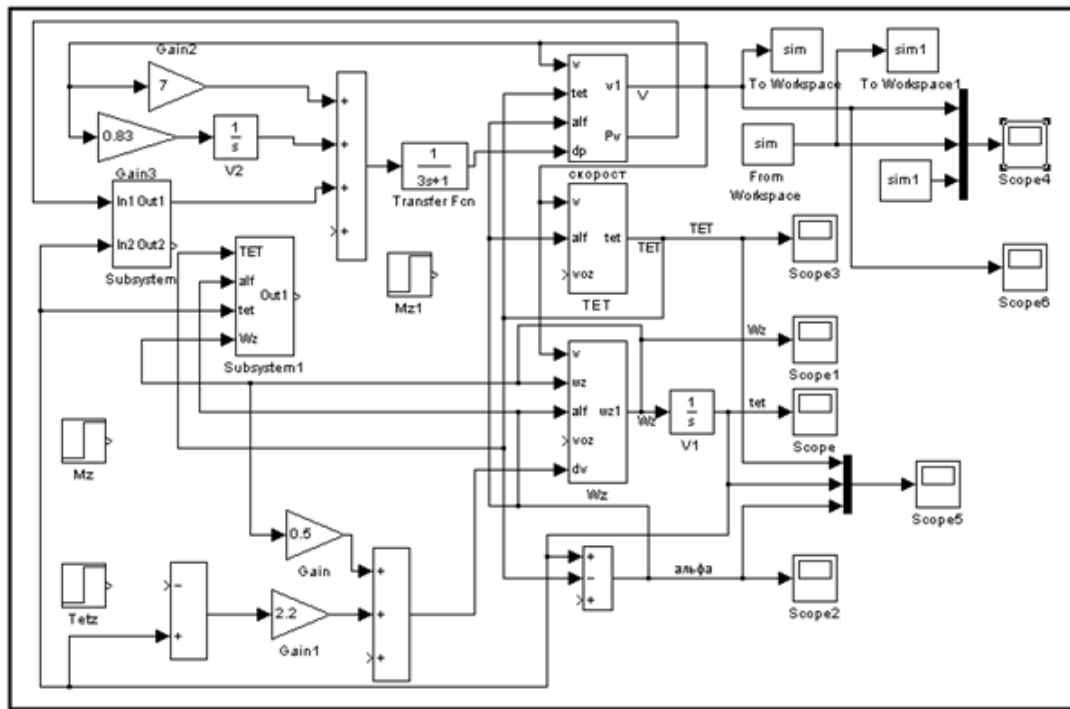


Рис.6.3

Результати моделювання контурів управління АТ при відпрацюванні заданого кута тангажа наведені на рис. 6.4, а на рис. 6.5 при дії вітрового збурення.

