

Міністерство освіти України
Київський міжнародний університет цивільної авіації

На правах рукопису

Вишняков Валерій Альбертович

УДК 629.7.06

ОПТИМІЗАЦІЯ ПРОЦЕСУ УПРАВЛІННЯ РУХОМ ЛІТАКА
НА ЕТАПІ ЗЛЬОТУ

спеціальність 05.13.04 - автоматизовані системи управління
і системи обробки інформації

АВТОРЕФЕРАТ

дисертації на здобуття наукового ступеня
доктора технічних наук

Київ-1996



00778374 (-)

Робота виконана на кафедрі
авіаційних тренажерів Київ
цивільної авіації (ІМУ ЦА).

Науковий консультант доктор технічних наук
професор Шевальов А.Г.

Офіційні опоненти доктор технічних наук
професор Кудіненко А.В. ;
доктор технічних наук
 Пустовойтов В.П. ;
доктор технічних наук
професор Грездов Г.І.

Провідна організація: Інститут кібернетики Національної Академії
наук України

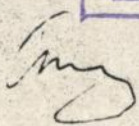
Захист відбудеться 28 вересня 1995 року в 14.30 на
засіданні спеціалізованої ради Д 01.35.01 при Київському
міжнародному університеті цивільної авіації за адресою:
252058, Київ-58, проспект Космонавта Комарова І.

З дисертацією можна ознайомитися в науковій бібліотеці
університету.

Автореферат розіслано " " _____ 1995 р.

Вчений секретар
спеціалізованої ради
к.т.н., доцент

ЛННБ ім. В. Стефаніка
АН України


Р.О.Шевченко

ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

Актуальність теми. Зліт літака-це один з найбільш складних та потенційно небезпечних режимів польоту. Повний зліт літака - перший етап польоту, який починається з моменту зрушення літака на лінії старту і закінчується на висоті кола при досягненні швидкості завершення повного зльоту. Розширення діапазону зміни швидкостей і висот польоту призвело до значної зміни конструкції сучасних літаків та пов'язаному з цим погіршенню пілотажних характеристик. Тому з'явилась необхідність створення спеціальних автоматичних систем, які б дали змогу полегшити пілотування літака.

Ускладнення та постійний розвиток авіаційної техніки, а також істотне розширення можливостей моделювання польоту і розвиток обчислювальної техніки, зробили необхідним і можливим дослідження задач динаміки польоту з урахуванням психологічних та фізіологічних характеристик діяльності людини-оператора. Однією з цілей цих досліджень є визначення математичного опису моделі діяльності пілота в задачах керування літаком, що дозволить краще зрозуміти взаємодію в системі "літак-людина", та уточнення вимог до характеристик динаміки польоту літака та приладів автоматичного і напівавтоматичного керування. Автоматизація процесу керування рухом літака на етапі зльоту припускає розробку оптимальних законів для автоматичного керуючого приладу.

Першим етапом автоматизації керування літаком на зльоті є розробка напівавтоматичної (директорної) системи керування. Застосування такої системи дозволить пілотові позбутися необхідності зіставляти і аналізувати велику і різноманітну інформацію про політ на даному етапі. Ця операція покладається на обчислювач, де при цьому реалізується одна з можливих

поведінок системи "людина-машина". Застосування радіотехнічної системи посадки на зльоті дозволяє вимірити кутове відхилення літака від вісі ЗПС. Цей сигнал у сукупності з іншими сигналами кутового і лінійного переміщення літака може бути використаний в системі автоматичного керування (САК) літаком на етапі зльоту, а також як основний сигнал в системі напівавтоматичного керування бічним рухом літака.

Математична модель пілота повинна відобразити поведінку не тільки "середнього" пілота, а й варіюватися у залежності від ступеня його підготовки. Підвищення економічності польоту пов'язано з оптимізацією усіх режимів польоту, враховуючи і зліт. Необхідно розробити методи, які дозволять проводити оптимізацію режиму польоту літака на етапі початкового набору висоти (від $H_2=10.7$ м до $H_K = 400$ м) з точки зору паливної ефективності.

Оптимізація цього етапу пов'язана з рішенням екстремальної задачі для складного об'єкту з великою кількістю обмежень на фазові координати та керування. Ціль роботи. Ціль дисертаційної роботи - розробка методів оптимізації процесу керування рухом літака на етапі зльоту, які дозволять підвищити ефективність експлуатації повітряних суден і забезпечити безпеку праці пілота в ергатичній системі "літак-пілот".

Наукова новизна роботи:

- розроблено метод параметричної оптимізації нелінійних систем автоматичного керування, застосування якого дозволяє оптимізувати методологічні та технологічні процеси використання функціональних систем повітряного транспорту;
- розроблено метод синтезу математичної моделі дій пілота на динамічних режимах польоту літака, що дозволяє проводити оптимізаційні дослідження ергатичної системи "літак-пілот".

ставити обґрунтовані вимоги до новостворюваної авіаційної техніки та удосконалювати методи підготовки авіаційних фахівців;
- розроблено метод вирішення задач умовної оптимізації, який дозволяє підвищити ефективність експлуатації повітряних суден як об'єктів споживання авіаційного пального при дотриманні вимог безпеки польоту.

Практична цінність:

- запропоновано метод вирішення задач нелінійного програмування, зредукованих із задач оптимального управління, який дозволяє вирішувати задачі оптимізації процесу керування рухомими об'єктами (у тому числі і повітряними суднами) за умови накладення обмежень на фазові координати та управління;
- запропоновано метод синтезу математичної моделі пілота, що дозволить розробити математичні моделі людини-оператора в складних ергатичних системах;
- запропоновано метод умовної мінімізації, що дозволяє вирішувати задачі нелінійного програмування з великою кількістю пошукових змінних та обмежень, які виникають при розробці методологічних принципів забезпечення польотів;
- за допомогою цих методів розроблено математичну модель пілота конкретного важкого транспортного літака, результати випробовувань якої співпадають з даними льотних випробувань;
- на основі запропонованого методу умовної оптимізації задач нелінійного програмування зредукованих із задач оптимального керування, розроблено методику синтезу оптимальних траєкторій польоту літака на етапі початкового набору висоти;
- розраховано оптимальні (з точки зору паливної ефективності) траєкторії зльоту важкого транспортного літака, реалізація яких має на меті економію пального, ресурсу двигуна та зниження шумового впливу на навколишнє середовище.

