

Харківський авіаційний інститут ім. М.С. Жуковського

На правах рукопису

**РИЖЕНКО Олександр Іванович**

**ПРИНЦИПИ ТА МЕТОДИ  
РЕАЛІЗАЦІЇ КРИТЕРІЇВ ПОДІБНОСТІ  
ПРИ ПРОЕКТУВАННІ  
ВЕЛИКОМАСШТАБНИХ ВІЛЬНОПІТАЮЧИХ  
МОДЕЛЕЙ ЛІТАКІВ  
ДЛЯ ДОСЛІДЖЕННЯ ВРАЗЛИВОСТІ,  
ЖИВУЧОСТІ ТА БЕЗПЕКИ ПОЛЬОТІВ**

Спеціальність 05.07.02  
Проектування та конструкція літальних апаратів

Автореферат дисертації на здобуття наукового ступеня  
доктора технічних наук

Харків  
1993

АВ 27.895

Робота виконана в Науково-дослідному інституті проблем фізичного моделювання режимів польоту літаків при Харківському авіаційному інституті

Офіційні опоненти - член-кореспондент ІАН України,  
доктор технічних наук, професор  
ГАЙДАЧУК В. Є.  
доктор технічних наук, професор  
КОНДРАТЕНКОВ В. О.  
доктор технічних наук, професор  
УДАРЦЕВ Є. П.

Ведуча організація - Авіаційний науково-технічний комплекс  
"Антонов"

Захист відбудеться " 8 " ЖОВТНЯ 1993 р. о 14 годині на засіданні спеціалізованої ради Д.053.14.02 у Харківському авіаційному інституті ім. М.Є. Жуковського за адресою: 310070, м. Харків-70, вул. Чкалова, 17.

З дисертацією можна ознайомитися в бібліотеці ХАІ.

Просимо прийняти участь у обговоренні дисертації або прислати в одному екземплярі свій відгук, засвідчений гербовою печаткою.

Дисертація розіслана "09" \_\_\_\_\_ 1993

ЛНБ України ім.В.Стефаника



00815513 (N)

Вчений секретар  
спеціалізованої ради

Г.Л. Корнілов

ЛНБ ім. В. С.  
АН Укра

## 1 ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

**АКТУАЛЬНІСТЬ ПРОБЛЕМИ.** У "Програмі розвитку авіаційної промисловості України" поставлена задача розробки сучасних конкурентоздатних на світовому ринку транспортних та пасажирських літаків, в число основних вимог до яких входять висока надійність і відмовобезпечність. До їх виходу на лінії необхідно забезпечити безпеку польотів експлуатуємої авіаційної техніки і вжити заходів для можливого продовження її ресурсу. Вітчизняний наукововиробничий комплекс повинен також забезпечити все необхідне для підтримання обороноздатності країни, включаючи модернізацію і наступну розробку військових пілотованих і безпілотних літальних апаратів високої бойової живучості, а також визначення вразливості типових повітряних цілей, оцінку ефективності існуючих комплексів ППО при роботі по новим цілям і визначення оптимальних напрямків розвитку засобів ППО. Функціонування розвиненої мережі авіаліній України визначає потребу в аналізі причин льотних пригод і розробці заходів по їх відверненню (включаючи апробовані порадики по пілотуванню військових та цивільних літаків в особливих польотних ситуаціях). Розв'язання названих різнопланових задач потребує створення науково-дослідного інструменту для вивчення явищ аеропружності і динаміки польоту літака при пошкодженнях його корпусних агрегатів, несучих і керуваних поверхонь і відмовах елементів системи керування.

Продукти в аеродинамічних трубах та інші традиційні методи експериментальної аеродинаміки не забезпечують адекватного відтворення складного просторового руху літака в особливих польотних ситуаціях, а проведення таких випробувань в умовах польоту натурного літака пов'язано з недопустимо великими витратами та ризиком для екіпажу пілотів-випробовувачів. Розрахункові методи потребують апробації по експериментальним даним. Випробування вільнолітальних моделей, широко використовуємі на сьогодні для випереджачих досліджень звалвання і штопору проектуємих літаків, дозволяють отримати найбільш повні і оперативні дані про явища аеропружності і динаміку польоту літака в особливих польотних ситуаціях усіх типів, починаючи з ускладнення умов польоту і до небезпечних, аварійних і катастрофічних ситуацій.

Великомасштабні вільнолітаючі динамічно подібні моделі (ВДПМ) являють собою автономні безпілотні науково-дослідні літальні апарати багаторазового використання, здатні здійснювати дистанційно-пілотований або автоматичний політ за заданою програмою і забезпечувати можливість реєстрації отриманої в польоті інформації. Вони мають масу 140...1200 кг, розмах 1,7...6 м, виводяться на заданий для експерименту режим польоту пілотованим літаком-носієм або безпілотним ракетним ступенем. Геометрична форма, маса, моменти інерції, коефіцієнти автопілоту та інші параметри ВДПМ забезпечують відповідність льотних характеристик моделі і літака.

ВДПМ - особливий клас літальних апаратів (ЛА). Основні проблеми, що виникають під час їх проектування, не мають аналогій у практиці розробки ЛА інших призначень і, як правило, викликані об'єктивними протиріччями в системі зв'язків, накладаємих на визначаємі параметри сукупністю реалізуємих критеріїв подібності. Необхідність їх коректного, науково обгрунтованого розв'язання практично на всіх етапах створення моделі обумовила потребу в розвитку розглядаємого наукового напрямку.

Мета даної дисертаційної роботи - розробка принципів і методів проектування особливого класу літальних апаратів - великомасштабних вільнолітаючих динамічно подібних моделей для дослідження способів побільшення ефективності комплексів протиповітряної оборони, а також підвищення живучості та відмовобезпечності військових і цивільних літаків.

Наукова новизна. У дисертації розроблені такі принципи й методи реалізації критеріїв подібності при проектуванні великомасштабних вільнолітаючих моделей для дослідження особливих польотних ситуацій:

1. Оперативний математично точний метод визначення системи критеріїв подібності, необхідної і достатньої для адекватного відображення досліджуємого процесу на фізичній моделі, а також метод модифікації раніш апробованої системи критеріїв стосовно задач моделювання процесів із схожими комплексами впливаючих параметрів.

2. Комплексний метод визначення необхідної і достатньої, детальної і несуперечливої системи критеріїв подібності для адекватного відображення на моделі сукупності багатопараметричних

процесів різної фізичної природи, що включає такі методи:

- формування комплексів характеризуючих та визначачих процеси параметрів і їх перетворення в проектний комплекс модельних параметрів;

- визначення необхідної і достатньої системи критеріїв подібності шляхом одночасного використання ряду самостійних алгоритмів із взаємодоповнюючими методичними можливостями;

- виявлення і розв'язання об'єктивних протиріч у теоретичній системі критеріїв та її приведення до робочого вигляду.

3. Вперше запропонований для науково-дослідних ЛА принцип визначення вектора основних параметрів і масштабів проектуємої ВДПМ шляхом порівняння області режимів польоту літака, які піддаються моделюванню, з заданими для вивчення режимами, а також областями, які забезпечуються альтернативними варіантами технічно здійснених векторів параметрів ВДПМ.

4. Комплексний метод формування вигляду ВДПМ, який включає метод визначення області її існування, методику розрахунку області режимів польоту моделі, метод відображення цієї області в область режимів польоту літака, які піддаються моделюванню, а також методи сканування та селекції для остаточного вибору робочого вектора основних параметрів моделі і метод пошуку найбільш ефективного багатоелементного проектного розв'язання, яке передбачає розробку ряду принципово різних моделей.

5. Вперше реалізований на вільнелітаєвих моделях принцип конструювання багаторежимних пружноподібних несучих і корпусних агрегатів, який полягає в дискретному відображенні пружних властивостей натурального об'єкту в конструкції моделі і розподілі функцій забезпечення заданої міцності і жорсткості між самостійними елементами її конструктивно-силової схеми, що дозволяє забезпечити на моделі один або два незалежних пружноподібних режими силової роботи для вивчення явищ аеропружності при пошкодженнях літака, а також додаткові високосмічні неподібні по жорсткості режими, які запобігають руйнуванню моделі під час запуску, при флаттері та посадці.

6. Принцип проектування моделей з варіюєними пружними і частотними характеристиками, згідно з яким опори пружних елементів виконуються пересувними, а умовна вісь взаємного повороту відсіків визначається лінією перетину особливих поворотних пластинча-

тих пружних шарнірів, що забезпечує можливість настройки жорсткостей, власних частот і форм коливань, а також положення осі жорсткості та приведення центру вигину (включаючи їх розміщення поза зовнішню геометрично подібну поверхню моделі).

