

Міністерство освіти України
Київський інститут інженерів цивільної авіації

На правах рукопису

Довгаль Віталій Анатолійович

ОПТИМІЗАЦІЯ ВИСОТНО-ПРИДКІСНОГО ПРОФІЛЮ ПОЛЬОТУ
ЛІТАКА ЦА ПО ЕКОНОМІЧНОМУ КРИТЕРІЮ

Спеціальність 05.13.01 - Управління в технічних
системах.

А в т о р е ф е р а т
дисертації на здобуття вченого ступеня
кандидата технічних наук

Київ 1992



00819762 (X)

Робота виконана у
 цивільної авіації

Науковий керівник : доктор технічних наук,
 професор Шевельов А.Г.

Офіційні опоненти : доктор технічних наук,
 професор Волков О.А.;

кандидат технічних наук Бондаренко П.В.

Провідна організація вказана у рішенні ради.

Захист відбудеться " 16 грудня 1992 г.
 у 19 год. на засіданні спеціалізованої Ради
 К 072.04.02 у Київському інституті інженерів цивіль-
 ної авіації за адресою :

252058, Київ-58, проспект космонавта Комарова , 1.

З дисертацією можна ознайомитися в бібліотеці КІІЦА.

Автореферат розісланий " 16 листопада 1992 г.

Вчений секретар
 спеціалізованої Ради

К 072.04.02

кандидат технічних наук

доцент

А.Г. Баскакова

ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

Актуальність теми. В умовах все більшого поширення та поглиблення ринкових відносин в цивільній авіації показники витрат виробництва із ряду допоміжних показників перетворюються в один з основних. Витрати виробництва в кінцевому рахунку при інших рівних умовах визначають конкурентоздатність того чи іншого підприємства.

Очевидно, що в нових умовах господарництва це означає виникнення потреби обчислювати собівартість перевезення вантажу і пасажирів не тільки в цілому по підприємству, окремим видам повітряних судів (ПС), видам перевезення ПС, окремим напрямом і повітряним лініям, але і на конкретний рейс. Ця обчислена собівартість може застосовуватись як показник, котрий необхідно оптимізувати з метою зменшення витрат виконання даного рейсу. Оптимізація здійснюється за рахунок варіації тих параметрів польоту, від котрих залежить собівартість виконання даного рейсу.

Зменшення витрат при виробництві польотів зв'язано ранім всього з можливістю змінювати висотний та швидкісний профіль польоту.

В зв'язку з цим в роботі роздивляються питання, зв'язані з побудованням автоматизованої системи, що дозволяє оперативно виконувати розрахунки параметрів польоту по мінімуму собівартості, і документувати результати розрахунків у вигляді штурманського боржурналу.

Крім того, зменшенню витрат виконання рейсу сприяє використання систем автоматичного управління (САУ) польотом, що забезпечують якісне управління ПС.

В роботі розглядається структурна схема високоякісної САУ, яка дозволяє без перенастройки внутрішніх зв'язків і коефіцієнтів здійснювати управління ПС на різних режимах польоту з метою стабілізації літака на програмній траєкторії.

Мета роботи. Розробити методику оптимізації польоту на основі мінімізації витрат виконання рейсу і структурну схему високоякісної системи автоматичного управління польотом, що дозволяє витримувати задану траєкторію польоту.

Наукова новизна роботи містить в собі :

- розроблен метод оптимізації висотно-швидкісного профілю польоту по обґрунтованому економічному показнику;

- розроблен метод, алгоритм та комплекс програмного забезпечення, дозволяючий оперативно оптимізувати висотно-швидкісний профіль польоту на етапі передполітної підготовки і документувати його у вигляді штурманського бортжурналу;

- розроблена структура системи автоматичного управління польотом, що забезпечує стабілізацію ПС на програмній траєкторії із заданою якістю перехідних процесів без перенастройки внутрішніх зв'язків і коефіцієнтів на різних режимах польоту;

- розроблен адекватно відображаючий структуру економічних витрат показник економічності рейсу літака ЦА, використаний як критерій оптимальності і відповідаючий економічним умовам діяльності авіапідприємства.