Основні результати дисертаційної роботи впроваджені в розрахункову практику Московського інституту електромеханіки і автоматики.

Акти впровадження додаються.

На захист виносяться такі положення:

- метод комплексного масштабування динамічних процесів, призначений для вирішення задач оптимального керування рухомими об'єктами (у тому числі повітряним судном);
- метод синтезу математичної моделі пілота на динамічних режимах польоту;
- метод вирішення задач умовної оптимізації (у тому числі редукованих із задач оптимального керування рухомими об'єктами) по черзі спуском по обмеженням;
- математична модель пілота важкого транспортного літака, синтезована за методикою, розробленою у відповідності із запропонованими методами;
- оптимальні, з точки зору паливної ефективності, траєкторії польоту важкого транспортного літака на етапі початкового набору висоти.

Апробація роботи. Результати досліджень, поданих у дисертаційній роботі доповідалися і обмірковувалися на засіданнях:

- конференції "Моделирование полета и идентификация математических моделей воздушных судов" 17-19 вересня 1985 р., м.Київ;
- семінару НЦ АУВД "Средства и методы снижения минимумов для взлета и посадки воздушных судов", січень 1990 р. м. Москва;
- Другої Міжнародної науково-технічної конференції "Методы управления системой эффективностью функционирования электрифицированных и пилотажно-навигационных комплексов, 18-21

травня 1993 р. м. Київ;

- звітної науково-технічної конференції КМУЦА за 1993 р. (за держбюджетною тематикою), 11-15 травня 1994 р. м. Київ;

- Першій Українській конференції з автоматичного керування, 18-23 травня 1994 р. м. Київ;

- Третій міжнародній науково-технічній конференції "Проблеми совершенствования радиоэлектронных комплексов и систем обеспечения полетов "Аэронавигация-94", 19-22 вересня 1994 р. м. Київ;

- звітної науково-технічної конференції наукових колективів КМУЦА за 1994 р. 12-14 квітня 1995 м. Київ;

- розширеного наукового семінару кафедри теорії автоматичного керування і авіаційних тренажерів КМУЦА, 4 травня 1995 року.

Публікації. Основні результати дисертації викладено в монографії, трьох винаходах та 18 друкованих роботах.

Структура і обсяг роботи. Дисертаційна робота має такі складові частини : вступ, п'ять глав, висновок, список літератури, додатки, викладені на 159 сторінках, 16 малюнків та 4 таблиці.

ЗМІСТ РОБОТИ

У вступі обґрунтовується актуальність теми, описується мета роботи, розкривається її наукова новизна та короткий зміст за главами.

У першій главі пропонується модель руху літака, яка складається з двох частин. Перша частина моделі описує етап власне зльоту, а друга - ділянку початкового набору висоти. При цьому відбувається часткове перекриття першою моделлю другої ділянки оптимізації, а другою моделлю - першої ділянки. Математична модель має інженерну точність (близько 5%) і в одночас досить проста тому, що процес оптимізації з самого початку передбачалося проводити прямим методом через складність

вирішення задачі аналітичними методами. Відмова від аналітичних методів оптимізації викликана складністю об'єкту, наявністю великої кількості обмежень на фазові координати та управління. Використання пов'язаної (з будівельною віссю літака) системи координат дозволяє здійснити балансування літака у точці старту, а потім математичне моделювання руху літака від точки старту. Було розглянуто літак з чотирма двигунами, одним переднім стояком, двома підкрильними та одним підфюзеляжним. Модель просторового руху літака на етапі зльоту розроблено з урахуванням різних вітрових збурень, різного стану ЗПС і відмови силової станції.

Інтегрування виконувалось методом Рунге-Кутти 4-го порядку із змінним кроком інтегрування і потім проведено перевірку розробленої моделі на відповідність даним льотних випробувань. Для рішення задачі синтезу оптимальної траєкторії на ділянці початкового набору висоти була вибрана система диференціальних рівнянь 5-го порядку, що описує рух літака як матеріальної точки. Такий підхід дозволяє знайти оптимальну траєкторію, виділяючи проблему утримання на цій траєкторії в окрему задачу. У цьому випадку диференціальні рівняння руху мають п'ятий порядок і дозволяють вирішувати оптимізаційну задачу для процесу даної тривалості прямим методом, який вимагає багаторазового моделювання процесу руху. Вибір обмежень виконано за вимогами ЕНШ-Л.

Початковою точкою для етапу початкового набору висоти є точка досягнення висоти, яка дорівнює 10,7 м. При цьому швидкість вважається рівною V_2 (безпечна швидкість зльоту). Кінцевою точкою етапу, що розглядається є точка, в якій досягається задана висота $H_K = 400$ м і задана швидкість V_4 . Спільний розгляд обмежень та граничних умов для даного етапу

призводить до того, що система рівнянь, яка описує рух літака, може спрощуватися при неодночасному досягненні літаком кінцевої висоти та кінцевої швидкості.

У другій главі запропоновано концепцію синтезу математичної моделі пілота на етапі зльоту, сформульовано на підставі цієї концепції, постулати і метод, який дозволяє синтезувати математичну модель пілота на динамічних режимах польоту. Формалізація процесу прийняття рішення вимагає адекватного опису психофізіологічних процесів, що проходять у свідомості людини. Цей складний процес можна частково відобразити в математичних моделях діяльності пілота щодо прийняття рішення на підставі моделей процесу сприймання інформації.