7. Метод настройки власних частот і форм коливань вигину та кручення моделі врівнемої жорсткості.

8. Результати синтезу й системного аналізу ефективності альтернативних принципів функціонування і варіантів конструктивного втілення систем аварійної стабілізації вільнолітаючих моделей, що втратили в результаті імітації пошкодження стійкість і керованість по тангажу.

9. Принцип проектування модельних систем керування для точного визначення шарнірних моментів, згідно з яким у кінематичний ланцюг проводки керування на мінімальній відстані від рульової поверхні включається спеціальний елемент, відносні деформації матеріалу якого відповідають діапазону вимірювання застосовуваних тензорезисторів.

Реалізація результатів. Запропоновані в дисертації принципи і методи проектування перевірені, випробувані і підтверджені при реальному проектуванні, наземних частотних випробуваннях і підготовчо-доводочних роботах, а також льотних випробуваннях великомасштабних ВДПМ для дослідження найбільш характерних типів особливих польотних ситуацій:

1) динаміки польоту літака при втраті ділянок крила з елементом (моделі серії СКМ-БПК літака Су-7);

2) динаміки польоту літака при втраті в ході виконання енергійних маневрів ділянок цільноповоротного стабілізатора (моделі серії СКМ-ЛГО літака Су-7);

3) динаміки польоту і явищ аеропружності при зниженні жорсткості рульового приводу в каналі тангажа, тобто флюгування цільноповоротного стабілізатору (моделі СЛМ-Т10М-9 літака Су-27 і СКП-ЗМП літака Су-7);

4) явищ аеропружності при раптовому зниженні жорсткості ділянки фюзеляжу між крилом та оперенням (моделі серії СКМ-БПФ літака Су-7).

Практичну цінність являють:

1. Комплекс програм "СДПМ-ЗСКИЗ 2" для визначення в режимі діалогу найбільш ефективних значень основних параметрів і мас-

штабів вільнолітальних моделей, необхідного складу бортового обладнання, передбачених льотних характеристик і науково-дослідних можливостей створення ВДПМ (зони режимів польоту літака, які піддаються моделюванню).

2. Типові конструкторські розв'язання несучих агрегатів для дослідження особливих польотних ситуацій, які дозволяють адекватно відтворити на моделі втрату в польоті ділянки крила або оперення.

3. Конструктивно-силові схеми багаторежимних пружноподібних корпусних і несучих агрегатів з дискретним принципом відображення пружних властивостей натурального об'єкту, які забезпечують імітацію в польоті раптової зміни пружних та частотних характеристик конструкції і збереження ВДПМ при запуску та посадці.

4. Методики проектування пружноподібних агрегатів з заданим ступенем асиметрії діаграми деформування.

5. Спеціальне математичне та програмне забезпечення для настрійки пружних та інерційно-масових характеристик моделі варіюємої жорсткості, які забезпечують потрібні значення власних частот і форм коливань.

6. Типові конструкторські розв'язання стиків відсіків пружноподібних ВДПМ, які забезпечують моделювання положення осі жорсткості та приведення центру вигину на значній відстані від зовнішнього контуру агрегата без порушення його геометричної подібності.

Впровадження: Матеріали дисертаційної роботи впроваджені в НДІ проблем фізичного моделювання режимів польоту літаків при ХАІ, м. Харків (НДР 103-49/80-52, 103-49/82-6, 103-49/85-37, 103-7-26/87, "Поколение", "Полет-2", ПФМ-4/90, ПФМ-7/90, Г-ПФМ-155/92, 1208/07 та ін.); НДІ машинобудування, м. Держинськ (НДР "Закрутка-МВ0", "Закрутка-2МВ0", "Рений", "Тобол" та ін.); в/ч 03444 (НДР "Надежность-Т", "Индибирка", "Трифон-2", "Трифон-3"); а також ДержНДІАС при розробці і тестуванні системи математичних моделей для оцінки льотних характеристик пошкодженого літака і виявлення візуальних ознак його аварійного стану. На сьогодні роботи продовжуються згідно з програмою "Політ" Міністерства освіти України і темов 1208/07 Міністерства машинобудування, військово-промислового комплексу і конверсії України. В інтересах АНТК "Антонов" проектується великомасштабна вільнолі-

тавча динамічно подібна модель, яка дозволяє досліджувати аварійні режими зльоту транспортного літака при відмовах двигунів (НДР ПФМ 5/93). Матеріали дисертаційної роботи використані в навчальному процесі ХАІ.

**Апробація роботи** - Основні положення і результати дисертаційної роботи повідомлені на міжвузівській нараді-семінарі молодих учених "Проектування і оптимізація елементів, пристроїв і систем літальних апаратів з використанням "ЕОМ", Харків, 1977; науково-технічній конференції "Питання проектування літальних апаратів", Москва, МАІ, 1977; XIV науково-технічній конференції молодих спеціалістів і НТО, Київ, п/я А-3395, 1977; науково-технічних семінарах 101 кафедри МАІ (1984 р.) і 19 відділення ЦАГІ (1984 р.); всесоюзній конференції "Застосування моделювання польоту і аналізу польотних даних для діагностики аеродинамічного стану повітряних суден", Київ, КІІЩА і НДЛ при Державнагляди СРСР, 1988; III всесоюзній конференції "Сучасні проблеми будівельної механіки і міцності літальних апаратів", Казань, КАІ, 1988; науково-технічній конференції "Шляхи підвищення ефективності льотних випробувань і досліджень авіаційної техніки", Жуковський, п/я В-8759, 1988; науково-технічної конференції "Питання підвищення ефективності трасових випробувальних комплексів, автоматизація обробки матеріалів льотних випробувань і дослідження на великомасштабних літарчих моделях", Жуковський, п/я В-8759, 1990; науково-технічній раді КДІ Машинобудування, м. Дзержинськ, 1992; науково-практичному семінарі "Проблеми створення на Україні учбово-тренувальних літальних апаратів для початкової льотної підготовки", Харків, ХІЛ ВПС України, 1993.

**Публікації:** за матеріалами дисертації опублікована 21 праця, 3 навчальних посібника, випущено 58 технічних звітів і отримано 37 авторських свідоцтв на винаходи.

**Структура і обсяг роботи:** дисертація викладена на 465 сторінках, включаючи 290 с. основного тексту, 130 с. рисунків і таблиць. Дисертація складається із вступу, семи розділів, висновку, списку літератури із 226 найменувань і додатку з актами впровадження.

## 2 ЗМІСТ РОБОТИ

У вступі до роботи обґрунтована актуальність наукового напрямку, сформульована мета дисертаційної роботи та її основні положення, а також охарактеризована практична цінність проведених досліджень.

У першому розділі дисертації проаналізовані проблеми авіа- та ракетобудування, для розв'язання яких необхідні дані про динаміку польоту та явища аеропружності при пошкодженнях корпусних агрегатів літальних апаратів (ЛА), їх несучих та керуючих поверхонь, а також виході із ладу елементів системи керування і помилках пілотування.

Порівняння методичних можливостей різних способів отримання таких даних показало, що випробування великомасштабних вільнолітальних динамічно подібних моделей (ВДПМ) літаків забезпечують цілий ряд принципових переваг, хоча й не виключають застосування інших експериментальних методів і проведення параметричних досліджень за допомогою математичних моделей, апробованих за експериментальними даними.

Вільнолітальні динамічно подібні моделі - особливий клас науково-дослідних апаратів. Як об'єкт проектування вони характеризуються цілим рядом особливостей, які суттєво відрізняють процес їх створення від розробки ЛА інших призначень. Необхідність реалізації критеріїв подібності при їх розробці змінює саму проблематику етапів проектування вільнолітальних моделей. Їх аеродинамічна компоновка, центровка, тягоозброєність, закони керування визначаються за співвідношеннями подібності. Але ті ж вимоги подібності значно ускладнюють розв'язання проблем проектування, накладавши на визначаємі параметри моделі складну систему важко-сумісних і, як правило, об'єктивно суперечливих зв'язків. Необхідність першочергової, максимально повної і безумовної реалізації складного комплексу критеріїв подібності на усіх етапах проектування вільнолітальних моделей, а також коректного та науково обґрунтованого розв'язання притаманних цьому комплексу об'єктивних суперечностей зумовила потребу в розвитку захищеного наукового напрямку.