Практична цінність роботи містить в собі :

- запропонований метод та алгоритм оптимізації висотно-швидкісного профілю польоту дозволяє забезпечити мінімальні витрати виконання конкретного рейсу із заданими метеорологічними умовами ;

- комплекс програмного забезпечення оптимізації висотно-швидкісного профілю польоту із видачею штурманського навігаційного розрахунку має універсальність, яка дозволяє застосовувати його для будь-якого типу повітряного судна цивільної авіації;

- структура високоякісної САУ польотом дозволяє забезпечити витримання заданої оптимальної траєкторії польоту;

- запропонований показник економічності рейсу дозволяє визначити сумарні витрати виконання польоту і оцінити їх ефективність.

Основні результати впроваджені у розрахункову практику штурманської служби Українського об'єднання "Авіалінії України" (акт впровадження наведено у дисертації) та увійшли у звіти по науково-дослідницькій роботі.

На захист виносяться такі положення :

- методика розрахунку витраченого палива і часу за польот;

- методика визначення собівартості виконання рейсу з урахуванням економічних факторів в умовах ринкової економіки для використання величини витрат у якості критерію оптимальності;

- метод оптимізації висотно-швидкісного профілю польоту для будь-якого типу ПС, що забезпечує мінімальне значення економічного показника;

- комплекс алгоритмічного та програмного забезпечення автоматизованої системи на базі персональної ЗМ для виконання штурманських розрахунків плану польоту та документування результатів розрахунків у вигляді штурманського боржурналу;

- структурна схема високоякісної системи автоматичного управління польотом.

Зв'язок з тематиком науково-дослідницьких робіт. Робота виконана на кафедрі теорії автоматичного управління і авіаційних тренажерів КІІЦА як складена частка НДР : 842-В91 "Разработка программы экономического развития Бориспольского авиапредприятия при внедрении в эксплуатацию самолета Ту-204 в условиях перехода к рыночным отношениям " і 910-В92 "Разработка метода и комплекса программ для расчета оптимального высотного-скоростного профиля полета самолета Ту-204 по заданному экономическому критерию в условиях эксплуатации Бориспольского авиапредприятия".

Апробація роботи. Результати досліджень, наведені в дисертаційній роботі, докладалися та обговорювалися на наукових семінарах кафедри теорії автоматичного управління і авіаційних тренажерів КІІЦА (м.Київ, 1990, 1991, 1992 рр.).

Публікації. По темі дисертаційної роботи опубліковано 4 наукових праці об'ємом 1.5 д.л.

Структура і об'єм роботи. Дисертаційна робота складається із вступу, чотирьох розділів, закінчення, списку літератури та додатків. Загальний об'єм дисертації складає 147 сторінок і включає 10 малюнків та 9 таблиць. Список літератури складає 77 найменувань.

ВІСТ РОБОТИ

У вступі обґрунтовується актуальність теми дисертаційної роботи, сформульовані мета роботи, розкривається її практична новизна і наукова цінність, наводиться характеристика апробації та упровадження результатів, описується структура роботи та її стислий вміст по розділам.

В першій главі проводиться постановка задачі оптимізації висотно-швидкісного профілю польоту літака ЦА як задачі нелінійного програмування, її аналіз з точки зору різних підходів рішення цієї задачі, визначається метод і алгоритм штурманського розрахунку профілю польоту при заданому вертикальному профілю висоти та швидкості.

В роботі вміст задачі оптимізації міститься у тому, щоб визначити траєкторію руху ПС, що задовольняє заданим початковим та кінцевим умовам при мінімізації певного економічного критерію, котрий ураховує витрачені на виконання польоту ресурси. На основі розгляду даної задачі з точки зору необхідних умов оптимізації, отриманих із принципу максимуму Понтрягіна та прямого варіаційного методу Зйлера, робиться висновок про те, що характер основоположених залежностей тяги двигуна і удільних витрат палива від числа M та висоти польоту накладає певні труднощі в рішення проблеми оптимізації. В цьому разі висотні профілі польоту виходять нестационарними і їх практичне використання неможливе при існуючій сітці вертикального ешелонування, а двигуни повинні працювати у релейному режимі, в результаті чого можуть порушуватися вимоги безпеки і комфортності польотів.

Разом з тим існують оптимальні квазістационарні профілі польоту, що характеризуються повільною зміною висоти і швидкості. Квазістационарність цих профілей дозволяє відшукувати їх шляхом пошукової, по вазі палива, оптимізації висоти і швидкості польоту. Таким чином, може бути оптимізований крейсерський політ по заданому критерію.