У процесі ручного керування літак і пілот створюють багатомірну, багатоконтурну систему з численними перехресними зв'язками. Управління виконується одночасно у контурах крену, тангажу, ристання та швидкості польоту. Між контурами ручного керування літаком діють кілька категорій перехресних зв'язків, які і створюють у пілота образ літака. Саме пропорції перехресних зв'язків і створюють неповторність літака, як об'єкту керування. Розроблена модель відрізняється від розповсюджених математичних моделей пілота тим, що її синтез ґрунтується на концепції оптимальності дій пілота у динамічних режимах польоту.

Існуючі у даний час лінійні моделі та передавальні функції, що описують поведінку пілота, зображають його одномірною і одноканальною системою. Водночас як особливості людини психологи відзначають нескінченність його входів і нескінченний комбінований вихід. У випадку простого додавання передавальних функцій з кожного каналу не можливо відобразити перехресний вплив окремих каналів та нелінійність характеру керування.

Передавальна функція відображає лише процес керування об'єктом у випадку необхідності стабілізації заданих параметрів польоту і має цілий ряд недоліків, вказаних у дисертації. З точки зору оптимізації процесу зльоту можна виявити резерви психологічної діяльності пілота, які спрямовуються за допомогою на вироблення оптимальних керуючих дій навіть для досвідчених пілотів. Для цього необхідно мати оптимальну реакцію пілота, знайдену теоретично як еталон, до якого має прагнути пілот.

Поставимо задачу формалізувати поведінку пілота на підставі існуючих у даний час принципів поведінки людини-оператора: - принципу функціонального гомеостазису; - принципу мінімізації критерію, що оцінює якість цілеспрямованої поведінки ергатичної системи і витрати сил, затрачених на видозмінення для надання йому цілеспрямованого характеру; - принципу найменшої взаємодії, який вимагає мінімізації напруженості роботи людини-оператора; - принципу "грубості" функціональних властивостей ергатичних систем, згідно з якими реалізується лише та ергатична система, в якій функціональна система будь-якого рівня ієрархії в цілому і по частинах має властивість "грубості"; - принципу стаціонарності. Будемо вирішувати задачу синтезу математичної моделі пілота на етапі зльоту як вирішення задачі оптимального управління літаком, яке здійснює людина-оператор.

Тоді, згідно принципу функціонального гомеостазису, необхідно для різних збурювальних дій $v < V$ (горизонтального та вертикального поривів вітру, турбулентності, відмови двигуна) и $t < T$ визначити параметр $\mu < M$, що забезпечує досягнення заданої мети. Тут параметри T та M відповідають області рішень. Поставка задачі оптимального управління виконана у відповідності до вищеописаних принципів синтезу ергатичних систем. Таким чином, необхідно визначити $\mu^* = \{ \mu < M \mid J = \min \}$, де μ^* -

параметр, що визначає оптимальну поведінку ергатичної системи, J - функція мети. Правило найменшої взаємодії припускає накладання обмежень на область зміни вектору керування Δ .

Властивість "грубості" дозволяє сконцентрувати процес синтезу на вироблінні стратегії поведінки, відкинувши малі, так звані випадкові переміщення органів управління. Таким чином,

$$\mu = \mu^* + \mu_s,$$

де μ_s - стохастична складова, яка не має впливу на якісн поведінку системи.

Підстроювання (як реалізація принципу самонастроювання) можна реалізувати введенням нелінійних зворотних зв'язків. Реалізація принципу стаціонарності призводить до такого співвідношення: $\mu^* = \{ \mu \in M \mid J = \min, \varepsilon \leq E \}$, де ε - характеристика нестаціонарності системи, E - допустима з точки зору людини-оператора нестаціонарність характеристик системи. На підставі ергатичних принципів були розроблені п'ять постулатів синтезу математичної моделі пілота на динамічних режимах польоту.

Перший - дії пілота на етапі зльоту, так само як і на інших етапах, закономірні і носять оптимальний характер. Другий - на деяких динамічних етапах польоту пілот виконує задачу керування, а не стабілізації. Процес керування виникає, коли $v = v^+$, $|v^+| > v_s$, де v^+ - задані ПЛЕ керувальні збурення, v_s - максимальні стохастичні збурення (пориви вітру, турбулентність). Третій - математична модель пілота може бути зображена системою звичайних нелінійних диференціальних рівнянь. Нелінійність проявляється перш за все у залежності коефіцієнтів від параметрів польоту. Четвертий - пілот володіє оптимальними властивостями лише у межах обумовлених принципом функціонального гомеостазису і діє на межі допустимої нестаціонарності. П'ятий - реалізуючи

мінімізацію напруженості своєї праці, пілот задається максимальною швидкістю переміщення органів керування, чім визначає простір рішень, який відповідає своїй майстерності.

Такий підхід дозволяє створювати математичні моделі пілотів для літаків, які знаходяться на стадії конструювання. Введення поняття "оптимальний пілот" дозволяє виявити оптимальні режими керування і створити найкращий варіант зльоту або будь-якого іншого етапу польоту. Використання концепції "оптимальний пілот" дозволяє створювати математичну модель пілота за допомогою методів теорії оптимального управління, що автоматизує процес розрахунку. Крім того, наявність оптимального рішення дозволяє формувати у пілота навички оптимального управління. У відповідності з третім постулатом сформулюємо нелінійний закон вироблення пілотом керувальної дії у вигляді:

$$u_j = \sum_{i=1}^{\beta+\alpha} a_{ji} \phi_i + \sum_{i=1}^{\beta+\alpha} \sum_{k=1}^{\beta+\alpha} b_{jik} \phi_i \phi_k + \dots \quad j \in (\overline{1, m}), \quad (1)$$

де a_{ij} - коефіцієнти лінійних зворотних зв'язків, b_{jik} - коефіцієнти нелінійних зворотних зв'язків $U(t) = (u_1, u_2, \dots, u_m)^T$ - вектор керувальних дій, m - кількість керувальних дій,

$\Phi(t) = (\phi_1, \phi_2, \dots, \phi_{\beta+\alpha}) = (y_1, y_2, \dots, y_\beta, \delta_1, \delta_2, \dots, \delta_\alpha)$ - вектор, складений з вимірвальних фазових координат $y_\epsilon(t)$, $\epsilon \in (\overline{1, \beta})$ і вимірвальних фізичних параметрів $\delta_\kappa(t) = \delta_\kappa(x_1, x_2, \dots, x_n)$, $\kappa \in (\overline{1, \alpha})$, які не є фазовими координатами.