Проектування сучасних літаків і ЛА спеціального призначення здійснюється за різними критеріями. Загальноприйняті критерії

мінімуму маси або вартості складають основу класичних методів проектування, які отримали свій розвиток у працях О.К. Антонова, О.О. Бадягіна, П.В. Балабуєва, Г.В. Белова, В.І. Варфоломєєва, Л.І. Волкова, І.І. Дракіна, С.М. Єгера, М.І. Копитова, С.П. Корольова, А.І. Львова, В.Ф. Мішина, Г.В. Новожилова, А.П. Оскєрко, Б.М. Панкратова, А.М. Синькова, Є.В. Тарасова, Л.С. Чернобровкіна, Д.Н. Шеверова, В.М. Шейніна, А.М. Шишкевича та інших вітчизняних та закордонних учених. На сьогодні у практиці розробки ЛА різного призначення все частіше реалізуються принципово нові підходи до проектування. Так, у працях В.С. Брусова, О.С. Вентцель, С.А. Пиявського, Б.І. Ставровського розроблені методи багатоцільового проектування і кризного математичного моделювання операцій. В працях А.М. Арасланова, В.І. Рябова науково обгрунтовані методи проектування ЛА за критеріями втомної міцності, а в працях Дж. Бартлея, М. Тернера, Р. Хафтка - за критеріями статичної і динамічної аеропружної стійкості конструкції.

Розробка вільнолітаючих моделей для дослідження штопору і динаміки польоту непошкодженого літака і їх впровадження в практику створення маневрених літаків стало можливим завдяки творчій праці В.Д. Білого, В.Б. Гутника, Р.Б. Золотухіна, М.Д. Клячко, В.М. Милютичевої, М.А. Хесіна, О.Р. Черановського, В.Н. Четвергова, В.О. Яценко, С.А. Яшина та інших спеціалістів, які розробили як теорії проведення таких експериментів, так і методи проектування модельних систем та агрегатів універсального призначення. Базуючись на їх досягненнях, автор зміг зосередити свої зусилля на більш глибокому дослідженні проблем, спільних для проектування вільнолітаючих моделей різного призначення, а також на розв'язанні проблем проектування, специфічних для моделей, адекватно відображаючих особливі польотні ситуації.\*)

Основний зміст другого розділу дисертації, який складає теоретичну базу всієї роботи і присвячений розв'язанню проблем концептуального етапу проектування ВДПМ, складає комплексний метод визначення необхідної і достатньої, повної і несуперечливої

---

\*)Залежно від рівня небезпеки особливі польотні ситуації поділяються у Нормах льотної придатності на 4 види: ускладнення умов польоту, небезпечні, аварійні та катастрофічні ситуації.

системи критеріїв подібності (СКП), виконання якої при проектуванні ВДПМ забезпечує адекватне відтворення на моделі заданої для дослідження сукупності явищ і можливість наступного перенесення одержаних даних на натуру. Як правило, ВДПМ створюється для вивчення складних явищ, що включають ряд багатопараметричних процесів різної фізичної природи. Розв'язати у всій повноті задачу адекватного відтворення такого явища не дозволяє окремо ні один із застосовуваних в теоріях подібності і розмірностей методів визначення СКП. Розроблений для розв'язання цієї проблеми комплексний метод (рис. 1) включає ряд взаємопов'язаних методів.

При визначенні СКП першим реалізується метод формування проектного комплексу модельованих параметрів. Він дозволяє використати для формування вихідних комплексів визначачих та характеризуючих параметрів декілька математичних моделей одного і того ж явища, розрізнені математичні описи процесів, які їх складають, а також урахувати прийняті при їх розробці допущення і граничні умови. Такі можливості методу особливо важливі при дослідженні складних багатопараметричних явищ, типових для експериментів на ВДПМ.

Як правило, у складі оформованого "теоретичного" комплексу є такі параметри, для яких необхідність моделювання не викликає сумніву, але невідомо, яким із проектних параметрів необхідно надати певні значення для їх адекватного відтворення в експерименті. Згідно з розробленим методом, такі параметри необхідно виявити, проаналізувати і замінити еквівалентними групами параметрів, змінення яких можливе в ході проектування ВДПМ. Ця операція перетворює теоретичний комплекс модельованих параметрів у проектний.

Як методичний приклад виконання такого переходу в роботі наведено аналіз умов адекватного відтворення кута атаки  $\alpha$  і коефіцієнта  $c_y$  при маневрах ВДПМ. Виявлено, що в специфічних умовах експерименту на вільнолітаючій моделі необхідною умовою забезпечення кінематичної подібності обтікання є виконання при проектуванні моделі критерія динамічної подібності Фруда  $Fr = \frac{v^2}{g \cdot l} = idem$ . При відмові від його виконання (наприклад, для забезпечення подібності по критерію Маха  $M = \frac{v}{a} = idem$ ) на моделі з масштабами швидкості та лінійних розмірів  $k_v$  і  $k_l$  при  $\alpha_m = \alpha_n$  нормальне

Комплексний метод визначення системи критеріїв подібності

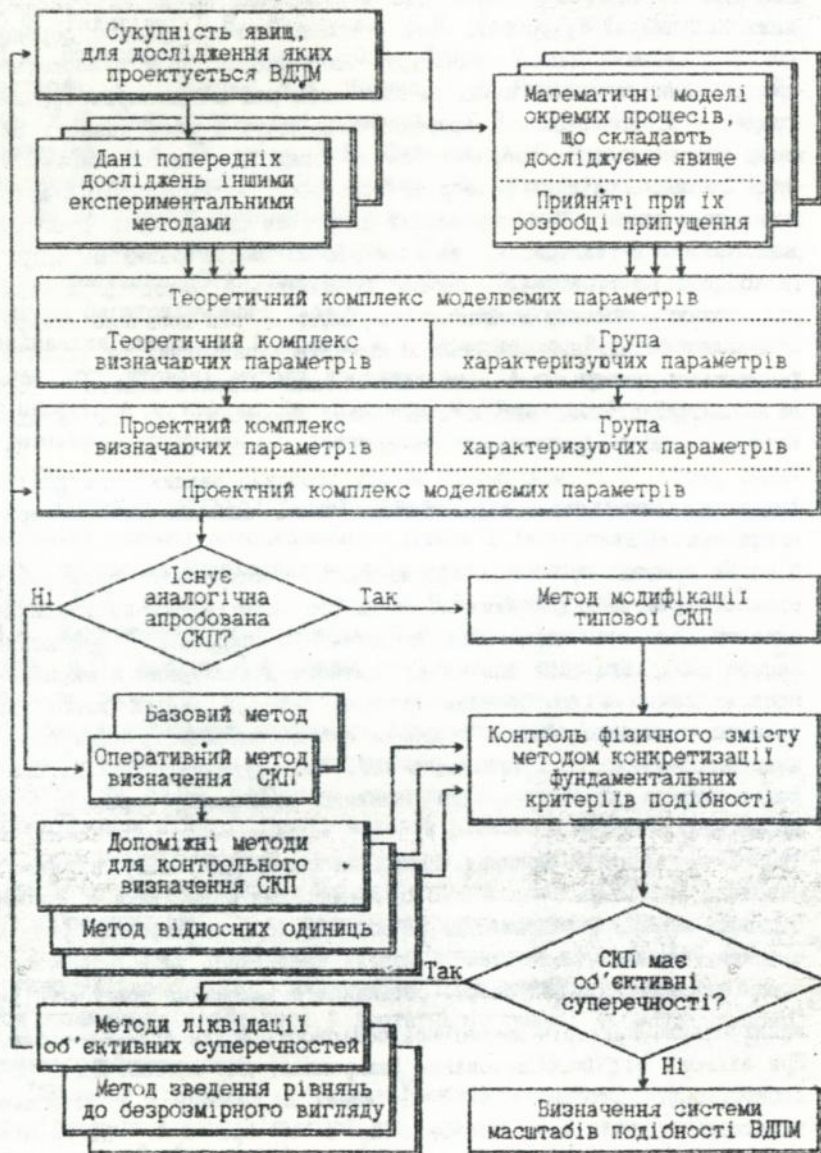


Рис. 1

перевантаження  $n_{ум} = \frac{k_v^2}{k_t} \cdot n_{ум} \neq idem$ ; і кривизна її траєкторії

$$R_m = k_v^2 \cdot \frac{n_{ум}^{-1}}{k_v^2 \cdot k_t^{-1} \cdot n_{ум} \neq 1} \cdot R_n \neq idem \text{ або } \alpha_m = \alpha_n + \frac{\alpha_n}{n_{ум}} \cdot \left( \frac{k_t}{k_v^2} - 1 \right) \Big|_{Fr \neq idem} \neq \alpha_n$$

при  $n_{ум} = n_{ум}$  і  $R_m = k_t \cdot R_n$ .

