

Харківський авіаційний інститут
ім. М.Є. Жуковського

УДК 629.7.027.24

На правах рукопису

КАЛУЖНОВ Ігор Володимирович

КОМПЛЕКСНА МЕТОДИКА ПРОЕКТУВАННЯ
СИСТЕМ НАДУВНОЇ АНОРТИЗАЦІЇ
ВЕЛИКОМАСШТАБНИХ ВІЛЬКОПІТАЮЧИХ МОДЕЛЕЙ

Спеціальність 05.07.02

"Проектування та конструкція літальних апаратів"

автореферат
дисертації на здобуття наукового ступеня
кандидата технічних наук

Харків 1995

ЛННБ України ім.В.Стефаника



00761257 (S)

Дисертація є рукопис.

Робота виконана в Національній бібліотеці фізичного моделювання режимів польоту авіаційному інституті

Науковий керівник - доктор технічних наук
ЧЕРАНОВСЬКИЙ О. Р.

Науковий консультант - доктор технічних наук, професор
СИЛАСЬ А. О.

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

кандидат технічних наук
ІРАНК В. О.

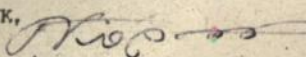
Провідна організація - Київське конструкторське бюро "Луч"

Захист відбудеться "27" жовт. 1995 р. о 14 годині на засіданні спеціалізованої ради Д.02.27.00 у Харківському авіаційному інституті ім. М.Є. Жуковського за адресою: 310070, м. Харків-70, вул. Чкалова, 17.

З дисертацією можна ознайомитися в бібліотеці ХАІ.

Автореферат розіслано "26" верес 1995 р.

Вчений секретар
спеціалізованої ради,
кандидат технічних наук,
професор

 Р.Л. Корнилов

ЛННБ ім. В. Стефаника
АН України

ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

Актуальність роботи. Комплексний підхід до створення нової авіаційної техніки вимагає широкого впровадження методів випереджаючих досліджень льотних характеристик літаків. Льотні випробування натурного літака можуть розглядатися як заключний етап проектування, вони вимагають великих витрат на побудову дослідних зразків літаків і пов'язані з високим ступенем ризику для життя льотчика-випробовувача. Метод оцінки льотних характеристик при продувці геометрично подібних моделей в аеродинамічних трубах не забезпечує повноти інформації через неможливість дослідження перехідних та неусталених режимів польоту літака. Для дослідження таких режимів у практиці вітчизняного та закордонного літакобудування використовуються вільнолітаючі динамічно подібні моделі (ВДМ). До ВДМ висувається складний комплекс вимог, виконання котрих забезпечує проведення льотних досліджень з мінімальні строки і з високою вірогідністю отримуваних результатів. Однією з головних вимог є багаторазовість використання ВДМ, що дозволяє забезпечити вірогідність отримуваних результатів. Це можливо лише за використання досить надійної та ефективної системи посадки ВДМ.

Е останній час широкого застосування як амортизаційні пристрої набули надувні амортизатори, котрі мають високу енергоємність, малу масу і габарити у складеному стані, можливість простого регулювання кружних властивостей. У надувних амортизаторах робочим тілом є газ, поміщений у м'яку оболонку.

ВДМ є специфічним об'єктом проектування порівняно з іншими літальними апаратами, тому питання мінімізації маси бортових систем, використання економічних критеріїв під час вибору параметрів системи посадки є актуальними.

У зв'язку з цим створення комплексної методики проектування систем надувної амортизації (СНА) ВДМ є складним завданням, для розв'язання якого необхідно розробити набір математичних та фізичних моделей різних ступенів складності.

Метою даної дисертаційної роботи є створення методики проектування СНА ВДМ, спрямованої на скорочення строків і зменшення вартості проведення випереджаючих льотних досліджень за допомогою ВДМ шляхом раціонального поєднання методів математичного

та фізичного моделювання процесу приземлення.

Для досягнення цієї мети у даній роботі поставлені наступні завдання:

1. Розробити математичну модель надувного амортизатора (НА), дослідити вплив його конструктивно-технічних параметрів на масу та коефіцієнт повноти діаграми обтискання.

2. Сформувати математичну модель і провести оптимізацію параметрів системи "амортизатор - парашут - конструкція ВДПМ".

3. Дослідити вплив техніко-економічних параметрів СНА на вартість проведення програми досліджень характеристик створюваних літаків за допомогою ВДПМ.

4. Розробити і впровадити експериментальний комплекс визначення параметрів руху об'єкту від час приземлення на НА.

5. Впровадити технічні рішення з підвищення ефективності СНА у дослідному виробництві ВДПМ.

Наукова новизна роботи полягає в тому, що вперше:

- створена комплексна методика проектування СНА ВДПМ, спрямована на скорочення строків і зменшення вартості проведення випереджаючих льотних досліджень за допомогою ВДПМ шляхом раціонального поєднання методів математичного та фізичного моделювання процесу приземлення;

- запропонована математична модель надувного амортизатора типу "горизонтальний циліндр", побудована на використанні повної несучої здатності матеріалу оболонки;

- запропонована математична модель системи "амортизатор - парашут - конструкція ВДПМ";

- створена методика оцінки впливу техніко-економічних параметрів системи амортизації на вартість проведення програми досліджень за допомогою ВДПМ;

- запропоновано комплекс критеріїв та масштабів подібності, які забезпечують відображення процесу приземлення ВДПМ під час його фізичного моделювання;

- запропоновано нові технічні рішення конструкції амортизаторів, які забезпечують підвищення їх ефективності, з також зростання працездатності усієї системи посадки.