Порядок багаточлена (1) вибирається у залежності від поставленої точності математичного моделювання. Введення закону управління (1) дозволяє представити людину більш цілісним об'єктом, ніж лінійна одноканальна модель без урахування перехресних зв'язків.

Тоді задача синтезу оптимального управління переходить у клас задач параметричної оптимізації і пропонує визначення коефіцієнтів зворотних зв'язків для задоволення вимог оптимальності. У відповідності з постулатами виберемо цільову функцію для етапу власне зльоту:

$$J = \int_{t_0}^{t_k} [(\dot{\theta} - \dot{\theta}_0)^2 + Z_g^2] dt,$$

де t_0 - час початку етапу взльоту, t_k - час закінчення етапу зльоту, $\dot{\theta}_0$ - заданий ПЛЕ кут тангажу, Z_g - бічне відхилення від вісі зПС.

Таким чином, функціонал формуємо на підставі розгляду сумісно індикативних і аеродинамічних характеристик кута тангажу як основного параметру управління. Директорне управління будемо розглядати як два слабопов'язані (у розумінні впливу на функціонал) між собою процеси управління позадвожнім і бічним рухами літака. Незважаючи на деякі немінучі індивідуальні особливості, дії основної маси пілотів при вирішенні окремих задач польоту описуються цілком визначеними математичними залежностями. У роботі пропонується враховувати нестационарність пілота введенням нелінійних зворотних зв'язків. При цьому стохастичність процесу не враховується, тому що шуми не несуть принципіального характеру і не перевищують 5...10%. Динаміка поведінки пілота визначається досвідом попередніх польотів. При цьому досвід формується під дією різних польотних ситуацій, з яких найбільш важливими є вітрові дії та відмова двигуна. При формуванні математичної моделі досвід враховувався за допомогою максими тої концепції синтезу оптимального керування.

Ключовим моментом у процесі синтезу є вибір обмежень на

величини фазових координат і керувальні функції. При цьому обмеження на швидкості переміщення керувальних органів (колонки, штурвалу і педалей) в найбільшій мірі у порівнянні з іншими обмеженнями визначають якість управління на даному етапі. Ці обмеження у більшості є психологічними і відображають "боязнь" пілота по відношенню до різких переміщень керувальних органів. Математична модель пілота повинна передбачати наявність астатичних властивостей людини-оператора, які проявляються після закінчення перехідних процесів відпрацювання сигналів по кутам тангажу, крену та курсу.

Шляхом введення більш суворих обмежень на швидкість переміщення керувальних органів можна перейти від гіпотетичного "оптимального" пілота до математичних моделей пілотів різного ступеня майстерності. Введення нелінійних зворотних зв'язків у вигляді рівняння з багаточленами вищого порядку припускає можливість вибору більш складного нелінійного закону управління, що вимагає, проте, більших обчислювальних ресурсів. Викладений метод синтезу дозволив створити математичну модель реального пілота важкого транспортного літака на етапі зльоту.

Крім того, даний метод можна застосувати для синтезу автоматичних керувальних пристроїв на етапі зльоту тому, що дозволяє синтезувати нелінійні оптимальні закони управління з урахуванням всіх обмежень, що накладені на фазові координати і управління. Рішення задачі припускає параметричну оптимізацію для різних збурень у поздовжньому і бічному каналах. Підхід до вирішення такої задачі для фіксованого збурення v_i викладено вище. Для n значень множини $\{v_i\}$, $i=(1, n)$ визначимо вектор:

$$K^* = (K_1^*, K_2^*, \dots, K_i^* \dots, K_n^*) \in \tilde{K},$$

де $K_i^* = (x_1^*, x_2^*, \dots, x_m^*)$ - вектор оптимальних коефіцієнтів зворотних зв'язків, \tilde{K} - допустима множина для вектора K ,

m - кількість пошукових коефіцієнтів зворотних зв'язків. Символ присвоюється оптимальним значенням пошукових параметрів. Кожен з векторів K_i^* визначається з умови

$$J(v_i) = \int_{t_0}^{t_K} \left[(\vartheta_0 - \vartheta(t))^2 + z_g^2(t) \right] dt + \inf, \quad (K)$$

Назвемо "максиминною" концепцію вибору вектора K^{**} як одного з елементів вектора K^* , відповідного максимальному значенню $J^*(v_i)$, одержаному, в свою чергу, як результат мінімізації функціоналу $J(v_i)$:

$$K^{**} = \max_{(v_i)} \min_{(K \in K)} (J)$$

Таким чином, вибір коефіцієнтів зворотних зв'язків системи виконується при дії на неї найбільш несприятливих збурень, що, з точки зору теорії ймовірностей, є малоюмовірною подією і не розглядається при синтезі зворотних зв'язків статистичними методами. Проте, така малоюмовірна подія все ж таки є ймовірною і найбільш небезпечною. Для етапу зльоту будемо вважати такою малоюмовірною та найбільш небезпечною подією сукупність відмови критичного двигуна, наявності максимального середнього вітру та максимальних поривів вертикального і бічного вітру.

Вибір K^{**} у відповідності з формулою є реалізацією четвертого постулату: пілот володіє оптимальними властивостями лише у межах, обумовлених принципом функціонального гомеостазису і діє на межі допущеної нестационарності. Нестационарність пілота має порогове значення і, відповідно до рівняння, має вектор K^{**} як основний для всіх збурень, які варіюються відносно найбільшого.