Реальний профіль польоту включає ще етапи набору і зниження. Сумарні витрати палива та часу на політ визначаються трьома етапами: набору висоти, крейсерського польоту і зни-

ження. Самі етапи набору висоти і зниження не оптимізуються у силу регламентації їх Порадником по льотній експлуатації. При оптимізації вар'іруються параметри крейсерського польоту, а функціонал розраховується виходячи із витрат на всіх етапах виконання рейсу. Розшуківі підставні - значення висоти і швидкості на окремих кроках по вазі палива - знаходяться з урахуванням сітки вертикального ешелонування і реальних можливостей пілота, що характеризують його здібність як оператора точно витримувати задану швидкість або число Маха.

В розробленому підході критерій оптимальності може бути змінений, що дозволяє в процесі удосконавлення уявлення про структуру економічних витрат підприємства міняти його зміст, вводячи істотні параметри, що визначають економічність діяльності авіапідприємства. Можливість зміни критерію та незалежність його від оптимізуючої частини процедури відповідає концепції переходу до ринкових відносин, коли в процесі переходу змінюється структура економічних витрат.

Відмінною рисою даної постановки задачі є використання стандартних характеристик витрат палива, дальності і часу, які приводяться в Пораднику по льотній експлуатації (ПЛЭ). Це дозволить легко переходити від розрахунку по одному типові літака до розрахунків по іншому типу ПС. Такий алгоритм дозволяє істотно спрощувати рішення задачі оптимізації висотно-швидкісного профілю, оскільки задача замінюється послідовністю задач знаходження мінімуму функції двох підставних при русі із заданим кроком по незалежній підставній - вазі палива.

Розглядається і інша постановка задачі оптимізації профілю польоту - як однопараметрична задача з параметром індексом вартості. Така постановка задачі може ґрунтуватися на тому, що літаки ЦА можуть бути обладнані системою оптимізації режимів польоту (СОРП), в алгоритмі якої закладений перебір різних швидкісних режимів шляхом вар'ірування індекса вартості. В такій постановці задачі основні фактори, котрі визначають вибір оптимального профілю такі ж, як і в попередньому випадку : вартість тону палива, вартість льотного часу і вит-

рати палива та льотного часу на політ. Але для розрахунку витрат по витраченим ресурсам використовується статистичний матеріал фактичного виконання рейсів по маршрутам у даному регіоні. На підставі цього матеріалу весь діапазон розбивається на декілька типових дальностей, катрі і використовуються для визначення оптимального числа M .

В роботі показано, що число M , розраховане по даній методиці не є оптимальним, що показано з допомогою численного моделювання витрат палива і часу на моделі, побудовані з використанням витратних характеристик ПЛЗ, з урахуванням витрат на набір висоти, зміну ешелонів і зниження.

Тому метод штурманського розрахунку профілю польоту літака ЦА побудовано на підставі моделі з використанням витратних характеристик ПЛЗ. При цьому, в силу того, що найбільш значимими з точки зору витрат палива є етапи набору висоти, крейсерського польоту, зміни ешелонів польоту і зниження, загальна процедура розрахунку розбита на блоки, кожному із котрих надана функція виконання розрахунків відповідного етапу польоту і вони мають свій ієрархичний рівень в загальній процедурі розрахунку.

В алгоритмі процедури штурманського розрахунку ураховуються наступні складені, що виражають сумарну кількість палива, необхідного для виконання польоту :

$$Q = Q_{\text{общ}} + Q_{\text{зн}} + Q_{\text{гл}} + Q_{\text{наб}} + Q_{\text{взл}} + Q_{\text{зал}}$$

где Q - витрати палива на зниження;

$Q_{\text{зн}}$

$Q_{\text{гл}}$ - витрати палива в горизонтальному польоті від моменту початку горизонтального польоту до початку зниження;

$Q_{\text{наб}}$ - витрати палива при наборі висоти;

$Q_{\text{взл}}$

$Q_{\text{зал}}$ - витрати палива за час роботи двигунів на взльоті;

$Q_{\text{анз}}$

$Q_{\text{рул}}$ - залишок палива в баках після посадки,

трий складається із навігаційного запасу і витрат палива за час роботи двигунів на землі після посадки.

Розрахунок починається з визначення залишку витрат палива. Потім, використовувачи характеристики ПЛЗ, визначаються параметри ділянки профілю зниження : відстань, що проходить літак на етапі зниження, витрати часу і палива. Наступним етапом є пристиківка до профілю зниження останньої крейсерської ділянки, котра пристиковується так, щоб вага літака в кінці крейсерської ділянки дорівнювала б вазі на початку зниження. При цьому визначається відстань, що проходить літак по останній крейсерській ділянці і відповідні їй витрати палива.