Отримана в результаті аналізу група, еквівалентна  $\alpha$  і  $s_y$ , включає прискорення вільного падіння  $g$ , густину оточуючого середовища  $\rho$ , масу  $m$  і швидкість польоту  $V$ , а при необхідності моделювання  $s_{y \max}$  - в'язкість  $\nu$ , яка входить у критерій  $Re = \frac{V \cdot \rho}{\nu}$ . Для проектування ВДПМ, подібних по критерію Маха, обґрунтований метод наближеного забезпечення кінематичної подібності обтікання моделі в умовах вільного польоту на транс- і надзвукових швидкостях за рахунок збільшення маси моделі до  $m_m = k_p \cdot k_t^2 \cdot m_n$ .

Реалізація розробленого комплексного методу передбачає (див. рис. 1) одночасне використання для визначення необхідної і достатньої СКП ряду відомих та запропонованих автором алгоритмів із взаємодоповнюваними методичними можливостями. У тих випадках, коли існує апробована СКП із схожим комплексом параметрів, раціонально використати запропонований автором метод модифікації. Якщо така СКП відсутня, ефективним є обґрунтований у дисертації оперативний математично точний метод, який являє собою модифікацію методу аналізу розмірностей. До результатів виконуемого аналізу висуваться жорсткі вимоги надійності, неприпустимості випадкових і методичних помилок. У комплексному методі вірність отриманих результатів обов'язково контролюється шляхом паралельних розрахунків за одним або декількома принципово іншими методами (наприклад, методу відносних одиниць).

Отримана система критеріїв не є кінцевим результатом. Наступний складний і відповідальний етап робіт - реалізація розробленого методу пошуку і ліквідації об'єктивних суперечностей, котрі, як правило, мають місце у багатокритеріальних системах, характерних для експериментів на ВДПМ. Автором систематизовані раніше описані в літературі способи ліквідації об'єктивних суперечностей і запропоновано ряд нових методів. Так, для ліквідації суперечностей можна використати метод найменших утрат, проаналізувати інтенсивність впливу окремих параметрів, застосувати в експерименті натурні елементи, здійснити пошук зон автотельно-

сті або комбінування параметрів.

При проектуванні вільнолітаючих моделей мають місце суперечності не тільки між окремими критеріями подібності, але й "зовнішні" протиріччя між вимогами подібності і умовами технічної здійсненності моделі. Їх вирішення потребує розробки нових підходів до розв'язання проектно-конструкторських задач, створення специфічних для вільнолітаючих моделей методів проектування і нових, неординарних принципів конструювання їх агрегатів та систем. Принципи і методи розв'язання цих проблем на усіх етапах проектування вільнолітаючої моделі складають зміст наступних розділів дисертаційної роботи.

Головна мета попереднього або виглядового проектування ВДПМ, розв'язання проблем якого присвячений третій розділ роботи: - це визначення конкретних значень основних параметрів і масштабів вільнолітаючої моделі (або їх ряду), що дозволяє реалізувати сформовану систему критеріїв подібності, задовільнивши при цьому умовам технічної здійсненності ВДПМ. Для її розв'язання автором запропонований принцип, згідно з яким визначення робочого вектора основних параметрів\*) ВДПМ здійснюється не шляхом аналізу її власних технічних чи економічних характеристик, а на основі порівняння області режимів польоту літака, які піддаються моделюванню, з заданими для дослідження режимами, а також областями, які забезпечуються альтернативними варіантами технічно здійсненних векторів параметрів ВДПМ. При цьому критерії подібності дозволяють знайти співвідношення між потрібними основними параметрами, а умови технічної здійсненності використовуються для пошуку можливих значень основних параметрів ВДПМ.

Комплексний метод формування вигляду ВДПМ (рис. 2), побудований у відповідності з запропонованим принципом і реалізований у вигляді діалогового комплексу програм, являє собою логічне продовження розглянутого у попередньому розділі методу концептуального проектування. Як вихідна інформація в ньому використовуються дані про сукупність заданих для дослідження режимів польо-

---

\*) Як основні параметри, найбільш повно характеризуючі модель як об'єкт проектування і виконання науково-дослідних робіт, раціонально прийняти характерний лінійний розмір  $l_n$ , стартову масу  $m_n$  і моменти інерції  $I_x, I_y, I_z$ .

### Комплексний метод формування вигляду ВДПМ

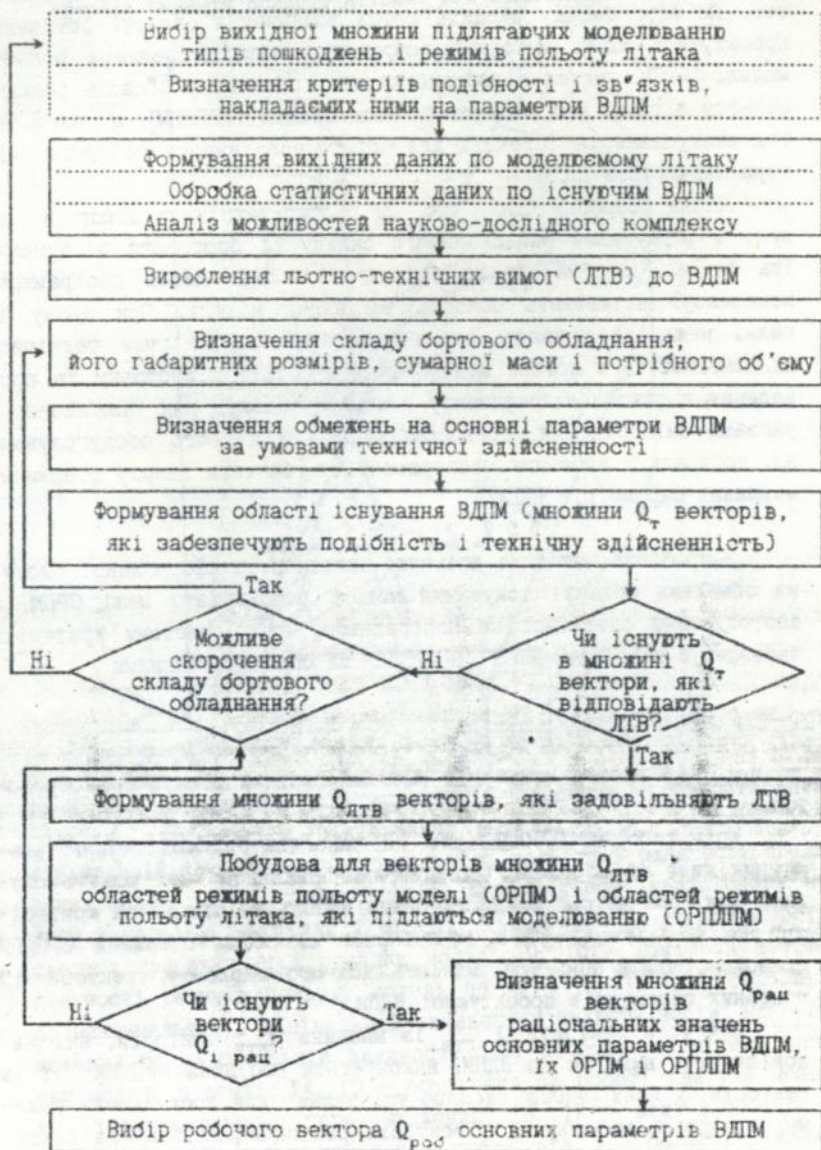


Рис. 2

ту, типів пошкоджень та викликаємих ними явищах, а також необхідна для їх адекватного відображення система критеріїв подібності. До його складу входить метод визначення області існування проектуємої ВДПМ, методика розрахунку області режимів польоту моделі (ОРПМ), метод відображення цієї області у область режимів польоту літака, які піддаються моделюванню (ОРПЛПМ), а також метод сканування та селекції для остаточного вибору робочого вектора параметрів ВДПМ.

Після розробки (див. рис. 2) льотно-технічних вимог до моделі і формування раціонального складу її бортового обладнання (на основі інформації, що закладена в базі даних програмного комплексу) визначають область існування моделі. При цьому її нижні межі, як правило, визначають виходячи із умов технічної здійсненності, а крізьне моделювання операції підготовки та проведення льотного експерименту дозволяє виявити ряд (пов'язаних з умовами виготовлення, транспортування, технічного обслуговування, попередніх наземних експериментів) обмежень зверху діапазону можливих параметрів ВДПМ:

$$z \leq z_{M \max}, \quad \pi \leq \pi_{M \max}.$$

Розроблена методика дозволяє виходячи із сформованої системи обмежень області існування моделі розрахувати межі ОРПМ, а застосування одержаної на попередньому етапі системи критеріїв забезпечує відображення її в ОРПЛПМ за співвідношеннями

$$H_N^* = f(\rho_N) = f\left[\frac{\rho_M}{k_p}\right]; \quad V_N^* = V_M(H_M) \cdot \sqrt{\frac{g_N(H_N^*)}{k_t \cdot g_M}}$$

де  $H$  і  $k_p$  - висота польоту і масштаб густини оточуючого середовища.