Синтез коефіцієнтів зворотних зв'язків пілота у відповідності з максиминною концепцією означає внесення в процес

синтезу досвіду пілота, що з'являється в результаті реакції на різні збурювальні дії. Інтелектуальність підсвідомості полягає у комбінуванні моделей (для різних $\{v_i\}$), встановленні і закріпленні причинного зв'язку між ними на підставі досвіду. Підсвідомість використовує досвід як апіорні моделі; комбінуючи моделі або фрагменти моделей, воно створює можливі форми поведінки. Таким чином, застосування запропонованого математичного апарату дозволяє не тільки описати дії пілота на динамічних режимах польоту, але й синтезувати нові асоціації у мозку пілота, тобто, сприяти його навчанню.

У третій главі викладено метод рішення задач параметричної оптимізації, що виникла при синтезі математичної моделі пілота на етапі зльоту. Зважаючи на складність об'єкту керування, наявність великої кількості обмежень на фазові координати і управління, автором було вибрано прямої варіаційний метод вирішення сформульованої у главі 2 екстремальної задачі. Розглядається клас нелінійних регуляторів, зворотні зв'язки яких формуються як сума лінійної та квадратичної форм. Введення такого класу зворотних зв'язків є узагальненням праць автора у напрямку синтезу систем з нелінійними зворотними зв'язками. Праві частини диференціальних рівнянь, які описують об'єкт управління також відображаються у вигляді суми лінійної та квадратичної форм від фазових координат. Загалом праві частини можуть бути багаточленами і більш високого порядку. Розглянемо нелінійний об'єкт управління, який ми можемо відобразити таким способом:

$$\dot{x}_1 = \sum_{i=1}^n d_{1i} x_i + \sum_{j=1}^n \sum_{i=1}^n e_{1ij} x_i x_j + \sum_{k=1}^n \sum_{j=1}^n \sum_{i=1}^n c_{1ijk} x_i x_j x_k + \dots$$

де c_{1ijk} , d_{1i} , e_{1ij} - коефіцієнти диференціальних рівнянь. Сформуємо вектор управління $U(t)$ у відповідності з законом (I).

Поставимо задачу визначення вектора $C^* = (a_{ji}^*, b_{jik}^*)$, $C^* \in \hat{C}$, якому відповідає показчик якості J , що задовольняє умові:

$$J = \int_0^T [\psi_1(t) - \psi_1^+(t)]^2 dt \rightarrow \inf_{(C)} \quad (2)$$

де J - цільова функція, ψ_1 - фазова координата для формування критерію J , $\psi_1^+(t)$ - задане значення для фазової координати $\psi_1(t)$, T - тривалість процесу управління.
 Межові умови: $X(0) = X_0$, $X(T) = X_T$. Обмеження: $X \in \hat{X}$, $\psi \in \hat{\psi}$, $U \in \hat{U}$, $\dot{U} \in \dot{\hat{U}}_{\max}$; де \hat{C} , \hat{X} , $\hat{\psi}$, \hat{U} , $\dot{\hat{U}}_{\max}$ - області допустимих значень відповідних векторів.

Викладеним нижче методом комплексного масштабування динамічних процесів можна вирішувати задачі параметричної оптимізації шляхом обмеження коливальності динамічного процесу і непрямого урахування обмежень на фазові координати і управління. Якщо $p_1 = \alpha_1 + j \beta_1$ - корені характеристичного рівняння л'нійної системи автоматичного управління, то коливальність μ системи оцінюється за таким співвідношенням:

$$\mu = \left[\frac{\beta_1}{\alpha} \right]_{\max}$$

Заміна комплексного параметру p передавальної функції $W(p)$ на комплексне число $s = re^{-j\theta}$, де p, s - комплексні аргументи перетворення Лапласа, j - уявна одиниця означає поворот вісі площини коренів Гаусса на позитивний (проти годинникової стрілки) кут θ . У відповідності з теоремою подібності: якщо $L(f(t)) = F(p)$, то $L(f(zt)) = \frac{1}{z} F\left(\frac{p}{z}\right)$, де L - символ перетворення Лапласа, z - коефіцієнт подібності. З метою застосування теореми подібності для оптимізації нелінійних динамічних систем виберемо $z = e^{-j\theta}$. Тоді після перетворення отримаємо $L(e^{-j\theta} f(e^{-j\theta} t)) = F(re^{j\theta})$. Застосування комплексного

масштабування до нелінійної системи рівнянь і групування лінійних і нелінійних складових призводять до розгляду динамічних процесів, що проходять у часі $\tau = te^{-j\theta}$ і з'явлення співмножника $z^\lambda = e^{-j\lambda\theta} = \cos\lambda\theta - j\sin\lambda\theta$ перед доданками, що вміщують добуток λ фазових координат:

$$\dot{x}_1(\tau) = z \left[\sum_{i=1}^n \sigma_i^{(1)} x_i(\tau) \right] + z^2 \left[\sum_{j=1}^n \sum_{i=1}^n \sigma_{ij}^{(2)} x_j(\tau) x_i(\tau) \right] + \dots, \quad (3)$$

де $\sigma^{(1)}$, $\sigma^{(2)}$, ... - коефіцієнти, отримані в результаті групування однорідних складових.

Рівняння (3) є диференціальним рівнянням з комплексними коефіцієнтами, рішенням якого є комплексні функції. Розщеплення його на дійсну та уявну складові призводить до збільшення розмірності системи рівнянь зв'язку до $2n$:

$$\frac{dX_R(\tau)}{d\tau} + j \frac{dX_I(\tau)}{d\tau} = F_R(C, X, \theta) + j F_I(C, X, \theta)$$

де X_R - дійсна складова вектора $X(\tau)$, X_I - уявна складова вектора $X(\tau)$, F_R і F_I - дійсна і уявна складові правих частин.

Після заміни $z = p e^{j\theta}$ функціонал перетворюється до вигляду:

$$J_\theta = \int_0^\infty \psi_i(t) \bar{\psi}_i(t) dt, \quad (4)$$

де $\bar{\psi}_i(t)$ - сполучене до $\psi_i(t)$ число.