На захист вноситься:

- комплексна методика проектування СНА, спрямована на скорочення строків та зменшення вартості проведення випереджаючих

льотних досліджень за допомогою ВДПМ шляхом раціонального поєднання методів математичного та фізичного моделювання;

- математична модель НА типу "горизонтальний циліндр", побудована на використанні повної несучої здатності матеріалу оболонки;

- математична модель та результати оптимізації системи "амортизатор - парашут - конструкція ВДПМ" з використанням єдиної цільової функції;

- методика оцінки впливу техніко-економічних параметрів СНА на вартість проведення програми досліджень за допомогою ВДПМ;

- комплекс критеріїв та масштабів подібності, що забезпечують відображення процесу приземлення ВДПМ під час його фізичного моделювання;

- результати теоретичних та експериментальних досліджень впливу параметрів СНА на динаміку руху та навантаження під час приземлення ВДПМ.

Практична значущість полягає у тому, що:

- розроблена методика проектування СНА забезпечує на стадії ескізного проектування ВДПМ вибір схеми та оптимальних параметрів СНА, парашутної системи, конструкції ВДПМ, визначення навантажень під час приземлення;

- на стадії доведення конструкції СНА при експериментальних модельних скиданнях отримані критерії і масштаби подібності забезпечують мінімальний обсяг робіт з використанням стендової динамічно подібної моделі (ДПМ) за високої вірогідності отримуваних результатів.

Впровадження. Методика проектування СНА, стенд для скидання ДПМ і вимірвальний комплекс впроваджені під час виконання господарських робіт: ПКМ 27/86 та ПКМ 26/89 по створенню виробу ДМБ.12 в інтересах Московського машинобудівного заводу ім. А.І. Мікояна; ПКМ 2/93 по створенню виробу ЛМ-01 в інтересах державного Київського конструкторського бюро "Луч"; ПКМ 4/92 по створенню виробу СЛМА-21 в інтересах авіаційно-технічної фірми "Аеро"; теми "Модель" по створенню виробу СЛМТ-10С6 та теми "ХАТ-70" по створенню виробу СЛМХ-70 в інтересах НД ПКМ.

Апробація роботи. Основні положення роботи доповідалися і обговорювалися на науково-технічній конференції (ХАТ, 1987 р.), засіданні кафедри "Систем порятунку та життязабезпечення" (МАІ,

1988, 1989 рр.), на Всесоюзній конференції "Проблеми створення і випробувань великомасштабних літаючих моделей" (ЛДІ, 1990 р.) і отримали позитивну оцінку.

Публікації. Основні положення дисертаційної роботи опубліковані у 3-х друкованих працях. За результатами роботи отримано 28 авторських свідоцтв. Матеріали дисертації використовувалися при написанні 4-х науково-технічних звітів.

Обсяг і структура роботи. Дисертаційна робота викладена на 94 сторінках машинописного тексту, ілюстрована рисунками і таблицями на 102 сторінках, складеться із вступу, п'яти розділів, висновку та додатків. Список використаних джерел містить 96 найменувань.

ЗМІСТ РОБОТИ

У вступі обґрунтована актуальність теми, проведено огляд за тематикою роботи, сформульована мета досліджень, наукова новизна і коротко викладено зміст дисертації.

Питання теоретичного та експериментального вивчення питань проектування систем амортизації розглядалися у працях Баженова В.І., Осіна М.М., Белавського А.А., Комарова С.С., Кулжинського С.С., Магулі В.Е., Непійводи В.Г., Ручина А.П., Риженка О.І., Черановського О.Р., Епштейна А.А. та ін.

У першому розділі наведені особливості проектування ВДПМ, що впливають на вибір параметрів її системи. На основі аналізу існуючих систем посадки для використання на ВДПМ вибрана парашутна система в поєднанні з системою надувної амортизації. Обґрунтовано вибір цільової та оціночної функцій визначення параметрів СНА.

ВДПМ є безпілотним літальним апаратом, спеціально створеним для експериментальних досліджень льотних характеристик сучасних та перспективних літаків. Проектування бортових систем ВДПМ повинно проводитися з урахуванням особливостей ВДПМ, що відрізняють її від інших літальних апаратів. До них належать: залежність розмірів ВДПМ від завдань, що розв'язуються у льотних дослідженнях, та вибраних критеріїв подібності; геометрична подібність обводів ВДПМ натурному літку; подібність за масво-інерційними характеристиками, а також велике значення економічних критеріїв

оцінки ефективності створення ВДПМ.

Вибір типу системи посадки істотно впливає на параметри ВДПМ, тому він повинен здійснюватися з урахуванням не лише загальних вимог до системи посадки, але й специфічних, що випливають із особливостей проектування ВДПМ. Так, особливості ВДПМ не дозволяють застосувати відомі системи посадки: як літак, у сітку, підхоплення у повітрі. Переваги парашутно-амортизаційної системи посадки для використання на ВДПМ полягають у наступному: низька вартість приземлення, висока надійність роботи і стабільність характеристик, низькі вимоги до площадки приземлення, достатня стійкість під час приземлення в умовах вітрового зносу. З усіх існуючих систем амортизації найбільш повно задовільняють вимогам до амортизації ВДПМ системи надувної амортизації, оскільки мають малу масу і габарити у складеному стані, прості і надійні у роботі, їх відзначає низька вартість і багаторазовість використання, можливість приземлення на будь-який ґрунт.