Крім того, на ОРПЛПМ (рис. 3) наносять ряд додаткових, властивих лише їй обмежень, характерним прикладом яких можуть служити межі зон автономності режимів польоту літака за критеріями  $Re$  і  $M$  (криві 16 і 17 на рис. 3). Саме одержана ОРПЛПМ дозволяє судити про ефективність кожного варіанту (вектора  $Q_1$ ) основних параметрів проектуємої ВДПМ.

Для усіх векторів  $Q_1$  лтв із множини  $Q_{лтв}$  векторів, які задовільняють вимогам до ВДПМ, виконується побудова ОРПЛПМ. Ті із векторів, у яких ОРПЛПМ охоплює усі задані для дослідження режими, утворюють множину  $Q_{рац}$  векторів раціональних значень основних параметрів. Якщо вектори множини  $Q_{рац}$  відсутні, у розробле-

Система основних обмежень області режимів польоту літака, які піддаються моделюванню

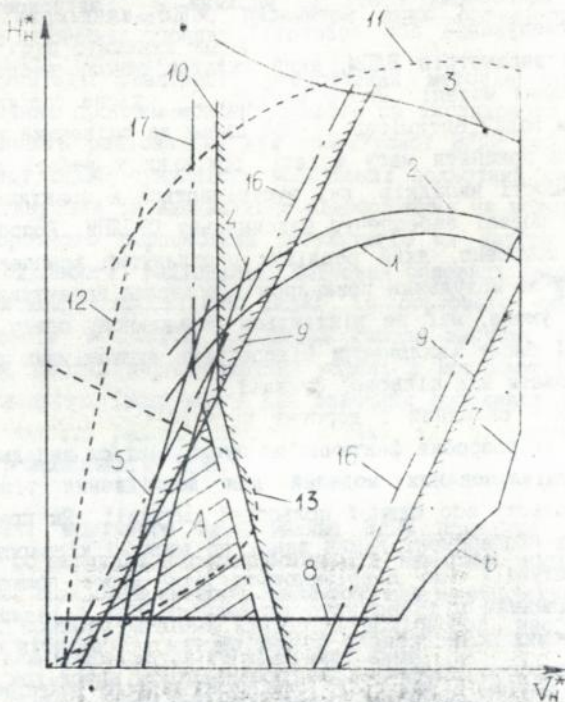


Рис. 3

1, 2, 3 - обмеження по максимальній швидкості горизонтального польоту, планування і пікірування моделі; 4, 5 - обмеження по мінімальній швидкості горизонтального польоту і швидкості звалювання моделі; 6, 7 - обмеження по максимальному швидкісному напору і нагріву конструкції моделі; 8 - обмеження по можливостям системи гальмування і посадки моделі; 9, 10 - межі зон автономності режимів польоту моделі по  $Re$  і  $M$ ; 11, 12 - обмеження по максимальній і мінімальній швидкостям польоту носія; 13 - обмеження по максимальній швидкості, яку забезпечує система запуску моделі з землі; 14, 15 - обмеження по роботі двигуна моделі та її максимальному перевантаженню; 16, 17 - межі зон автономності по  $Re$  і  $M$  режимів польоту літака; А - область досліджень при автономності по критеріям  $Re$  і  $M$

І.В. Стефанюк  
АН України

ному методі (див. рис. 2) передбачене повернення до розрахунків початкових етапів і їх повторення (з урахуванням розроблених рекомендацій) аж до одержання множини  $Q_{\text{рац}}$ .

На заключному етапі із множини  $Q_{\text{рац}}$  здійснюють вибір (у режимі сканування або селекції) єдиного робочого вектора  $Q_{\text{род}}$  основних параметрів ВДПМ, який складає основу наступних етапів проектування моделі. Вибір вектора  $Q_{\text{род}}$  тісно пов'язаний з розв'язанням задач оптимізації. При цьому за єдиничний критерій раціонально прийняти масу моделі, оскільки у роботі доведено, що для більшості випадків, які зустрічаються в практиці, мінімізація маси моделі забезпечує максимальну ОРПЛМ. Розроблений діалоговий комплекс, який реалізує розглянутий комплексний метод, виконаний за модульним принципом і дозволяє проектувальнику враховувати умови, які не піддаються формальному опису, нарощувати додаткові блоки (включаючи підпрограми економічних розрахунків) та замінювати вид цільової функції.

ВДПМ - складний і дорогий науково-дослідний інструмент. У практиці їх розробки фактично не зустрічаються випадки створення вузькоспеціалізованих моделей для дослідження тільки одного режиму польоту або єдиної польотної ситуації. Як правило, існує потреба в експериментальних даних по великій кількості як однотипних ситуацій (що відрізняються лише мірою пошкодження або перевантаженням під час його отримання), так і різнотипних (характеризуваних пошкодженням різних систем і агрегатів планера або різною природою процесів, що розвиваються внаслідок пошкодження). При цьому далеко не завжди оптимальним є вектор, що забезпечує ОРПЛМ, яка охоплює можливо більше заданих для дослідження ситуацій і режимів.

Необхідною умовою науково обгрунтованої селекції найбільш ефективного варіанту робочого вектора  $Q_{\text{род}}$  є вірний вибір класифікаційних ознак типу ВДПМ. При формалізації опису задачі ці ознаки використовуються як осі координат гіперпростору існування множини альтернативних варіантів проектуємих ВДПМ. У класифікаційні ознаки задачі необхідно включити як основні кількісні параметри (висота і швидкість польоту під час отримання пошкодження, міру пошкодження), так і умовні дискретні параметри, що характеризують фізичну природу процесів, які розвиваються, і типів спеціальних систем, якими повинна бути обладнана модель. У бага-

трьох випадках для оптимального покриття усього комплексу задач раціонально зупинитися на багатоелементному проектному розв'язанні, яке передбачає паралельну (або послідовну) розробку ряду принципово відмінних ВДПМ, параметри яких оптимізовані для розв'язання груп суміжних задач.

В результаті реалізації розроблених методів розв'язання взаємопов'язаних проблем концептуального та виглядового проектування визначають раціональну для проектуємої ВДПМ (або кожного елемента ряду ВДПМ) сукупність модельованих польотних ситуацій і явищ, необхідну для їх адекватного відображення на моделі (і виконання зворотного перенесення результатів на натуру) систему критеріїв подібності, раціональні значення основних параметрів і масштабів моделі, необхідний склад її бортового обладнання, принципи роботи і основні параметри систем запуску і посадки ВДПМ, гадані льотні характеристики моделі і можливості ВДПМ як науково-дослідного інструменту для вивчення особливих польотних ситуацій - область режимів польоту літака, які піддаються моделюванню на розробляемій ВДПМ.

На етапі ескізного проектування ВДПМ принципи і методи розв'язання об'єктивних суперечностей між вимогами подібності і умовами технічної здійсненності залежать від призначення моделі, точніш, від повноти системи критеріїв подібності, необхідної і достатньої для моделювання досліджуємих явищ.

У четвертому розділі розглянуті принципи і методи реалізації критеріїв подібності при проектуванні вільнолітаючих моделей для дослідження особливих польотних ситуацій, адекватне відтворення яких не потребує моделювання пружних та коливальних властивостей конструкції літака. При проведенні таких досліджень трудомісткість і строки виконання проектно-конструкторських робіт можуть бути суттєво зменшені, якщо розрахунок польотних навантажень на ВДПМ здійснити за виведеними на основі критеріїв подібності співвідношеннями. Якщо максимальні вигинавчі моменти  $M_{p,n}$  натурального агрегату невідомі, розроблений метод дозволяє визначити епюру модельних навантажень  $M_{ld,n}$  безпосередньо по конструктивним параметрам натурального агрегату (погонній жорсткості  $EI_n$ , характеристикам матеріалу  $\sigma_{T,n}$  і  $E_n$  та геометричним даним перерізів  $x_n$  і  $h_{стр,n}$ ) за формулою

$$M_{id\ m} = k_p \cdot k_v^2 \cdot k_t^3 \cdot M_{p.n} = k_p \cdot k_v^2 \cdot k_t^3 \cdot \frac{\sigma_{т.н} \cdot \kappa_n \cdot EI_n}{0,5 \cdot E_n \cdot h_{стр.н}}$$

Додаткове зменшення трудомісткості дозволяє отримати розроблений на основі теорії подібності метод забезпечення моделі від флатера, реверсу та дивергенції, також реалізуючий переваги розробника ВДПМ, який має в своєму розпорядженні дані про натурний ЛА.