Поміж крейсерськими ділянками можуть розташовуватися ділянки зміни ешелонів у випадку, коли висота ешелона наступної крейсерської ділянки не дорівнює висоті ешелона попередньої крейсерської ділянки. В цьому разі, для розрахунку витрати відстані, палива і часу використовуються характеристики набору висоти або зниження в припущенні, що перекид з одного ешелона на інший здійснюється по цим залежностям.

Пара фрагментів - розрахунок крейсерської ділянки та розрахунок зміни ешелону - повторюється до тих пір, поки наростаюча відстань від точки кінця зниження не перевищить задану відстань. Таким чином, весь профіль горизонтального польоту виявляється розрахованим так, як що б він починався з деякою взльотною вагою на висоті деякого ешелону, а закінчувався при залишці палива тільки на зниження, посадку та руління після посадки.

Наступним етапом є пристиківка до першої крейсерської ділянки ділянки профілю набору висоти. Змінюючи вагу літака в можливому діапазоні його варіації, визначаємо таку взльотну вагу, при котрій сума дальностей на зниження, останньої крейсерської ділянки, проміжних ділянок, урахувавши дальність зміни ешелонів, першої крейсерської ділянки і відстані набору висоти дорівнювала б заданій дальності рейсу.

Такий метод штурманського розрахунку дозволяє більш точно урахувати динаміку витрат палива у крейсерському польоті в залежності від зовнішніх експлуатаційних факторів.

Описана методика пристосована до штурманського розрахунку повного профілю польоту введенням блока розрахунку параметрів польоту в проміжних пунктах маршруту (ППМ). Розрахунок параметрів ППМ, що лежать на етапах зниження та набору висоти, уявляється можливим здійснювати на основі подвійного розрахунку кожної із цих ділянок. Початковий етап польоту розраховується без урахування ППМ по вищеприписаній методиці. Потім етап розраховується ще раз при відомих витратах дальності на виконання етапу. При цьому будується ітераційна процедура, яка покроково збільшує висоту і визначає дальність етапів набору або зниження, до тих пір, поки відстань від поточного ППМ до наступного не буде відповідати дальності між двома послідовними кроками прирощення висоти. При значенні набутої висоти, відповідної поточному проміжному пункту, розраховується решта параметрів цього ППМ. Прирощення висоти в ітераційній процедурі продовжується до досягнення дальності, що витрачається на виконання етапу, котра розрахована раніш.

Розрахунок параметрів ППМ, що приходяться на крейсерський етап польоту, виконується одночасно з розрахунком по вищеприписаній методиці. При цьому використовується підставна, що зберігає наростаючу відстань між двома ППМ. В процесі виконання розрахунків ця підставна збільшується на значення пройденого шляху, величина якого обумовлена виробітком палива на даному кроці по вазі палива. Потім здійснюється перевірка на перевищення знайденого значення підставної, що зберігає наростаючу відстань, над заданою дальністю між поточним і наступним ППМ. В підсумці розрахованими параметрами заповнюється весь список ППМ для всього профілю польоту.

В другій главі проведений аналіз факторів, що визначають економічність польоту літака ЦА, аналіз різних варіантів і вибір критерію оптимальності, економічно адекватного структури витрат на виконання рейсу.

На основі аналізу існуючих варіантів критерію розроблен адекватний максимум економічної ефективності критерію оптимальності. Такий критерій на основі нового підходу до визначення собівартості перевозок на авіапідприємствах урахуває

особливості дії найважливіших факторів ринку :

- реорганізацію організаційних структур керування та зв'язану з цим необхідність оцінки діяльності підприємств і його ланок в умовах повної економічної самостійності;

- можливість оперативного керування показниками ефективності виробництва і розробка тактики економічної поведінки;

- урахування конкретних умов експлуатації ПС, впливу техніко-економічних і експлуатаційних факторів для виявлення напрямів зниження собівартості виконання транспортної продукції;

- можливість урахування зміни цін на ПС, паливо, матеріали, електроенергію, рівня інфляції, індексації заробітної плати, змінення податкової системи і т.п.

В запропонованій методиці існуючі методи калькулювання собівартості перевозок на авіапідприємствах з'єднані з методами техніко-економічних досліджень. Себевартість перевозок визначається на основі застосованих в ЦА моделях первинних процесів формування витрат. Конкретні умови роботи авіапідприємств визначають параметри, що характеризують ці процеси.