СНА характеризуються рядом параметрів і з метою вибору критеріїв їх оптимізації у робіт і розглянуто зв'язки параметрів СНА з параметрами інших систем ВДПМ, зокрема, парашутної системи та конструкції ВДПМ, що сприймає навантаження під час приземлення. Усі критерії ефективності, що дозволяють оптимізувати технічні параметри СНА можуть бути зведені до одної цільової функції - величини маси, що включає масу СНА, масу парашутної системи і масу конструкції ВДПМ, яка сприймає навантаження під час приземлення. Цільова функція характеризує лише технічні параметри СНА, а для ВДПМ визначакчими є економічні показники ефективності, тому за оціночну функцію для вибору із декількох альтернативних варіантів конструкцій СНА вибрано вартість виконання програми льотних досліджень за допомогою ВДПМ і наведено вираз для її визначення.

У другому розділі роботи сформовані і досліджені математична модель надувного амортизатора та його системи газонаповнювання. Наведені результати оптимізації параметрів СНА при заданому рівні навантажень та енергоємності.

Амортизатори типу "вертикальний циліндр" та "колокол", які використовуються нині, не дозволяють раціонально використовувати матеріал оболонки і регулювати в них тиск залежно від напрямку вітрового зносу. У роботі розглядаються амортизатори з бічними

циліндричними та кутовими сферичними заокругленнями. Амортизатори мають початковий надлишковий тиск і систему клапанів з частково регульованою площею прохідного перерізу залежно від тиску в оболонці та напрямку вітрового зносу. Особливістю такого амортизатора є можливість мінімізації маси оболонки за рахунок раціонального її навантаження за увесь час обтиску. Ця особливість ґрунтується на тому, що погонне навантаження в оболонці з циліндричними заокругленнями дорівнює

$$T = P \cdot \frac{H}{2},$$

де P - надлишковий тиск в оболонці;
 H - поточне значення висоти амортизатора.

При цьому, з обтиском амортизатора і зменшенням висоти тиск підвищується, а навантаження у тканині оболонки залишається постійним. При математичному моделюванні обтиску амортизатора запропонована схема його роботи, що складається із двох етапів (рис. 1). На першому етапі відбувається стиснення газу в оболонці у відповідності з законом $P \cdot H = \text{const}$, на другому етапі після відкриття клапанів відбувається регулювання витікання газу для підтримання постійного зусилля обтиску $F_M = \text{const}$. Довести припустимість прийняття такої моделі дозволяє порівняння результатів її розрахунку (рис. 1, суцільна лінія) з діаграмою обтиску амортизатора, отриманою при розв'язанні диференціальних рівнянь стиснення та витікання газу із оболонки амортизатора (рис. 1, переривчаста лінія).

Для прийнятої схеми роботи амортизатора та заданої його енергоємності отримано рівняння, що пов'язують параметри надувального амортизатора

$$\begin{aligned} & (\ln(H_0) - \ln(H_0 - H_1)) \cdot L_1^2 + \pi \cdot (H_0 \cdot (\ln(H_0) - \ln(H_0 - H_1)) - H_1) \cdot L_1 + \\ & + \frac{\pi}{16} \cdot H_0^2 \cdot (\ln(H_0) - \ln(H_0 - H_1)) - \frac{\pi}{16} \cdot H_0 \cdot H_1 - \frac{\pi}{32} \cdot H_1^2 - \\ & - \frac{1}{c} \cdot \dots - F_M \cdot (H_0 - H_1) = 0; \end{aligned}$$

$$L_1^2 + H_1 \cdot \pi \cdot L_1 + \frac{\pi}{16} \cdot H_0^2 - \frac{F_M \cdot (H_0 - H_1)}{c} = 0,$$

де c - параметр міцності матеріалу оболонки;

L_1 - лінійний розмір амортизатора.

Для заданої енергоємності та максимального навантаження на амортизатор отримано залежності маси США від розмірів амортизатора (рис. 2). Криві залежності маси США від початкової висоти

амортизатора мають чіткі виражені мінімуми, положення якого залежить від вихідних значень E та F_m . Мінімум на графіках має пологий характер, що дозволяє додатково враховувати під час проектування оптимального амортизатора конструктивні обмеження. При цьому величина коефіцієнту довноти діаграми для СНА мінімальної маси знаходиться у межах $\eta=0,44\dots0,62$, а маса СНА з $\eta=1$ більша за мінімальну у 2...3 рази.

Параметри СНА і парашутної системи пов'язані між собою швидкістю зниження під парашутом, котра визначає енергоємність СНА. Спільний аналіз залежності маси СНА, отриманої у роботі, та маси парашутної системи, наведеної у працях С.С. Кулжинського, від енергоємності СНА дозволив побудувати графіки залежності маси парашуто-амортизаційної системи посадки від кінетичної енергії зниження ВДПМ і визначити, що оптимальною є швидкість зниження під парашутом 8...11 м/с при різних рівнях допустимих навантажень (рис. 3).

У третьому розділі роботи проведена оптимізація параметрів СНА з урахуванням характеристик парашутної системи та силової конструкції ВДПМ, що сприймає навантаження під час приземлення. Проведено аналіз динаміки м'якої посадки об'єкту на надувні амортизатори з використанням програми розрахунку траєкторії руху під час приземлення. Наведені приклади розрахунку параметрів СНА виробу ДМ5.12, дослідження цільової та оціночної функцій.