Розробка принципів проектування спеціальних пристроїв ВДПМ для дослідження аеродинамічної живучості та вразливості, які дозволяють імітувати у польоті втрату ділянок несучих і керуючих поверхонь, також здійснюється виходячи із необхідності реалізації критеріїв подібності. Експериментальні дослідження, проведені для підтвердження виконання цих вимог на розроблених типових конструкторських розв'язаннях несучих агрегатів великої будівельної висоти, підтвердили можливість адекватного відображення на такій моделі ударного імпульсу сил, які діють на літак при отриманні пошкодження. Для несучих агрегатів малої будівельної висоти ( $h_{стр.м} \leq 15$  мм) розроблені типові конструкції одноразового використання, в яких імітація руйнування здійснюється шляхом підризу лінійного кумулятивного заряду. Для їх практичного застосування довелося експериментально дослідити руйнування плоским кумулятивним струменем оребреної пластини, подвійної перешкоди, перешкоди із композиційних матеріалів і руйнування перешкоди, розміщеної з протилежної сторони від кумулятивного виїмку (відбій струмень), а також виключити при підризі лінійного кумулятивного заряду порушення геометричної подібності крав імітуемого різ' і сусідніх агрегатів моделі.

Наступний, п'ятий розділ дисертації присвячений реалізації критеріїв подібності при проектуванні пружноподібних агрегатів ВДПМ для дослідження особливих польотних ситуацій. Комплекс висуваємих до них вимог особливо складний і суперечливий. На експериментальному відрізку польоту вони повинні мати потребуєму по подібності, порівняно невисоку жорсткість. Цієї жорсткості недостатньо, щоб запобігти флатеру при запуску з землі розгінним ракетним ступенем або забезпечити цілісність моделі при запуску з літака-носія. Цієї жорсткості також недостатньо, щоб витримати посадку по відпрацьованій для ВДПМ схемі.

Проведений теоретичний аналіз показав, що жодна з констук-

### Конструкція пружноподібного корпусного агрегату

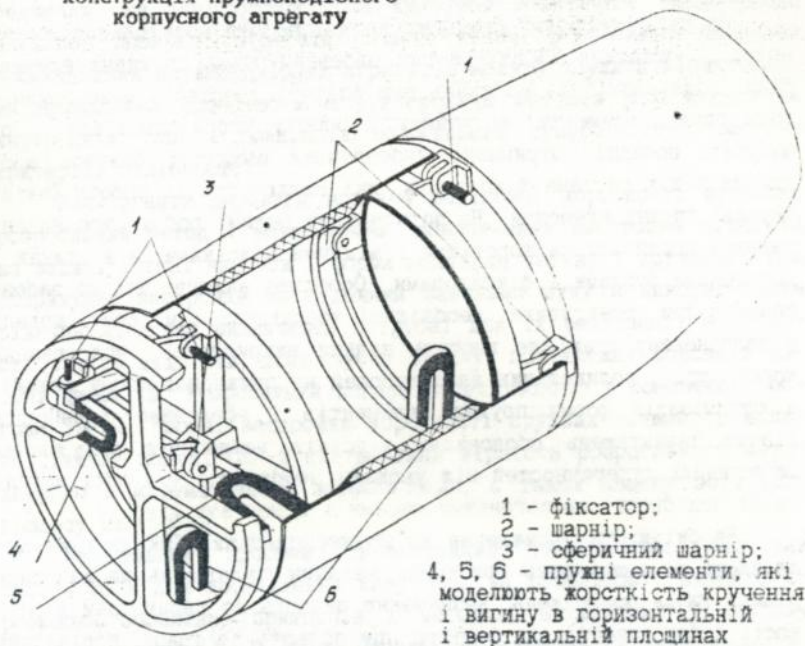


Рис. 4

цій моделей, які раніше застосовувалися при експериментальних дослідженнях явищ аеропружності, не може бути використана для ВДПМ. Задовільнити специфічному для них комплексу вимог може лише конструктивно-силова схема, яка забезпечує для моделі дві незалежні групи режимів силової роботи: подібних по жорсткості та зі збільшеною жорсткістю і міцністю.

Розроблений принцип проектування багаторежимних пружноподібних несучих і корпусних агрегатів ВДПМ полягає в дискретному відображенні пружних властивостей натурального об'єкту в конструкції фізичної моделі та розділенні функцій забезпечення заданої міцності і жорсткості між самостійними елементами її конструктивно-силової схеми. Агрегат моделі (рис. 4) виконується складеним із жорстких та міцних відсіків. Торцеві шпангоути сусідніх відсіків з'єднані між собою шарнірами, розміщеними на рівні моделюємої осі жорсткості, і пружними елементами. Їх деформація забезпечує задану жорсткість моделі. Спеціальні упори і фіксато-

ри можуть виключити пружні елементи з роботи.

На пружноподібних режимах силової роботи моделювання жорсткості і частотних характеристик забезпечується пружними елементами. Якщо амплітуда коливань при флатері зростає і може зруйнувати пружні елементи, вступають у роботу упори-обмежувачі. При запуску, посадці, отриманні небезпечних амплітуд флатера вводиться у дію система фіксаторів, які виключають із роботи (затискують) пружні елементи. На затисненому режимі роботи усе навантаження сприймається жорсткими і міцними відсіками, а в стиках - шарнірними вузлами і фіксаторами. Особливо важливо те, що забезпечення при проектуванні необхідної жорсткості і міцності моделі у затисненому стані не вносить ніяких викривлень у моделювання жорсткості і коливальних властивостей на пружноподібному режимі, а оптимізація форми пружних елементів і ефективне сприйняття діючих навантажень оболонками відсіків забезпечує розв'язання об'єктивних суперечностей між умовами необхідної міцності моделі та її подібності за погонними масами і моментами інерції.

Необхідність проведення на пружноподібних ВДПМ льотних досліджень по визначенню критичних величин пошкоджень та вивченню різних типів пошкоджень, визначенню запасів по параметрам жорсткості і безпечності від флатера при польоті по трасі, порівнянню альтернативних варіантів вдосконалення проектуемого літака і пошуку найбільш ефективних методів враження повітряних цілей гостро ставить питання про потрібну кількість моделей. Значно знизити витрати на виконання програми льотних експериментів і підвищити точність одержуваних даних дозволяє розроблений автором принцип проектування моделей з варіюваними пружними і частотними характеристиками, згідно з яким опори пружних елементів виконуються пересувними, а умовна вісь взаємного повороту відсіків визначається лінією перетину особливих поворотних пластинчатих пружних шарнірів. Слід особливо підкреслити, що розроблений принцип дозволяє досліджувати пошкодження типу повздовжніх довгих вузьких різів\*, при яких вісь жорсткості пошкодженої ділянки і приведений центр вигину у місці прикладення основних зосе-

---

\*Причинами таких пошкоджень можуть бути утомні тріщини, а також дія вражаючих факторів стержневої або мультикумулятивної бойової частини.

реджених сил знаходяться поза контуром зовнішньої геометрично подібної поверхні агрегата. Таким чином, розроблені принципи проектування пружноподібних агрегатів можуть служити характерними прикладами проектно-конструкторських методів розв'язання як внутрішніх, так і зовнішніх об'єктивних суперечностей системи критеріїв подібності.

Реалізувати переваги моделей варіємої жорсткості дозволяє розроблений метод і математичне забезпечення настройки агрегата на задані власні частоти і форми коливань вигину і кручення. При розрахунку настройки за відомими законами руху з використанням рівнянь Лагранжа визначають потрібні для їх реалізації жорсткості стиків відсіків, розв'язуючи задачу, протилежну основній задачі динаміки. Розроблений алгоритм реалізовано у комплексі програм SEPAR. Пробні настройки жорсткості пружних елементів вільнолітарної моделі СКМ-Ф підтвердили вірність розробленого методичного і математичного забезпечення, а також швидку збіжність процесу настройки.

Розв'язання проблем проектування спеціальних бортових систем ВДПМ для дослідження живучості та вразливості змусило до розробки особливих принципів і методів, викладених у востому розділі дисертації. В ньому розглянуті ключові питання проектування систем аварійного гасіння флатера пружноподібних моделей розробленої у попередньому розділі конструктивно-силової схеми. Крім того, запропоновано принцип проектування модельних систем керування для точного визначення шарнірних моментів, згідно з яким у кінематичний ланцюг проводки керування на мінімальній відстані від рульової поверхні включають спеціальний елемент, відносні деформації матеріалу якого відповідають діапазону вимірювання застосовуваних тензорезисторів (таким елементом може бути закінцівка качалки у вигляді балки рівного опору вигину, вузли кріплення якої забезпечують мінімальне прирощення кінематичного і пружного ліфта проводки керування).