Тому що існує рішення диференціального рівняння з комплексними коефіцієнтами і воно єдине на кожному промені $te^{j\theta}$, яким би не було фіксоване число θ , а інтеграли (2) і (4) співпадають з точністю до $e^{j\theta}$, то оптимізація промасштабованої системи ($J_\theta \rightarrow \min$) означає оптимізацію вихідної системи ($J \rightarrow \min$), а оптимальний вектор C^*

промасштабованої системи відповідає оптимальному векторові C^* вихідної системи, що має коливальність $\mu \leq \text{ctg}(\theta)$.

Визначення вектору $C_0^* = \{C \in \hat{C} \mid \theta = 0; J' = \text{inf}\}$ прямими варіаційними методами - це задача безумовної оптимізації з кількістю пошукових змінних у загальному випадку $n = 0,5m(\beta + \alpha)(3 + \beta + \alpha)$. Рішення задачі на цьому етапі ($\theta = 0^0$) час, як правило, коливальний характер при порушенні обмежень, накладених на фазові координати.

На наступних етапах необхідно збільшувати значення параметру θ , що дозволяє одержувати оптимальні рішення для більш демпфованих систем. Збільшення параметру θ на подальших стадіях рішення дозволяє отримувати оптимальні рішення для систем із зростаючим ступенем коливальності, що при підстановці знайденого оптимального вектору C_v^* у вихідну систему дозволяє отримати все більш демпфовані системи. При цьому вихідна система при C_v^* має коливальність не більше величини μ_v . Пошук закінчується для θ_q , якому відповідає $C^* \in \hat{C}$. Запропонований метод вирішення задач нелінійного програмування, зредукованих із задач оптимального управління враховує специфіку задач класу, що розглядається і дозволяє значно спростити параметричну оптимізацію для складних нелінійних систем.

У четвертій главі приведені результати синтезу математичної моделі пілота на етапі власно зльоту у відповідності з запропонованою у главі 2 концепцією синтезу математичної моделі людини-оператора.

Моделюється синтезується при таких збуреннях. У позадвоєному каналі на висоті $H_{PB} > 35$ м на літак діє вітер у вигляді висхідного потоку повітря із швидкістю 5 м/с. У бічному каналі на літак на протязі всього етапу зльоту діє середній вітер $u_z = u_z^0 (0,43 H_{CT} + 0,57)$, а, починаючи зі швидкості $V_w = 130$ км/год,

на літак діє постійний бічний вітер зі швидкістю W_2 . Одночасно моделюється відмова критичного (крайнього) двигуна на швидкості $V_{\text{від}} = (V_R - 10)$ км/год.

За допомогою запропонованого у главі 2 методу було одержано вектор оптимальних зворотних зв'язків для керування важким літаком на етапі зльоту. Обмеження на фазові координати та управління врахуємо непрямым методом за допомогою введення комплексного масштабу динамічних процесів. Метод введення комплексного масштабу описано в главі 3. Введення такого масштабу призводить до підвищення порядку диференціальних рівнянь, але й дозволяє враховувати всі обмеження на динаміку процесу за допомогою одного параметру (θ). З порівняння перехідних процесів, які відбуваються при керуванні літаком, отриманов математичною моделлю і керуванні реальним пілотом (за даними льотних випробувань), можна зробити висновок про практичне співпадання вихідних характеристик.

У п'ятій главі викладено метод умовної оптимізації, розроблений автором для вирішення задач нелінійного програмування редукованих із задач оптимального управління і показано застосування цього методу для синтезу оптимальної траєкторії польоту літака на етапі початкового набору висоти за умови виконання вимог єдиних норм льотної придатності (ЕНЛП-Л). Приведено постановку задачі програмування оптимальної траєкторії польоту літака на етапі початкового набору висоти, вибір критерію оптимальності, викладаєть спосіб редуції вихідної задачі до задачі математичного програмування і методу рішення задачі.

Для цивільної авіації основною вимогою є забезпечення високої економічної ефективності експлуатації літальних апаратів. Тому всі експлуатаційні процеси, у тому числі і політ,

оцінюються економічними критеріями при дотриманні поставлених вимог безпеки. За цільову функцію було взято величину, рівну масі пального, витраченого за час виконання етапу. Вибір обмежень виконується за вимогами Норм льотної придатності та Інструкції з експлуатації для конкретного літака. Поставлена задача оптимального управління відноситься до класу задач оптимізації в нескінченномірних функціональних просторах.

Вибравши зафіксоване положення сектору газу ($\alpha_{\text{руд}}^k$) і функцію $\alpha(t)$ та вирішивши другу задачу динаміки точки, можна знайти всі параметри траєкторії, а також значення цільової функції m_T . При цьому фіксоване значення $\alpha_{\text{РКД}}^k \in [\alpha_{\text{РКД}}^{\text{ном}}, \alpha_{\text{РКД}}^{\text{мах}}]$ однозначно визначає значення сили тяги $P(t)$ такою залежністю $P(t) = P(\alpha_{\text{руд}}^k, V(t))$. Таким чином, задавання вектора управління $x = (\alpha_{\text{руд}}^k, \alpha_1, \alpha_2, \dots, \alpha_n)$ однозначно визначає параметри траєкторії $H(t), V(t), \theta(t), \phi(t), n_y(t)$ та цільову функцію m_T . Позначимо через x^* вектор управління, який надає мінімум функціоналу $J = m_T$: $x^* = \{x \in X \mid m_T = \min\}$, де X - припустима область значень вектору x .