Навантаження на ВДПМ під час приземлення обмежуються наступними величинами: допустимим перевантаженням бортового обладнання і несучою здатністю планера моделі, так, припустима величина згинального моменту крила від дії розташованого під ним надувного амортизатора (рис. 4) вводить додаткові обмеження при визначенні області існування надувних амортизаторів та мінімізації їх маси. Тому при дослідженні цільової функції уведена величина додаткової маси конструкції $M_{\text{дод}}$, що виникає у випадку, якщо навантаження під час посадки перевищують польотні.

Для дослідження впливу параметрів надувних амортизаторів на масу СНА в умовах обмеження допустимих перевантажень і несучої здатності крила, отримано систему рівнянь

$$F_v \cdot \left(1 + 4 \cdot K_z \cdot \frac{V_{\text{н.н}}}{(4 \cdot L_3 + 2 \cdot L_1 + \pi \cdot H_1)} \right) \cdot \left[\frac{L_1}{K_z} + \frac{\pi}{2} \cdot H_1 \right] \cdot (L_3 + L_1 +$$

$$+ \frac{\pi}{2} \cdot H_1 - L_4)^2 - 2 \cdot M_{1a} \cdot (K_a \cdot L_1^2 + \frac{\pi}{2} \cdot H_1 \cdot L_1 \cdot (1 + K_a) + \frac{\pi}{16} \cdot H_1^2) = 0;$$

$$L_1^2 + L_1 \cdot \frac{\pi \cdot H_1}{2 \cdot K_a} \cdot (1 + K_a) - \frac{F_v \cdot (H_0 - H_1)}{K_a \cdot c} + \frac{\pi \cdot H_1^2}{16 \cdot K_a} = 0;$$

$$L_1^2 + L_1 \cdot \frac{\pi \cdot (1 + K_a)}{2 \cdot K_a} \cdot \left(H_0 - \frac{H_1}{\ln(H_0) - \ln(H_0 - H_1)} \right) + \frac{\pi}{16 \cdot K_a} \cdot \left(H_0^2 - \frac{2 \cdot H_1 \cdot H_0 - H_1^2}{2 \cdot (\ln(H_0) - \ln(H_0 - H_1))} \right) + \frac{F_v \cdot (H_0 - H_1) - \pi}{K_a \cdot (\ln(H_0) - \ln(H_0 - H_1))} = 0.$$

Числове розв'язання системи дозволяє мінімізувати масу надувних амортизаторів при прийнятих обмеженнях навантажень під час приземлення. Наведені результати (рис. 2) вказують на істотний вплив величини допустимого навантаження на крило на масу та інші параметри надувних амортизаторів.

Для дослідження цільової функції побудована область існування системи амортизації, парашутної системи і конструкції планера ВДПМ (рис. 5). При цьому за обмеження прийнято умови динамічної подібності ВДПМ ($M_k \leq M_{k,d}$), умови існування ВДПМ як дослідного інструменту ($\mu_{оп} \leq \mu_{оп,d}$) і допустимі перевантаження на бортове обладнання ($n_y \leq n_{y, дод}$). Область, що визначається графіком $M_{оп} = f(n_y)$ та обмеженнями $\mu_{оп} \leq \mu_{оп,d}$ і $n_y \leq n_{y, дод}$, є областю існування системи посадки, а мінімальне значення маси відповідає максимальному значенню допустимого перевантаження $n_{y, дод}$. Пряма АВ графіку відповідає масі конструкції моделі, на котру спирається надувний амортизатор, розрахований на польотні навантаження, а точка В відповідає зусиллю амортизатора, при якому навантаження в польоті і під час приземлення однакові. Область, обмежена графіком залежності $M_k = f(n_y)$ і обмеженням $M_k \leq M_{k,d}$ є областю існування конструкції моделі.

Маса системи "амортизатор - парашут - конструкція ВДПМ" не є єдиним показником ефективності при проектуванні СНА. Доцільність використання в СНА ВДПМ різних конструкторських та технологічних рішень може бути визначена лише за використання оціночної функції - вартості виконання програми льотних досліджень. У роботі проведено дослідження з можливості використання для ооо-