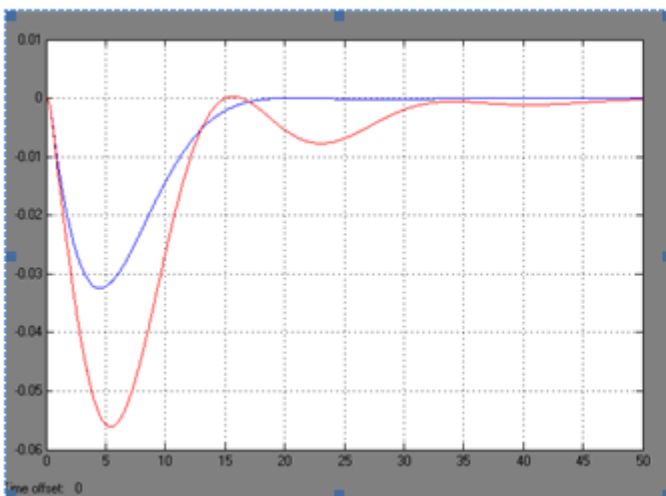


Рис. 6.4

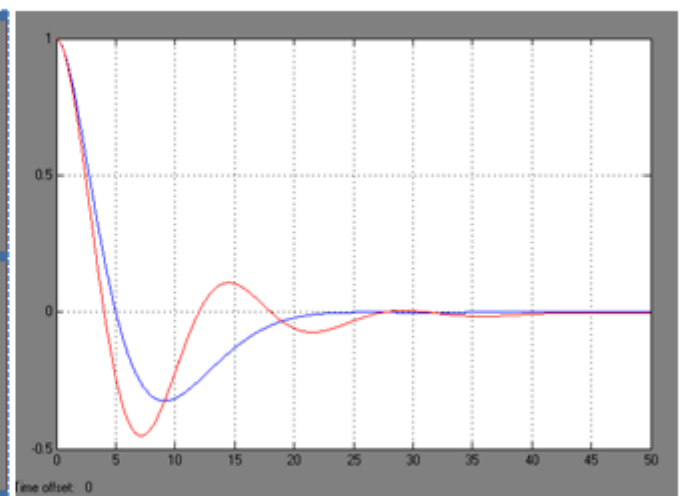


Рис. 6.5

Результати дослідження показують доцільність введення в закон управління автомата тяги похідної від зміни швидкості польоту, оскільки це покращує якість перехідних процесів у контурі стабілізації швидкості польоту, а саме зменшує коливальність перехідних процесів.

У роботі досліджувалася контур управління автомата тяги з перехрестими зв'язками, що реалізує закон управління

$$\delta_{с.г} = (K_V + K_{\dot{V}} p + \frac{K_{\tilde{V}}}{p})(V_3 - V) + \frac{T_D p + 1}{T_\Phi p + 1} [K_\alpha \alpha + K_\theta (\vartheta - \alpha)]. \quad (6.4)$$

У цьому законі управління кут похилу траєкторії θ , якій не вимірюється існуючими датчиками інформації формується як різниця $(\vartheta - \alpha)$. Результати моделювання контурів управління АТ із законом управління (6.4) при відпрацюванні заданого кута тангажа у порівнянні із законом управління (6.2) наведені на рис. 6.6. На рис. 6.6 наведені результати моделювання цих контурів, але при змінах умов польоту, що впливає на величину коефіцієнтів математичної моделі літака. Результати моделювання показують:

- при умовах польоту, які відповідають умовам синтезу координованого управління виконується без пере регулювання;
- при змінах умов польоту, тобто при змінах коефіцієнтів математичної моделі літака з'являється незначне перерегулювання.

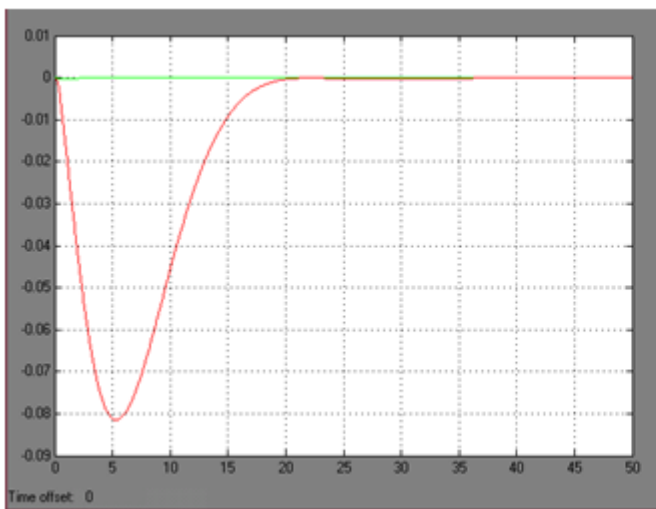


Рис. 6.6.

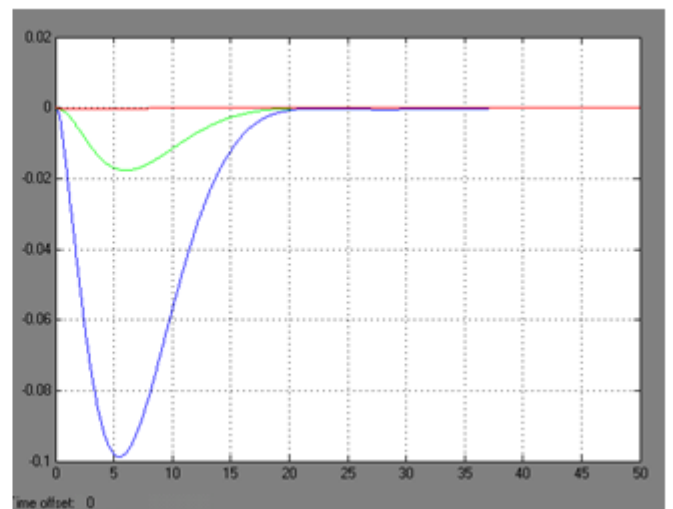


Рис. 6.7.