У відповідності з вибраною системою калькуляції обгрунтовані змінення в групуванні витрат відносно діючої системи калькуляційних статей. В льотних витратах, що визначаються нальотом годин виділяються повні витрати по періодичному технічному обслуговуванню і ремонту ЛВП. В аеропортових витратах виділені складові витрат ІАС по оперативному технічному обслуговуванню, служб аеронавігаційної інформації і витрат ІНС. Така розбивка можлива в силу розвитку госпрозрахункових відносин між службами і підприємствами.

Вибрана методика дозволяє точніше урахувувати витрати кожного структурного підрозділу експлуатаційного авіапідприємства в загальних витратах виконання конкретного рейсу на даному типі ПС, виходячи з умов експлуатації. Крім цього, вибрана методика дозволяє вирішити цілий ряд економічних задач оперативного аналізу витрат, собівартості, більш раціонального використання ПС та їх комерційної загрузки з метою мінімізації витрат і підвищення рентабельності.

В третій главі розглянуті питання побудування оптимізу-

чої процедури для оптимізації профілю польоту літака ЦА, документування результатів розрахунків з метою формування штурманського бортжурналу та проведений аналіз можливості виконання політного завдання.

Для вирішення задачі використовувалася процедура пошуку екстремуму функції методом покоординатного спуску. При цьому вектор X , що містить набір підставних від яких залежить цільова функція, має вигляд в силу сказаного вище :

$$X = (H_1, \dots, H_n, U_1, \dots, U_n),$$

де H - висота ділянки крейсерського польоту;

U - швидкість польоту на ділянці крейсерського польоту;

n - максимальна кількість ділянок крейсерського польоту.

Варіація значень підставних вектора X здійснюється з урахуванням нерівномірності змінення сітки вертикального ешелонування у всьому діапазоні експлуатаційних висот від нульової до максимальної експлуатаційної висоти. Вибір обмежень проводився по вимогам Єдиних норм льотної придатності цивільних транспортних літаків (ЕНЛГ-С).

Процес знаходження екстремуму вважався закінченим по виконанню умови : рівність значення цільової функції після завершення однієї почергової зміни підставних від першого елемента вектора X до останнього (один прохід) і значення найкращого результату оптимізації після двох або більше аналогічних проходів.

Отриманий в результаті розрахунків повний профіль оптимального польоту документується з використанням стандартної форми штурманського журналу, що запроваджена в експлуатаційних авіапідприємствах. Перелік всіх проміжних пунктів розрохованого маршруту розширюється додатковими рядками : точкою початку горизонтального польоту, точкою зміни швидкості польоту, точкою зміни ешелону, точкою початку зниження. Зміст цих рядків носить інформативний характер і служить для подання допомоги екіпажу в чіткому дотримуванні оптимального профілю польоту.

Аналіз можливості виконання політного завдання показав, що основними причинами, що впливають на витримання заданої

висотно-швидкісної траєкторії, є :

1. відмінність прогностичних і реальних значень вітрового і температурного розподілень по експлуатаційним висотам;

2. не точне витримання рекомендованої в польотному завданні оптимальної швидкості польоту, яка в свою чергу залежить :

- від антропогенного фактору;
- від похибки показчика числа М.

Більш точному урахуванню метеорологічної інформації на стадії попередніх розрахунків сприяє використання карт абсолютної топографії і структур "повітря-ПС-земля", коли метеоінформація передається з борту ПС, що летить, на наземні метеостанції для подальшого її використання екіпажами інших повітряних судів.

Для стимулювання витримання екіпажем оптимального висотно-швидкісного профілю польоту пропонується організаційно-методична структура аналізу виконання польоту по конкретному маршруту. Зазначена структура (мал. 1) заснована на аналізі збігу параметрів польотного завдання і фактично зареєстрованих бортовими пристроями запису політної інформації. По результатам порівняння виносяться рішення про матеріальну нагороду екіпажу ПС, що виконував даний рейс.