$F \cdot 10^4, \text{MПа}$

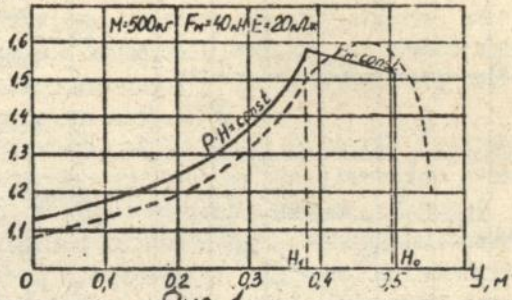


Рис. 1

$M_{\text{max}}, \text{kr}$

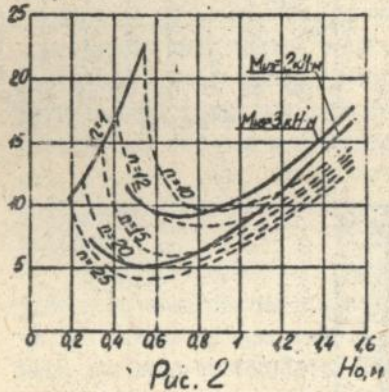


Рис. 2

M, kr

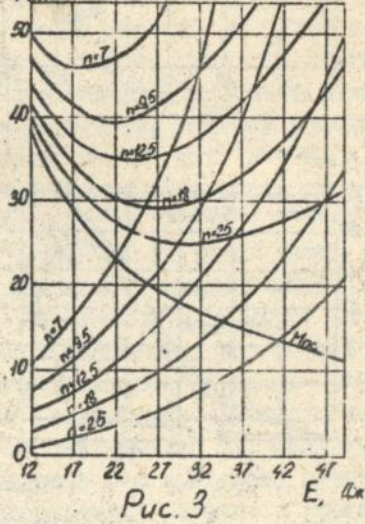


Рис. 3

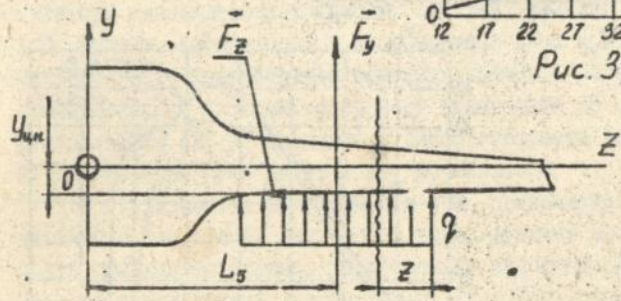


Рис. 4

M, кг

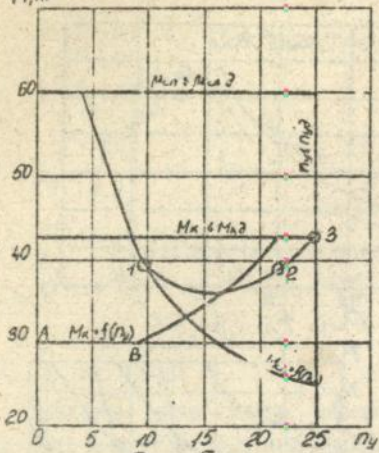


Рис. 5

Q, Н·с⁻²

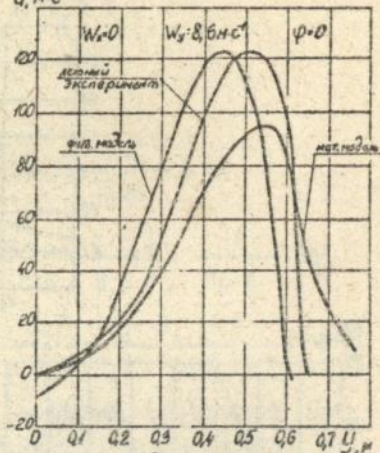


Рис. 6

Q, Н·с⁻²

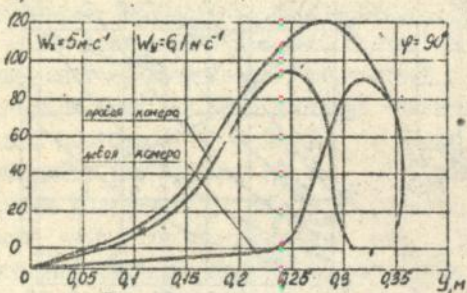


Рис. 7

Q, Н·с⁻²

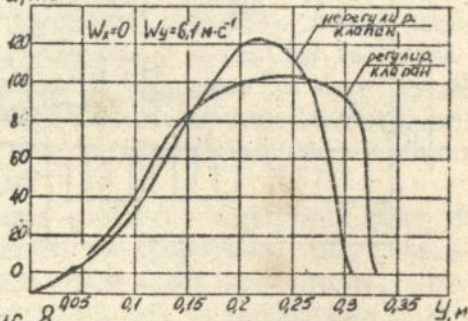


Рис. 8

лонок амортизаторів різних типів тканин і систем газонаповнювання і отримано результати, які свідчать про доцільність вигористання на ВДПМ оболонки із капронової тканини та газобалонної ежекторної системи газонаповнювання із умови мінімальної вартості програми льотних досліджень на ВДПМ.

Для уточнення параметрів СНА в роботі проведено дослідження динаміки процесу приземлення об'єкту на НА. Отримано систему рівнянь плоского руху об'єкту в проєкціях на осі нерухокої системи координат. Особливості динаміки руху є методи забезпечення стійкості об'єкту, що використовуються під час приземлення в умовах вітрового зносу. Перший метод полягає у зменшенні величини діючого на об'єкт перекидного моменту шляхом виключення із конструкції амортизаторів елементів, що передають на об'єкт силу тертя об ґрунт до моменту торкання об'єктом поверхані ґрунту. Другий метод полягає у створенні протиперекидного моменту шляхом регулювання тиску в амортизаторах залежно від напрямку і швидкості вітрового зносу. Комплексне застосування двох методів дав найбільший ефект для забезпечення стійкості об'єкту під час приземлення.

Четвертий розділ присвячено отриманню вихідних даних для фізичного моделювання процесу приземлення на надувні амортизатори. На основі використання формально-математичного методу отримано комплекс критеріїв та масштабів подібності, які забезпечують відображення на моделі параметрів натурального процесу.

Питання фізичного моделювання приземлення на пневмоамортизатори розглядалися у працях Л.А. Епштейна, С.С. Комарова, А.П. Ручина. Розбіжності у пропонованих ними комплексах впливаючих на процес параметрів і розгляд взаємодії об'єкту з пневмоамортизаторами як єдиного процесу призводить до суперечностей у результатах, які не дозволяють використовувати їх при моделюванні приземлення ВДПМ на надувні амортизатори.

У даній роботі рух ВДПМ під час приземлення, стиснення і витікання газу із амортизаторів через фізичну різнирдіють процесів розглянуто окремо, що дозволило використати два комплекси критеріїв подібності і отримати на їх основі різні співвідношення масштабів параметрів руху ВДПМ і газу. Розгляд механічного руху ВДПМ під час приземлення на амортизатори і використання критеріїв Фруда, Коші, Струхалія, Ньютона дозволили отримати мас-

штаби подібності в окремих випадках моделювання приземлення на м'який та твердий ґрунт. Під час приземлення на твердий ґрунт масз моделі не залежить від лінійного масштабу, а залежить лише від масштабу сил. Такий результат дозволяє розширити можливості моделювання приземлення.