У роботі також досліджувался контур управління автомата тяги з перехрестими зв'язками, що реалізує закон управління

$$\delta_{с.г} = (K_V + K_{\dot{V}} p + \frac{K_{\ddot{V}}}{p})(V_3 - V) + \frac{(T_D p + 1) T_{и} p}{T_{и} p + 1} K_{\theta} \theta$$

Результати моделювання контурів управління АТ із законом управління (6.4) при відпрацюванні заданого кута тангажа у порівнянні із законом управління (6.2) наведені на рис. 6.8, тут же показані результати моделювання при змінах коефіцієнтів математичної моделі літака. Результати моделювання показують, що як і у попередніх варіантах закону управління має місце недоліки пов'язані з пере регулюванням. Тому на наш погляд доцільніше використовувати попередній варіант закону управління, з корекцією передаточних чисел АТ залежно від режиму польоту.

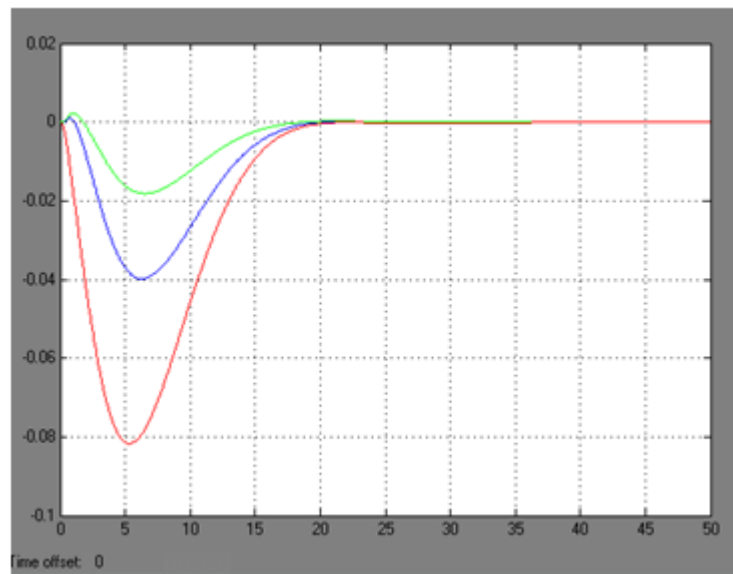


Рис. 6.8.

В роботі також досліджувалися етапи стикування заправ очних пристроїв. Дослідження запропонованого варіанту автоматизації підходу заправних пристроїв проводили методом математичного моделювання з використанням програми Simulink, що входить до складу математичного пакету MATLAB. Результати моделювання процесу зближення заправних пристроїв показані на рис. 6.9

Моделювання продемонструвало працездатність запропонованого алгоритму керування. Час підходу з початкової дистанції 100 м становить близько 80 секунд.

Швидкість літака-заправника в момент контакту можна змінити, змінивши значення Das .

Також були проведені дослідження розробленого алгоритму стикування для дозаправки в турбулентній атмосфері. А при моделюванні турбулентної атмосфери використовувалася загальновізнана модель Драйдена [4]. При дослідженнях динаміки руху компоненти спектральної щільності атмосферної турбулентності виділялися з випадкового шуму за допомогою формуючого фільтра.

Результати моделювання (рис. 4) показали ефективність розроблених алгоритмів навіть при заправці в турбулентній атмосфері, хоча час наближення в цьому випадку дещо збільшується.

Моделювання продемонструвало працездатність запропонованого алгоритму управління. Час підходу з вихідної відстані 100м становить приблизно 80 секунд. Швидкість танкера на момент контакту може змінюватися, змінивши значення величини Das .

Результати моделювання показали ефективність розроблених алгоритмів навіть за заправці в турбулентній атмосфері, хоча час наближення у разі дещо збільшується.

Розроблено алгоритм стикування через систему підмотування барабана паливного шланга.