При дослідженні пошкоджень горизонтального оперення і пристроїв керування рулями висоти імітація закритичного пошкодження веде до втрати стійкості і керованості в каналі тангажу. ВДПМ при цьому має тенденцію до неконтрольованого росту кута атаки і нормального перевантаження, що веде до "складання" крил, виходу із ладу бортової апаратури і систем посадки моделі. Фактично це

означає втрату ВДПМ не через відмову або методичні помилки, а плансмірно, по мірі виконання програми дослідних пусків. Щоб запобігти цьому, були розроблені принципи проектування систем аварійної стабілізації ВДПМ. На основі комплексного використання методів системного аналізу, теорії розв'язання винахідницьких задач і теорії ефективності авіаційних комплексів синтезована вихідна множина альтернативних варіантів системи, які використовуватимуть керувачий імпульс РДТТ або відбій при вистрілюванні вантажу, випуск додаткової стабілізуючої поверхні, дестабілізація руху моделі, зниження несучих властивостей аеродинамічної схеми та інші принципи. Наступний аналіз дозволив виявити найбільш ефективний варіант швидкодіючої системи короткочасної аварійної стабілізації ВДПМ, яка втратила стійкість і керованість по тангажу. Виконана робота може бути ілюстрацією методичного підходу до розв'язання проблем створення систем ВДПМ, які не мають аналогів у практиці проектування ЛА інших призначень.

У сьомому розділі роботи наведені дані про реальне проектування, проведення наземних експериментів, методичні і прикладні льотні випробування ВДПМ для дослідження особливих польотних ситуацій. Власне, дослідження питань вразливості і живучості конкретних літаків виходить за рамки тематики даної праці. Одержані результати проаналізовані як практичне підтвердження ефективності запропонованих автором принципів, раціональності розроблених методів, технічної здійсненності типових конструкторських розв'язань, зручності застосування методик і спеціального програмного забезпечення. Наземні і льотні експерименти на великомасштабних вільнолітаючих моделях літаків Су-7 і Су-27 (виконані в рамках тем, вказаних у розділах "Впровадження" і "Реалізація результатів") і проведені параметричні дослідження підтвердили, що досягнутий рівень розвитку принципів і методів реалізації критеріїв подібності при проектуванні ВДПМ розглядаємого призначення забезпечує технічну здійсненність вільнолітаючих великомасштабних моделей літаків практично усіх класів, а також можливість експериментального дослідження динаміки польоту і явищ аеропружності при всіх найбільш характерних типах відмов і пошкоджень.

## ОСНОВНІ ВИСНОВКИ

1. З метою забезпечення високої відмовобезпечності та живучості цивільних і військових літаків, а також ефективності комплексів протиповітряної оборони шляхом проектування і випробування великомасштабних вільнолітаючих динамічно подібних моделей (ВДПМ) для дослідження явищ аеропружності і динаміки польоту літаків при відмовах систем і пошкодженнях конструкції розроблено принципи і методи, спрямовані на першочергову і максимально повну реалізацію критеріїв подібності на всіх етапах проектування ВДПМ і забезпечення вірогідного переносу результатів їх випробувань на натурний літак.

2. Для розв'язання на основі теорій подібності і розмірностей проблем концептуального етапу проектування ВДПМ розроблено комплексний метод визначення необхідної і достатньої, детальної і несуперечливої системи критеріїв подібності для моделювання сукупності багатопараметричних процесів різної фізичної природи, який включає метод формування і обробки комплексу модельованих параметрів, одночасне взаємодоповнює застосування ряду відомих і запропонованих автором методів визначення системи критеріїв, а також метод виявлення і розв'язання об'єктивних суперечностей, які можуть зробити технічно нездійсненним подальше проектування ВДПМ.

Проведене дослідження взаємозв'язку динамічної і кінематичної подібності в специфічних умовах експериментів на ВДПМ дозволило визначити для неї умови адекватного відображення маневрів літака на дозвукових та надзвукових швидкостях.

3. Запропоновано принцип визначення основних параметрів і масштабів ВДПМ, який ґрунтується не на аналізі її власних технічних чи економічних характеристик, а на визначенні області режимів польоту літака, які піддаються моделюванню, та аналізі її ефективності шляхом порівняння з заданими для вивчення режимами, а також областями, які забезпечуються альтернативними варіантами технічно здійснених векторів параметрів ВДПМ.

Запропонований принцип покладено в основу комплексного методу формування вигляду ВДПМ, який включає метод визначення області її існування, методик розрахунку області режимів польоту моделі, метод відображення цієї області в область режимів польо-

ту літака, які піддаються моделюванню, а також методи сканування і селекції для остаточного вибору робочого вектора основних параметрів моделі і метод пошуку найбільш ефективного багатоеlementного проектного розв'язання, яке передбачає розробку ряду принципово різних моделей. Розроблений метод реалізований у вигляді діалогового комплексу програм "СДПМ-ЕСКІЗ 2", застосування якого забезпечує можливість використання банку даних і широкого спектра варіантів-прототипів, оперативне визначення основних параметрів і науково-дослідних можливостей ВДПМ або їх ряду.

4. Розроблено побудовані на принципах подібності методи оперативного визначення експлуатаційних навантажень і забезпечення безпечності від флатера, реверсу і дивергенції, які дозволяють значно зменшити трудомісткість проектування ВДПМ для дослідження динаміки польоту без моделювання жорсткості.

5. Для несучих агрегатів малої будівельної висоти (від 4 до 15 мм) запропоновані та експериментально відпрацьовані типові конструкції одноразового використання, які дозволяють імітувати особливу польотну ситуацію шляхом підриву лінійного кумулятивного заряду. Для агрегатів великої будівельної висоти (більш ніж 15 мм) розроблені типові конструкторські розв'язання, які забезпечують багаторазову імітацію втрати в польоті заданих ділянок крила чи оперення. Проведені експериментальні дослідження підтвердили можливість адекватного відображення на ВДПМ моменту ударного імпульсу сил, діючого на літак при отриманні пошкоджень.

6. Розроблено принцип проектування пружноподібних ВДПМ, який дозволяє запобігти їх руйнуванню при запуску, посадці і флатері, а також розв'язати об'єктивні суперечності між критеріями подібності моделі по жорсткості, погонним масам і необхідною міцністю її агрегатів. Принцип полягає в дискретному відображенні пружних властивостей натурального об'єкту в конструкції фізичної моделі і розподілі функцій забезпечення заданої міцності і жорсткості моделі між самостійними елементами її конструктивно-силової схеми. Така модель має два незалежних режими роботи: пружноподібний і затиснений. Маса її пружних елементів не перевищує 1,1...5,6% маси агрегата, а їх висота складає 18...43% будівельної висоти при міцності, в 4 рази перевищуючій потрібну за подібністю.

Для адекватного відображення на ВДПМ найбільш складних ти-

пів пошкоджень розроблені варіанти реалізації принципу, забезпечуючі точну симетрію або задану асиметрію діаграми деформування, від двох до чотирьох незалежних режимів силової роботи, а також моделювання положення зведеного центру вигину на значній відстані від зовнішнього геометрично подібного контуру агрегата. Варіанти реалізації запропонованого принципу конструювання захищені 11 авторськими свідоцтвами.

7. Для оперативного дослідження явищ аеропружності при різних варіантах пошкоджень і модифікаціях конструкції літака, визначення його запасів за параметрами жорсткості і пошуку найбільш ефективних методів ураження повітряних цілей запропоновано принцип проектування пружноподібних моделей з варіюваними пружними і частотними характеристиками, згідно з яким опори пружних елементів у стиках відсіків виконуються пересувними, а умовна вісь взаємного повороту відсіків визначається лінією перетину поворотних пластинчатих пружних шарнірів.

Розроблено методичне і математичне забезпечення настройки такого агрегату на задані власні частоти і форми коливань. Практика його застосування показала швидку збіжність процесу настройки: при початковому розрегулюванні від 48,8% до 388% номінальної жорсткості пружних елементів потрібна власна частота і форма коливань досягається після 3 циклів настройки.

8. На основі комплексного використання методів системного аналізу, теорії розв'язання винахідницьких задач і теорії ефективності авіаційних комплексів синтезовано вигляд швидкодіючої системи короткочасної аварійної стабілізації ВДПМ, яка втратила стійкість і керуваність по тангажу в результаті імітації закритичних варіантів пошкоджень. Виконана робота ілюструє методичний підхід до розв'язання проблем створення систем ВДПМ, які не мають аналогів у практиці проектування ЛА інших призначень.

9. Розроблені автором принципи і методи реалізації критеріїв подібності при проектуванні ВДПМ перевірені, випробувані і підтверджені при проектуванні, виготовленні і льотних випробуваннях вільнолітатарчих моделей літаків Су-27 і Су-7 для дослідження особливих польотних ситуацій усіх основних типів.