Запропонований метод умовної оптимізації створено в результаті синтезу ідей послідовного перебору функціоналів, "ковзкого допуску" та загального принципу динамічного програмування. Основна ідея динамічного програмування полягає у спробі замінити оптимізацію функції багатьох змінних рішенням деякого числа задач оптимізації, які вирішуються простіше. Цінність теореми оптимальності полягає у можливості розглядати область Ω як сукупність обмежень зі змінними (x, y) у вигляді:

$$x^* = \text{Opt} (x, y) \\ g(x, y) \in G \quad , \quad \text{де } G - \text{допустима область рішень.}$$

Припустимо, що g - це функція, яку можна поділити, і вона допускає зображення її у вигляді $g(x, y) = h_2(y, h_1(x))$. Тоді

функцію $g(x,y)$ можна обчислити за допомогою дій $E_1 = h_1(x)$, $E_2 = h_2(y, E_1)$, $g(x,y) = E_2$ і замінити операцію вирішення вихідної задачі рішенням сімейства задач оптимізації

$F_2(E_1) = \text{Opt}\{f_2(y)\}$, $h_2(y, E) \in \varepsilon$ для E_1 , яка пробігає множину ε .

Метод послідовного спуску по обмеженням допускає розділ обмежень $g_t(x) \geq 0$ на "основні" (з номером m) і "неосновні" (з номерами $t \neq m$).

Тоді

$$F_{\text{III}}^k(x) = \begin{cases} f_{\text{III}}^k & \text{для } t = m, \\ F_{\text{III}}^k & \text{для } t \neq m. \end{cases}$$

Таким чином, припускається вирішувати задачу умовної оптимізації, розділивши функціонал на три доданки:

$$J_k(x) = J + f_{\text{III}}^k + F_{\text{III}}^k.$$

Один з варіантів формування $J_k(x)$ має такий вигляд:

$$J_k(x) = m_T + n C_1 \hat{F}_{\text{III}}^k(x) \Big|_{t=m} + n^q C_1 \overline{F}_{\text{III}}^k(x) \Big|_{t \neq m},$$

де C_1 - ваговий коефіцієнт, n - коефіцієнт, що збільшує всі штрафні функції по обмеження з номером $t = m$ в n разів і всі останні штрафні функції в n^q разів. Штрафні функції $F_{\text{III}}^k(x)$ і $\overline{F}_{\text{III}}^k(x)$ можуть формуватися як ступеневі функції

штрафу $F_{\text{III}}(X, C) = C \sum_{t=1}^{\lambda} [\max(0, g_t(x))]^r$, де C - штрафний коефіцієнт,

r - показник ступеня, λ - кількість обмежень.

При вирішенні задачі було прийнято такі значення параметрів пошуку $n = 10$, $q = 2$. Всі обмеження ("основні" і "неосновні") розширюються до "квазідопустимих" за формулою:

$$g_t^{\pi}(x) = g_t^{\pi-1}(x) + \delta_t^{\pi},$$

де $\tilde{g}_i(x)$ - "квазідопустиме" обмеження, δ_i - величина, на яку "розширено" обмеження з номером i , k - номер ітерації для i -го обмеження.

Таким чином, відбувається послідовний спуск за "основним" обмеженням при урахуванні обмежень "неосновних" і величини цільової функції J . Тому що штрафний коефіцієнт $n^2 C_i$, при "неосновних" обмеженнях має більше (на порядок) значення, ніж при "основних" обмеженнях, то "квазідопустимі" області на ітерації k за "неосновними" обмеженнями повинні бути розширені до меж, які відповідають одержаним у результаті пошуку на ітерації $k-1$. Описана процедура умовної почеречної мінімізації нев'язок по обмеженням дозволяє уникнути проблеми вибору послідовності штрафних коефіцієнтів, яка утруднює рішення задачі методом штрафних коефіцієнтів.

Поперемінний розгляд усіх обмежень та поступове звузування при цьому "квазідопустимої" області дозволяє, як указано в праці, побудувати стійку процедуру умовної оптимізації. На кожному етапі необхідно провадити оптимізацію по $\alpha(t_i)$ для фіксованого значення $\alpha_{руд}^k$.

У відповідності із запропонованим методом було розраховано оптимальні траєкторії зльоту важкого транспортного літака на етапі початкового набору висоти. Оптимізація зльотних режимів призводить до підвищення величини максимально допустимої зльотної маси літака. Отже підвищенню комерційного завантаження і відчутному зменшенню споживання пального впродовж життєвого циклу літака.

В висновках сформульовано підсумки виконаної роботи:

- розроблено метод комплексного масштабування динамічних процесів з метою вирішення задач оптимального управління рухомими об'єктами (у тому числі повітряними суднами) прямими

варіаційними методами;

- розроблено метод синтезу математичної моделі пілота, що керує літаком на зльоті та інших динамічних режимах;

- розроблено метод вирішення задач умовної оптимізації, що застосовується для рішення задач підвищення ефективності польоту літака на етапі зльоту;

- розроблено математичну модель пілота важкого транспортного літака як оптимального багатоканального керуемого пристрою з нелінійними зворотними зв'язками;

- розраховано оптимальні траєкторії зльоту важкого транспортного літака для різних зльотних мас.

В Додатках вміщені акти впровадження результатів дисертаційної роботи.

Основні результати дисертаційної роботи опубліковано в таких роботах:

1. ВИШНЯКОВ В.А. Оптимізація процесу управління движением самолета на этапе взлета. - К., КМУГА, 1994.- 118 с.
2. А.С. 1213878 СССР, МКИ³ G 05 D 1/08. Система стабилизации угла тангажа самолета/В.А.Вишняков (СССР).- № 3773727/24; заяв. 16.07.1984.
3. А.С. 1325796, СССР, МКИ³ B 64 D 13/18. Система демпфирования продольных колебаний летательного аппарата/ В.А.Вишняков (СССР).- № 3932733/40-22; заяв. 15.07.1985.
4. А.С. 1340408, СССР, МКИ³ G 05 D 1/09. Система стабилизации высоты полета самолета / В.А.Вишняков (СССР).- № 4017156/24-24; заяв. 3.02.1986.
5. ВИШНЯКОВ В.А. Метод косвенного учета ограничений в задаче параметрической оптимизации систем автоматического управления // Автоматика. К. 1994. С. 83-85.
6. ВИШНЯКОВ В.А., ШЕВЕЛЕВ А.Г., Математическая модель пилота

самолета на этапе взлета // Кибернетика и вычислительная техника
№ 100, 1993, Киев, Наукова думка, с. 59-62.