Система автоматичного та дистанційного керування КД значно полегшує техніку Пілотування ЛТ, підвищує безпеку контактування на етапі стикування; суттєво знижує психофізичні навантаження льотчиків; скорочує час дозаправки та витрата палива.

Оснащені системою дозаправки літаки АН-158 та АН-170 на авіалініях Європа-Південно-Східна Азія можуть стати поза конкуренцією.

ВИСНОВКИ

1. Технологія дозаправлення у повітрі ближніх магістральних літаків дозволить:
2. збільшити комерційне завантаження літака;
3. зекономить паливо;
4. зменшити викиди в атмосферу CO₂ ;
5. знизити вартість льотного парку за рахунок відмовлення від використання дорогих дальніх магістральних лайнерів;
6. Технологія зверненого дозаправлення дозволить знизити навантаження на пілотів цивільних літаків.
7. Система автоматичного та дистанційного керування конусом-датчиком значно полегшує техніку пілотування літаком-заправником на етапах наведення та контактування.
8. Автоматизація процесу стикування пристроїв дозаправлення суттєво знизить навантаження на екіпаж літака-заправника
9. Оснащені системою дозаправлення літаки АН -158 та АН -170 на авіалініях Європа - Південно-Східна Азія можуть стати поза конкуренцією.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

6. Smith RK. Seventy-five years of inflight refueling: highlights, 1923–1998. US Air Force History and Museums Program; 1998.
7. Bolkcom C, Klaus JD. Air force aerial refueling методів: flying boom versus hose-and-drogue. Congressional Research Service Report RL32910; May 2005.
8. Ellsworth JA, Fox WR, Lovendahl DE, Moore JE. Guided drogue flight test report. TR E-23027, Beech Aircraft Corporation; September 1977.
9. Ro K, Kuk T, Kamman JW. Active control of aerial refueling hose–drogue systems. In: AIAA guidance, navigation, and control conference, Toronto, Ontario, Canada, 2010.
10. Kuk T, Ro K, Kamman JW. Design, test and evaluation of an actively stabilised drogue refueling system. In: Infotech@Aerospace 2011 conference and exhibit, St. Louis, MI, USA, 2011.
11. Thompson EB. Aerodynamic investigations of control surface configurations for an air-to-air refuelling drogue [Master's thesis]. University of Bristol; 2012.
12. Francis B. Aerodynamic analysis of a controllable drogue for use in air to air refuelling [Master's thesis]. Durham University; 2010.
13. Williamson WR, Reed E, Glenn GJ, Stecko SM, Musgrave J, Takacs JM. Controllable drogue for automated aerial refueling. *J Aircr* 2010;47 (2):515–27.
14. Kirkland WL, Reed E. Stabilized controllable drogue for aerial flight refueling. US Patent 8317136 B2; July 2010.
15. Saggio F, Ribbens WB, Ooi KK. Stabilization of a drogue body. US Patent 6994294; July 2006.
16. Krispin Y, Velger M. Controllable hose-and-drogue in-flight refueling system. EU Patent 1094011 A2; April 2001.
17. Feldmann MS. Controllable drogue. US Patent 8186623 B2; May 2012.
18. Thomas, PR, Bhandari, U., Bullock, S., Richardson, TS, i Du Bois, JL, “Advances in Air to Air Refuelling,” *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 71, Nov. 2014, pp. 14–35. doi:10.1016/j.paerosci.2014.07.001

19. Nalepka, JP, i Hinchman, JL, “Automated Aerial Refueling: Extending the Effectiveness of Unmanned Air Vehicles,” AIAA Modeling and Simulation Technology Conference and Exhibit, AIAA Paper 2005-6005, Aug. 2005, doi:10.2514/6.2005-6005
20. Bhandari, U., Thomas, PR, Bullock, S., Richardson, TS, i du Bois, J., “Bow Wave Діяльність в Probe-i-Drogue Aerial Refuelling,” AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, AIAA Paper 20134695, Aug. 2013, doi:10.2514/6.2013-4695
21. “ATP-56(B) Air-to-Air Refuelling,” NATO TR ATP 3.3.4.2, Brussels, Belgium, 2010.
22. PR Thomas та ін. / Progress in Aerospace Sciences 71 (2014) 14–35