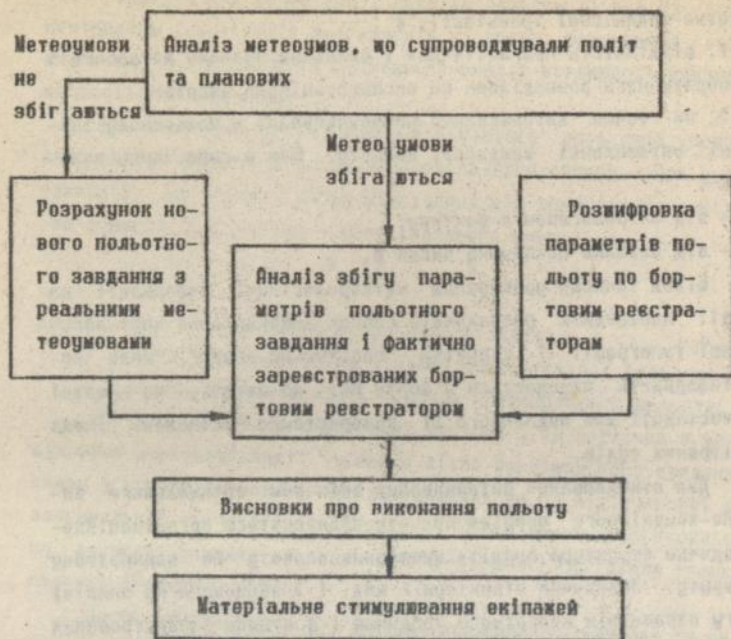
В четвертій главі розглянуті питання побудовання структурної схеми високоякісної системи автоматичного управління (САУ) польотом, здатної без змінення внутрішніх зв'язків і значень коефіцієнтів забезпечити управління ПС на будь-яких режимах польоту.

Рух літака розглядався лише у вертикальній площині в умовах спокійної атмосфери та описувався системою рівнянь :

$$p \dot{\alpha} = - (C_y^{\alpha}) * \alpha + p \sigma$$

$$p^2 \dot{\sigma} = \overset{-\alpha}{n_z} * \alpha + \overset{-\omega_z}{n_z} * \omega_z + \overset{-\delta_0}{n_z} * \delta_0$$

$$p \Pi = v_0 * \theta \approx \theta$$



Мал. 1. Організаційно-методична структура аналізу можливості виконання політного завдання.

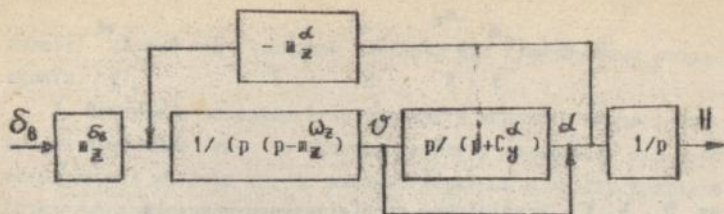
$$\theta = \psi - \alpha,$$

$$\text{де } S^{\alpha} = \frac{p_0}{u \cdot v \cdot U_0} + \frac{\gamma^{\alpha}}{v \cdot U_0};$$

p - оператор перетворення Лапласа.

Позначення аеродинамічних величин по ГОСТ 20058-80.

По цій системі рівняння складена структурна схема, модифікований вид якої наведений на мал. 2. Початкова система доповнюється рівнянням закону управління руля висоти при розг-



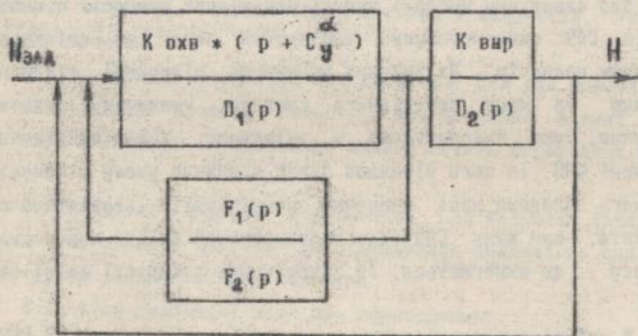
Мал. 2. Структурна схема руху літака у вертикальній площині

ляді стабілізації висоти в поздовньому каналі :

$$\delta_B = K_U \cdot U + K_H \cdot \Delta H,$$

де ΔH – відхилення від заданої висоти.

За допомогою цього співвідношення, початкову структурну схему додатково перетворюємо до виду схеми Меєрова з необхідним коефіцієнтом посилення (мал. 3). По даній схемі складене



$$D_1(p) = p (p - \frac{u_z}{z}) (p + C_y^alpha) + p \frac{u_z}{z} ; D_2(p) = p (p + C_y^alpha)$$

Мал. 3. Структура САУ польотом, що допускає великий коефіцієнт посилення.