Дослідження газодинамічних процесів при обтиску надувних амортизаторів і використання критеріїв Ейлера, Коші, Струхаля, Ньютона дозволило отримати масштаби подібності, котрі повинні виконуватися при моделюванні. Аналіз окремих випадків дозволив запропонувати технічно простий випадок моделювання приземлення об'єкту на надувні амортизатори, за якого маса моделі пропорційна квадрату лінійного масштабу, а модельна швидкість витікання газу і тиск в амортизаторі дорівнюють натурним.

У п'ятому розділі наведено опис експериментальної частини роботи. Описано дослідний комплекс для проведення стендових скидань зменшеної ДПМ і обробки результатів експериментів. Наведено результати обробки і їх порівняння з теоретичними розрахунками. Визначено відносні похибки вимірювань перевантажень в стендовому та льотному експериментах. Описана конструкція СНА виробу ДМ5.12, спроектованого з використанням запропонованої методики.

Експерименти з приземлення ДПМ проводилися на стенді типу "похила гірка", який дозволяє імітувати вітровий знос і будь-яку орієнтацію під час приземлення. Математична обробка показань встановлених на ДПМ датчиків прискорень дозволила побудувати траєкторію руху ДПМ у процесі обтиску амортизаторів, а кінограми приземлення дали можливість уточнити початкові умови приземлення і підтвердити достатню стійкість під час приземлення з вітровим зносом. Результати стендових скидань виявили, що величина перевантаження, отримана при математичному моделюванні процесу приземлення відрізняється від експериментальної на 25...30% (рис. 6). Тому розрахунок може використовуватися для попереднього визначення параметрів СНА з наступним уточненням за результатами експериментів.

Визначено похибки вимірювання перевантажень при стендовому та льотному експериментах. Значення перевантажень, отриманих при стендових експериментах, розташовані всередині довірчого інтервалу, визначеного з довірчою ймовірністю 90%. Результати льотних експериментів виявили, що відмінність перевантаження від даних

стендових скидань не перевищує 2% (рис. 6), що свідчить про високу точність методу фізичного моделювання приземлення.

Експериментальне підтверджено високу ефективність технічних рішень, які забезпечують підвищення стійкості під час приземлення зі зносом - регулюванням клапанів амортизаторів залежно від напрямку зносу (рис. 7) і від тиску в оболонці амортизатора (рис. 8).

ОСНОВНІ РЕЗУЛЬТАТИ І ВИСНОВКИ

1. Проведеними в роботі дослідженнями встановлено, що найбільш ефективною системою посадки для ВДПМ є парашутна система у поєднанні зі СНА, яка використовує амортизатори типу "горизонтальний циліндр" з ефектом автоматичного регулювання тиску під час приземлення в умовах вітрового зносу, що раціональне поєднання методів математичного - фізичного моделювання дозволяє скоротити строки створення СНА, а основні параметри СНА істотно впливають на вартість проведення випереджаючих льотних досліджень за допомогою ВДПМ.

2. Розроблено математичну модель роботи НА типу "горизонтальний циліндр", яка дозволяє визначити його геометричні та конструкційні параметри, побудовану на раціональному використанні несучої здатності матеріалу оболонки. Отримано залежності, які дозволяють визначити величину коефіцієнту повноти діаграми обтиску НА мінімальної маси $\eta=0,44\dots0,62$ залежно від навантажень та енергоємності.

3. Проведено оптимізацію параметрів системи "амортизатор - парашут - конструкція ВДПМ" з використанням єдиної цільової функції, на її основі запропонована методика спільного проектування, яка дозволяє зменшити масу системи у 1,2...1,8 разів.

4. Розроблено методику розрахунку плоского руху і на її основі створено і відлагоджено програму розрахунку, яка забезпечує максимальну зручність роботи для користувача, дозволяє вивчати вплив параметрів СНА на динаміку руху ВДПМ під час приземлення і виконувати попередні конструкторські розрахунки при проектуванні СНА.

5. Досліджено вплив техніко-економічних параметрів СНА на вартість проведення програми досліджень за допомогою ВДПМ. Показано

з'яно, що використання тканин СВМ і газогенераторних систем газонаповнювання недоцільне через збільшення на 30% вартості програми досліджень, незважаючи на 32% зниження маси СНА.

6. Отримано комплекс масштабів подібності, виконання яких при фізичному моделюванні процесу приземлення ВДПМ на НА забезпечує відображення натурального процесу за допомогою модельного. Встановлено, що масштаби подібності параметрів ВДПМ і НА різні через фізичну різnorodність задач динаміки твердого тіла і газової динаміки.

7. Проведено оцінку вірогідності розроблених математичних і фізичних моделей шляхом ідентифікації за експериментальними результатами льотних досліджень, котра показала раціональність використання математичних моделей на попередніх етапах проектування СНА (через велику відносну похибку визначення величини перевантаження - до 30%), а фізичної моделі - на етапі остаточного визначення параметрів СНА (відносна похибка визначення перевантаження 5%).

8. Розроблено і впроваджено стенд для експериментальних скидань фізичних моделей і натурних ВДПМ з імітацією вітрового зносу, комплекс для вимірювання параметрів руху ВДПМ під час приземлення і обробки результатів.