7. ВИШНЯКОВ В. А. Синтез траекторий взлета самолета прямым
методом Ритца. М., 1987, 6 с. -Деп. в ЦНТИ ВА 19.11.1987, № 593-
гв87.

8. ВИШНЯКОВ В.А. Применение системы с переменной структурой для
автоматической стабилизации угла тангажа самолета
//Моделирование систем управления воздушным движением,
пилотажно- навигационных комплексов.-К., КИИГА, 1985. с.36-39.

9. ВИШНЯКОВ В.А. Об адаптивных свойствах одной нелинейной
системы стабилизации угла тангажа самолета //Некоторые вопросы
прикладной аэродинамики.-К., КИИГА, 1985. с.58-61.

10.ВИШНЯКОВ В.А. Инвариантные свойства одной системы
автоматического управления высотой полета самолета с
параметрической обратной связью //Комплексы управления воздушным
движением и самолетовождения.- К., КИИГА, 1986. с.37-39.

11. ВИШНЯКОВ В. А. Синтез оптимальной траектории полета самолета
на этапе начального набора высоты // Авиационные тренажеры и
системы управления воздушным движением. К.: КИИГА, 1989.С.39-43.

12. ВИШНЯКОВ В. А. Программирование управления движением
самолета на этапе начального набора высоты // Автоматизация
процессов управления полетом самолета, воздушным движением и
авиационные тренажеры. К.: КИИГА, 1990. С.11-15.

13. ВИШНЯКОВ В.А. Оптимизация траектории взлета тяжелого
самолета // Повышение эффективности автоматизированных систем
управления. К.: КИИГА, 1991. С. 52-55.

14. ВИШНЯКОВ В.А. Синтез математической модели пилота на этапе
взлета //Теория и методы исследования авиационных автоматических
частей и тренажеров. К.: КИИГА, 1993. С. 32-36.

15. АНТОНОВ В.К.,ВИШНЯКОВ В.А. Математическая модель продоль-

- ного движения самолета на взлете // Повышение эффективности автоматизированных систем управления. К.: КИИГА, 1991. С. 74-77.
16. ВИШНЯКОВ В.А. Метод синтеза оптимального закона управления движением самолета на взлете // Перша Українська конференція з автоматичного керування: Тези доп. Ч.2. 18-23 травня 1994 р. С.344.
17. ВИШНЯКОВ В.А. Об одном подходе к разработке математической модели пилота для директорной системы управления // Методы управления системной эффективностью функционирования электрофицированных и пилотажно-навигационных комплексов: Тез. докл. Второй Международной научно-технической конференции, 18-21 мая 1993 г. С. 72.
18. ВИШНЯКОВ В. А., ШЕВЕЛЕВ А. Г. Комплексное масштабирование динамических процессов в задаче расчета нелинейных систем автоматического управления // Методы управления системной эффективностью функционирования электрофицированных и пилотажно-навигационных комплексов: Тез. докл. Второй Международной научно-технической конференции, 18-21 мая 1993 г. К.: КМУТА. С. 46.
19. ВИШНЯКОВ В.А. Синтез оптимальных обратных связей при управлении боковым движением самолета на этапе взлета // Отчетная научно-техническая конференция университета за 1993г. (по государственной тематике), Тез. докл., 11-15 мая 1994 г. К.; КМУТА, С.60.
20. ВИШНЯКОВ В. А. Применение радиотехнической системы посадки для автоматизации этапа взлета самолета // Проблема совершенствования радиоэлектронных комплексов и систем обеспечения полетов "Аэронавигация-94": Тез. докл. Третьей международной научно-технической конференции, 19-22 сентября 1994 г. К.: КМУТА, С. 70.
21. ВИШНЯКОВ В.А. Выбор функционала и структуры нелинейного

регулятора взлета самолета //Отчетная научно-техническая конференция научных коллективов университета за 1994 г. Тез. докл., 12-14 апреля 1995 г. К.; КМУГА, С.76.

22. ВИШНЯКОВ В.А. Метод решения задач условной оптимизации последовательным спуском по ограничениям //Отчетная научно-техническая конференция научных коллективов университета за 1994, Тез. докл., 12-14 апреля 1995 г. К.; КМУГА, С.77.

Висневский

Вишняков В.А. Диссертация на соискание ученой степени доктора технических наук. Оптимизация процесса управления движением самолета на этапе взлета. Рукопись. Специальность 05.13.04 - автоматизированные системы управления и системы обработки информации.

Защита состоится в Киевском международном университете гражданской авиации "28" сентября 1995 г. В работе предложены методы оптимизации процесса управления движением самолета на этапе взлета (от точки старта до высоты круга). Разработанные методы применены для расчета оптимального процесса управления на взлете тяжелого транспортного самолета. Разработан метод синтеза математической модели летчика на основе концепции "оптимального летчика" и рассчитаны оптимальные траектории взлета по критерию топливной эффективности.

Vishnyakov V.A. Doctoral dissertation. Optimization of the process of the control movement of the plane on the take-off stage. Manuscript. Speciality: 05.13.04 - automatic control systems and systems of the data processing . Defence will be at Kiev international university of the civil aviation on September , "28" , 1995. The methods of the optimization of the process of the control by the plane are suggested in this dissertation. The stage from the point of the start to altitude of the circle is considered. These methods allow to find the optimal process of the control for the heavy transport aircraft. The method of the design of the mathematical model of the pilot is suggested. This method is based on the conception of the optimal behavior of the pilot. The optimal trajectories according to the fuel efficiency were accounted.

Ключові слова: літак, пілот, модель, оптимізація, зліт, паливо, економія, траєкторія.

Підписано до друку 27.07.96. Формат 60x84/16. Папір друкарський.
Офсетний друк. Ум.фарбовідб. 8. Ум.друк.арк. 1,63. Обл.вид.арк.1,75.
Тираж 50 прим. Замовлення № 148-І. Ціна . Вид. № 255/Ш.

...давнітво КМУЦА.

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

AB 32.904