10. Проведені за допомогою програмного комплексу "СДПМ-ЗСКИЗ 2" параметричні дослідження показали, що досягнутий рівень розвитку забезпечує можливість моделювання практично усіх класів

сучасних літаків - від легкого спортивного літака Як-52 до надважкого транспортного літака Ан-124.

11. Матеріали дисертаційної роботи впроваджені в НДІ проблем фізичного моделювання, м. Харків; НДІ машинобудування, м. Дзержинськ; ДержНДІАС, м. Москва і в/ч 03444. На сьогодні роботи продовжуються за завданнями Міністерства освіти України, Міністерства машинобудування, військово-промислового комплексу і конверсії України і АНТК "Антонов". Матеріали дисертаційної роботи використані в навчальному процесі ХАІ.

### СПИСОК ПРАЦЬ ПО ТЕМІ ДИСЕРТАЦІЇ

1. Рыженко А. И. Метод получения экспериментальной информации для аттестации математических моделей работы адаптивных систем управления летательными аппаратами // Знаниеориентированные системы поддержки принятых решений. - Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1991. - С. 78-83.

2. Рыженко А. И. Определение системы критериев и масштабов подобия при проектировании свободнолетающих динамически подобных моделей: Учеб. пособие. - Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1992. - 101с.

3. Рыженко А. И. Разработка и испытание свободнолетающих моделей для исследования аэроупругих процессов при получении боевых повреждений // Материалы НТК о путях повышения эффективности летных испытаний и исследований авиационной техники, часть 2. - Жуковский: Предприятие п/я В-8759, 1989. - С. 317-321.

4. Рыженко А. И. Определение амплитудно-частотных характеристик при моделировании агрегата большого удлинения // Усталостные характеристики летательных аппаратов. Вып. 1. - Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1977. - С. 107-115.

5. Рыженко А. И. Методика настройки частотных характеристик физической модели с варьируемой жесткостью // Проблемы физического моделирования критических режимов полета самолетов. Вып. 1. - Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1987. - С. 39-51.

6. Рыженко А. И. Оптимизация компоновки разгонной ракетной установки свободнолетающей модели для исследования флаттера // Вопросы оптимизации тонкостенных силовых конструкций. Вып. 3. - Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1977. - С. 105-111.

7. Рыженко А. И. Взаимосвязь кинематического и динамического подобия в экспериментах на свободнолетающих моделях // Проблемы проектирования летящих моделей для исследования критических режимов полета. - Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1989. - С. 22-32.

8. Рыженко А. И. Алгоритм оптимального проектировочного расчета на ЭЦВМ посадочных устройств свободнолетающей модели для исследования флаттера // Тезисы межвузовского совещания-семинара молодых ученых "Проектирование и оптимизация элементов, устройств и систем летательных аппаратов с использованием ЭВМ". - Харьков: 1977. - С. 82-83.

9. Рыженко А. И. Вопросы прочности при исследовании флаттера на свободнолетающих динамически подобных моделях // XIV научно-техническая конференция молодых специалистов и НТО: Тез. докл. и сообщ. - Киев: Предприятие п/я А-3395, 1977. - С. 71-73.

10. Рыженко А. И., Черановский О. Р., Исаев О. Н., Ефремов В. А. Свободнолетающие модели истребителя для исследования динамики его полета при боевых поbreждениях крыла // ТВФ №1. - 1989. - с. 21-26.

11. Рыженко А. И., Черановский О. Р., Исаев О. Н., Никитин С. Н. Исследование уязвимости летательных аппаратов методом свободнолетающих динамически подобных моделей при нарушении целостности агрегатов планера // БП №3. - 1988. - с. 34-37.

12. Рыженко А. И., Черановский О. Р. Свободнолетающие крупномасштабные модели для исследования критических режимов полета проектируемых авиационных изделий (руководящие технические материалы по начальным этапам реализации комплекса работ). - Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1979. - 103 с.

13. Рыженко А. И., Бетин А. В., Рябков В. И., Черановский О. Р. Определение размеров и массово-инерционных параметров свободнолетающих динамически подобных моделей самолетов: Учеб. пособие. - Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1992. - 101 с.

14. Рыженко А. И., Бетин А. В., Рябков В. И., Черановский О. Р. Автоматизированный расчет основных параметров свободнолетающих динамически подобных моделей самолетов: Учеб. пособие. - Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1992. - 68 с.

15. Рыженко А. И., Ясинский Ф. Г. Принципы моделирования аэроупругих явлений в свободном полете // Вопросы оптимизации тонкостенных силовых конструкций. Вып. 2. - Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1976. - С. 117-125.

16. Рыженко А.И., Ясинский Ф.Г. Критерий осуществимости свободнолетающей модели для исследования флаттера // Вопросы оптимизации тонкостенных силовых конструкций. Вып. 2. - Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1976. - С. 125-132.

17. Рыженко А.И., Ясинский Ф.Г. Критерии подобия при исследовании флаттера на свободнолетающих моделях // Вопросы оптимизации тонкостенных силовых конструкций. Вып. 3. - Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1977. - С. 91-98.

18. Рыженко А.И., Черановский О.Р. Определение критериев подобия при проектировании свободнолетающих моделей для исследования безопасности полетов // Вопросы проектирования и повышения ресурса самолетных конструкций. - Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1989. - С. 94-102.

19. Рыженко А.И., Черановский О.Р., Белый В.Д., Яшин С.А. Определение нагрузок на свободнолетающую динамически подобную модель при посадке // Вопросы оптимизации тонкостенных силовых конструкций. Вып. 2. - Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1976. - С. 55-66.

20. Рыженко А.И., Петров В.А. Модификация метода получения комплекса критериев подобия для проектирования свободнолетающих моделей // Проблемы проектирования летающих моделей для исследования критических режимов полета. - Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1989. - С. 90-100.

21. Рыженко А.И., Калужин И.В. Исследование вопросов моделирования посадки с помощью динамически подобных моделей // Проблемы физического моделирования критических режимов полета самолетов. - Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1987. - С. 51-64.

22. Рыженко А.И., Васильев В.А., Черановский О.Р. Расчетные случаи нагружения цельноповоротного стабилизатора свободнолетающей модели // Вопросы оптимизации тонкостенных силовых конструкций. Вып. 3. - Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1977. - С. 99-105.

23. Рыженко А.И., Бетин А.В., Черановский О.Р. Алгоритм общего проектирования свободнолетающих моделей для исследования безопасности полетов // Вопросы проектирования и повышения ресурса самолетных конструкций. - Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1989. - С. 83-93.

24. Рыженко А.И., Черановский О.Р., Исаев О.Н., Ефремов В.А. Исследование методом свободнолетающих моделей динамики полета самолета при боевых повреждениях крыла и оперения // Материалы

НТК о путях повышения эффективности летных испытаний и исследований авиационной техники, часть 2. - Жуковский: Предприятие п/я В-8759, 1989. - С. 313-317.

25. Рыженко А.И. Комплексный метод определения полной и непротиворечивой системы критериев и масштабов подобия при проектировании свободнолетающих динамически подобных моделей: Отчет о НИР, часть 1. № ГР 01.9.00053658. Инв. № 02.9.10047094. - Харьков: НИИ ПФМ, 1990. - 109 с.

26. Рыженко А.И., Бетин А.В. Применение методов системного анализа к задаче определения основных параметров свободнолетающих моделей: Отчет о НИР. - № ГР 01.9.00053658. Инв. № 02.9.00041378. - Харьков: НИИ ПФМ, 1989. - 21 с.

27. Рыженко А.И., Бетин А.В. Определение ограничений на основные параметры свободнолетающей модели самолета по условиям технической осуществимости: Отчет о НИР. - № ГР 01.9.00053658. Инв. № 02.9.00055490. - Харьков: НИИ ПФМ, 1990. - 33 с.

28. Рыженко А.И., Бетин А.В. Построение области режимов полета, поддающихся моделированию на свободнолетающей модели самолета: Отчет о НИР. - № ГР 01.9.00053658. Инв. № 02.9.00055489. - Харьков: НИИ ПФМ, 1990. - 48 с.

29. Рыженко А.И., Бетин А.В. Инструкция по эксплуатации диалогового комплекса программ "СДПМ-ЭСКИЗ": Харьков: НИИ ПФМ, 1992. - 51 с.

Авторські свідоцтва СРСР

105657, 105658, 594675, 118749, 111056, 113863, 818120,  
140492, 123100, 144296, 119737, 122321, 133484, 139508,  
150185, 152919, 153093, 160383, 162842, 166983, 165208,  
177562, 179064, 181722, 248641, 251007, 257441, 260313,  
269900, 281126, 296989, 308355, 317581, 322696, 326467,  
позитивне рішення № 13993 за заявкою на винахід № 4538999,  
позитивне рішення № 18930 за заявкою на винахід № 4540754.

AB 27.895

**AB 27.895**