9. На основі проведених у дисертації досліджень запропоновано практичні рішення по зменшенню перекидного моменту і створенню протиперекидного моменту для підвищення стійкості ВДПМ під час приземлення. Встановлено, що у процесі приземлення відбувається автоматичне регулювання тиску в амортизаторах залежно від напрямку і швидкості вітрового зносу.

10. Розроблена методика вибору визначаючих параметрів СНА і технічні рішення конструкції СНА впроваджені у дослідному виробництві і льотних випробуваннях ВДПМ ДМ5.12 в інтересах ММЗ ім. А.І. Мікояна (м. Москва), при проектуванні виробу ЛМ-01 в інтересах ККБ "Луч" (м. Київ), виробу СЛМА-21 інтересах авіаційно-технічної фірми "Аеро" (м. Харків), виробу СЛМТ-10С6 та СЛМХ-70 в інтересах НДІ ПКМ (м. Харків).

11. Запропоновані моделі значітьшого орієнтовані на специфіку ВДПМ, але після деякого несуттєвого допрацювання, вони можуть використовуватися при створенні систем посадки інших літальних апаратів.

Основні положення дисертації опубліковано в наступних роботах автора:

1. Выбор системы посадки динамически подобной летающей модели //Проектирование самолетных конструкций и их соединений.- Харьков: ХАИ, 1986.

2. Исследование вопросов моделирования посадки с помощью динамически подобных моделей //Проблемы физического моделирования критических режимов полета самолетов.- Харьков: ХАИ, 1987. (У співавторстві с О.І. Риженком).

3. Моделирование процесса приземления летательного аппарата на надувной амортизатор //Проблемы проектирования свободнолетающих динамически подобных моделей.- Харьков: НИИ КЭМ, 1989.

4. А.с. № 170755 СССР МКИ³ В64С25/С3, G01M9/00. Свободнолетающая динамически подобная модель летательного аппарата /О.Р. Черановский, В.Д. Белый, Г.В. Лавриненко, И.В. Калужин, В.А. Яценко, П.В. Мелихов (СССР).- № 301872/40-23; Заявлено 19.05.81 г.

5. А.с. № 185334 СССР МКИ³ В64D17/36. Парашютная система летающей модели /И.В. Калужин, Г.В. Лавриненко, В.Д. Белый, В.А. Яценко (СССР).- № 3042374; Заявлено 24.05.82 г.

6. А.с. № 125525 СССР МКИ³ F16F7/12. Амортизационное устройство летающей модели /О.Р. Черановский, В.Д. Белый, Г.В. Лавриненко, И.В. Калужин (СССР).- № 3043452/40-23; Заявлено 4.06.82 г.

7. А.с. № 200912 СССР МКИ³ В64С25/57. Амортизационная система динамически подобной летающей модели /И.В. Калужин, В.М. Кордас, Г.В. Лавриненко (СССР).- № 3059893/40-23; Заявлено 7.02.83 г.

8. А.с. № 215307 СССР МКИ³ G01M9/00, В64С25/00. Свободнолетающая динамически подобная модель летательного аппарата /В.Д. Белый, Г.В. Лавриненко, И.В. Калужин, С.А. Суслов (СССР).- № 3080772/40-23; Заявлено 3.01.84 г.

9. А.с. № 215353 СССР МКИ³ В64D1/14. Амортизационная система динамически подобной летающей модели /И.В. Калужин, Г.В. Лавриненко, А.М. Клименков, С.А. Суслов (СССР).- № 3091339/40-23; Заявлено 18.06.84 г.

10. А.с. № 216408 СССР МКИ³ В64D1/1. Амортизационная система динамически подобной летающей модели /И.В. Калужин, Г.В. Лавриненко, М.Г. Девятьяров (СССР).- № 3091340/40-23; Заявлено 18.06.84 г.

11. А.с. № 235463 СССР МКИ³ В64D1/14. Амортизационная система

динамически подобной летающей модели /И.В. Калужин, П.Д. Федюшин, Г.В. Лавриненко, С.А. Суслев (СССР).- № 3116552/ 40-23: Заявлено 10.06.85 г.

12. А.с. № 235464 СССР МКИ³ В64С25/58. Надувной амортизатор летательного аппарата /И.В. Калужин, С.А. Суслев, П.Д. Федюшин, Г.В. Лавриненко (СССР).- № 3116553/40-23: Заявлено 10.06.85 г.

13. А.с. № 239824 СССР МКИ³ В64D1/14. Амортизатор для летающей модели /И.В. Калужин, Г.В. Лавриненко, А.М. Клименков, С.А. Суслев (СССР).- № 3123206/40-23: Заявлено 6.09.85 г.

14. А.с. № 239825 СССР МКИ³ В64D1/14. Надувной амортизатор для летающей модели /И.В. Калужин, Г.В. Лавриненко, А.М. Клименков, С.А. Суслев (СССР).- № 3123207/40-23: Заявлено 6.09.85 г.

15. А.с. № 240988 СССР МКИ³ В64С25/58. Амортизатор для посадки летающей модели /И.В. Калужин, Г.В. Лавриненко, А.М. Клименков, С.А. Суслев (СССР).- № 3123205/40-23: Заявлено 6.09.85 г.

16. А.с. № 241055 СССР МКИ³ В64С25/00, С01М9/00. Свободнолетающая динамически подобная модель летательного аппарата /Г.В. Лавриненко, И.В. Калужин, С.А. Суслев, П.Д. Федюшин (СССР).- № 3124323/40-23: Заявлено 23.09.85 г.