характеристичне рівняння та одержано умову стійкості даної системи :

$$\frac{b_1 * ((C_{y,z}^{-u_z}) + C_{y,z}^{\alpha}) + b_2 * K * C_{y,z}^{\alpha}}{b_1} > \frac{K}{b_2}$$

де b_1, b_2, K - коефіцієнти стабілізуючого пристрій.

1 2

$$\text{Або } b_1 / b_2 - \frac{-u_z}{z} > 0.$$

Вибираючи значення коефіцієнтів стабілізуючого пристрій, досягаємо істинність умови. Крім того, за допомогою дослідження вироджуваного рівняння по критерію стійкості, знайдемо операторне рівняння стабілізуючого пристрій для САУ польотом, що допускає необмежене збільшення коефіцієнта посилення без порушення стійкості.

Для одержання високої якості перехідних процесів в синтезуючій САУ використовуємо накладення вимог на якість перехідних процесів. По заданим значенням відносної статичної помилки та часу перехідного процесу, визначимо величину зміщення, яку використаємо в зміщеному характеристичному рівнянні САУ. Із цього рівняння знову одержимо умову стійкості, із якого знайдемо нові значення коефіцієнтів стабілізуючого пристрій, при яких САУ буде забезпечувати якість переходного процесу, що вимагається, із збереженням стійкості всієї системи.

В роботі викладені результати цифрового моделювання САУ в режимі стабілізації висоти, які підтверджують теоретичні послідовності.

У закінченні сформульовані наступні результати та висновки по роботі:

1. Розроблена методика і комплекс програм оптимізації висотно-швидкісного профілю польоту літака ЦА по економічному критерію.

2. Розроблена методика розрахунку витрат палива і часу при

польоті літака по заданому маршруту для штурманських розрахунків.

3. Визначені залежності собівартості льотної години і витрат на виконання рейсу по статтям витрат, в залежності від умов експлуатації літаків ЦА, що використовуються в якості критерію оптимальності при формуванні висотно-швидкісного профілю польоту.

4. Розроблен алгоритми та комплекс програм по використанні методу пошуку по координатному спуску для рішення задачі оптимізації висотно-швидкісного профілю польоту літака ЦА.

5. Запропонована організаційно-методична структура аналізу можливості виконання екіпажем ПС рекомендованого польотного завдання.

6. Запропонован алгоритми документування штурманського боржурналу, що розширений додатковим інформаціям по ключових точках виконання польоту по маршруту: точкою початку горизонтального польоту, точками зміни шелона і швидкості, точкою початку зниження.

7. Розроблена структура високоякісної САУ для управління по оптимальному профілю польоту, що допускає великі коефіцієнти посилення і забезпечує задану якість перехідних процесів.

8. Проведене цифрове моделювання САУ польотом літака в режимі стабілізації висоти, що підтверджує можливість синтезу структур високоякісних САУ польотом.

В додатку примічені акти про впровадження.

Основні положення дисертаційної роботи опубліковані в наступних працях :

1. Довгаль В.А. Структура САУ по И.В. Мерзову при ограничении на качество переходных процессов. // Повышение эффективности автоматизированных систем управления. Киев : КИИГА, 1991.

2. Довгаль В.А. Высококачественная САУ полетом ВС ГА. // Повышение эффективности автоматизированных систем управления. Киев : КИИГА, 1991.

3. Разработка программ экономического развития Борис-

польского авиапредприятия при внедрении в эксплуатацию самолета Ту-204 в условиях перехода к рыночным отношениям : (Заключительный отчет по НИР 842-В91) / Киевский институт инженеров гражданской авиации. - Киев, 1991.

4. Разработка метода и комплекса программ для расчета оптимального высотно-скоростного профиля полета самолета Ту-204 по заданному экономическому критерию в условиях эксплуатации Бориспольского авиапредприятия : (Заключительный отчет по НИР 910-В92) / Киевский институт инженеров гражданской авиации. - Киев, 1991.



Підписано до друку 12.11.92. Формат 60х84/16. Папір друкарський.
Офсетний друк. Ум. вид. арк. 1.16. Обл.-вид. арк. 1.25. Тираж 100 прим.
Замовлення №187-І. Вид. №358/Ш

Видавництво КІЦА.

252056. Київ-56, проспект Космонавта Комарова, 1

U10211

AB 26.133