17. А.с. № 261515 СССР МКИ³ В64D1/14. Надувной амортизатор динамически подобной летающей модели /И.В. Калужин, А.А. Дунаев, С.А. Суслев, Г.В. Лавриненко (СССР).- № 3156505/40-23: Заявлено 14.10.86 г.

18. А.с. № 261516 СССР МКИ³ В64С25/58, В64D1/14. Надувной амортизатор беспилотного летательного аппарата /И.В. Калужин, А.А. Дунаев, Г.В. Лавриненко, С.А. Суслев (СССР).- № 3156506/40-23: Заявлено 14.10.86 г.

19. А.с. № 261517 СССР МКИ³ В64D1/14. Амортизатор для посадки летающей модели /И.В. Калужин, П.Д. Федюшин, С.А. Суслев, А.А. Дунаев (СССР).- № 3156507/40-23: Заявлено 14.10.86 г.

20. А.с. № 269947 СССР МКИ³ В64D1/14. Надувной амортизатор летающей модели /И.В. Калужин, С.А. Суслев, Г.В. Лавриненко, А.А. Дунаев (СССР).- № 3169170/40-23: Заявлено 24.04.87 г.

21. А.с. № 269948 СССР МКИ³ В64D1/14. Надувной амортизатор для динамически подобной летающей модели /И.В. Калужин, Г.В. Лавриненко, С.А. Суслев, А.А. Дунаев (СССР).- № 3169171/40-23: Заявлено 24.04.87 г.

22. А.с. № 271089 СССР МКИ³ В64D1/14. Амортизационная система

динамически подобной летающей модели /И.В. Калужин, С.А. Суслов, А.А. Дунаев, Г.В. Лавриненко (СССР).- № 3169169/40-23: Заявлено 24.04.87 г.

23. А.с. № 287729 СССР МКИ³ В64D17/02. Парашют /И.В. Калужин, Г.В. Лавриненко, С.А. Суслов, П.Д. Федишин (СССР).- № 3195148 /40-23: Заявлено 14.03.88 г.

24. А.с. № 288689 СССР МКИ³ В64D1/14. Система надувной амортизации беспилотного летательного аппарата /И.В. Калужин, С.А. Суслов, П.Д. Федишин, А.А. Дунаев (СССР).- № 3194266/40-23: Заявлено 14.03.88 г.

25. А.с. № 288690 СССР МКИ³ В64D1/14. Надувной амортизатор беспилотного летательного аппарата /И.В. Калужин, Г.В. Лавриненко, С.А. Суслов, А.А. Дунаев (СССР).- № 3194267/40-23: Заявлено 14.03.88 г.

26. А.с. № 293207 СССР МКИ³ В64D1/14. Надувной амортизатор беспилотного летательного аппарата /И.В. Калужин, А.А. Дунаев, Г.В. Лавриненко, С.А. Суслов (СССР).- № 3194267/40-23: Заявлено 14.03.88 г.

27. А.с. № 293208 СССР МКИ³ В64D1/14. Надувной амортизатор для беспилотного летательного аппарата /И.В. Калужин, П.Д. Федишин, С.А. Суслов, А.А. Дунаев (СССР).- № 3194268/40-23: Заявлено 14.03.88 г.

28. А.с. № 296787 СССР МКИ³ С01M9/00, В64С25/00. Посадочное устройство свободнолетающей динамически подобной модели летательного аппарата /П.Д. Федишин, И.В. Калужин, А.А. Дунаев, Г.В. Лавриненко (СССР).- № 3193277/40-23: Заявлено 26.02.88 г.

29. А.с. № 319985 СССР МКИ³ В64D1.14. Надутная система амортизации летательного аппарата /И.В. Калужин, Г.В. Лавриненко, С.А. Суслов, А.А. Дунаев (СССР).- № 4526126/40-23: Заявлено 24.01.90 г.

30. А.с. № 320224 СССР МКИ³ В64D1/14. Амортизационная система динамически подобной летающей модели /И.В. Калужин, П.Д. Федишин, С.А. Суслов, Г.В. Лавриненко (СССР).- № 4526125/40-23: Заявлено 24.01.90 г.

31. А.с. № 320825 СССР МКИ³ В64D1/14. Чадувная система амортизации беспилотного летательного аппарата /И.В. Калужин, П.Д. Федишин, А.А. Дунаев, С.А. Суслов (СССР).- № 4526127/40-23: Заявлено 24.01.90 г.

444036

Калушкин И. В. Комплексная методика проектирования систем надувной амортизации крупномасштабных свободнолетающих моделей. Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 05.07.02 - проектирование и конструкция летательных аппаратов. Харьковский авиационный институт им. Н. Е. Жуковского, 1995. Разработана комплексная методика проектирования систем надувной амортизации, основанная на рациональном сочетании методов математического и физического моделирования процесса приземления, проведена оценка их точности. Предложены методы повышения энергоемкости надувных амортизаторов и повышения устойчивости при приземлении.

ABSTRACT

Kaluzhinov I. V. The complex method for designing of an airbag shock absorbing systems for the largescale freeflying models. Thesis for an academic degree of a candidate of technical sciences of the speciality 05.07.02 - aircraft designing and construction. Kharkov aviation institute named after N. E. Zhukovsky, 1995.

The complex method for designing of an airbag shock absorbing systems, which based on the rational combination of mathematical and physical methods of an aircraft landing process modelling, is proposed. The accuracy of this methods is evaluated. The methods to increase energy capacity of an airbag shock absorbers and aircraft stability during the landing process are proposed.

КЛЮЧЕВЫЕ СЛОВА

Система посадки, надувной амортизатор, автоматическое регулирование давления, стоимость программы исследований, физическая модель.