

Встановлення повного значення похибки вимірювань вимагає проведення аналізу систематичних складових похибки аеродинамічних коефіцієнтів аналогічно тому, як це зроблено для аеродинамічної труби ТАД-2. Дані, показані на рис. 4, містять систематичну складову, оскільки продувки виконувалися протягом кількох днів при дещо різних умовах та параметрах атмосфери.

Подальша оптимізація вагових випробувань можлива за рахунок проведення аналізу зміни нульових навантажень та характеру вихідних сигналів з метою встановлення мінімального достатнього часу вимірювань аналогічно тому, як це зроблено для аеродинамічної труби ТАД-2.

#### Список літератури

1. *Руководство к лабораторным работам по аэродинамике* / Под ред. А.М. Мхитаряна. – К.: КИГВФ, 1963.
2. *Виноградський П.М.* Методика обробки вимірювальних сигналів у ваговому аеродинамічному експерименті з використанням імпульсної декомпозиції. // *Актуальні проблеми автоматизації та інформаційних технологій: Зб. наук. пр. Т. 2.* – Дніпропетровськ. – Навч. кн., 1999. – С. 32–43.
3. *MatLab®. The Language of Technical Computing. Using MATLAB. Version 6.2.* —The MathWorks, Inc., USA. January 1998. Revised for MATLAB 6.1 (Online version). Web: <http://www.mathworks.com>.
4. *Программа метрологической аттестации весов 6КЭТВ для аэродинамической трубы ТАД-2* КИИГА. – К.: КИИГА, 1989.
5. *Егитко В.М., Зинченко В.П., Белоусов Б.Н., Горин Ф.Н.* Системы автоматизации экспериментальных исследований в аэродинамических трубах. – К.: Наук. думка, 1990. – 140 с.
6. *Новицкий П.В., Зограф И.А.* Оценка погрешностей результатов измерений. – Л.: Энергоатомиздат: Ленингр. отд-ние, 1985. – 248 с.
7. *Виноградський П.М., Жданов О.І., Лазнюк П.С., Павловський Р.М.* Обробка нульових навантажень у ваговому аеродинамічному експерименті на вагах 6КЕТВ в аеродинамічній трубі ТАД-2 КМУЦА // *Вісн. КМУЦА* – 1999. – № 2. – С. 222–227.

Стаття надійшла до редакції 17.10.02.

0563.52-047+ 4531.474 + 0563.53  
УДК 629.734.7.018.7

система парашютная  
система стабилизации кресла  
кресло катапультное, катапультирование пилота

П.І. Іванов, канд. техн. наук

### ВИЗНАЧЕННЯ ПОЧАТКОВИХ УМОВ І РЕЖИМІВ ДЛЯ ВВЕДЕННЯ В ДІЮ СТАБІЛІЗУЮЧИХ КАСКАДІВ ПАРАШУТНИХ СИСТЕМ КАТАПУЛЬТНОГО КРИСЛА

*Запропоновано алгоритм визначення початкових умов і режимів у координатах швидкість – висота, швидкісний напір – висота для розрахунків процесів введення в дію каскадів парашутної системи катапультного крісла.*

При порятунку пілота через катапультивання доводиться вирішувати проблему аварійного покидання літака на різних швидкостях і висотах і визначення початкових умов і режимів для введення в дію парашутної системи (ПС) [1]. Під початковими умовами і режимами розуміються істинна повітряна швидкість, висота і швидкісний напір у моменти введення в дію каскадів ПС.

Схема дії ПС для порятунку пілота при катапультиванні наведена в роботах [2; 3].

Після спрацьовування піромеханізму крісла в дію вводиться перша стабілізуюча система (у ряді випадків стабілізуючі парашути малої площі), що стабілізує крісло з пілотом відразу ж після виходу його в потік, розвертає й утримує крісло в положенні спинкою по потоці. Функції першої стабілізуючої ПС полягають також в обмеженні кутової швидкості обертання крісла з пілотом, зниженні перевантаження, швидкості і забезпеченні умов, сприятливих для введення в дію другого стабілізуючого парашута. Перевантаження гальмування при вході крісла в потік зменшується зі збільшенням ваги крісла з пілотом  $G$  і зменшенням балістичної характеристики крісла  $c_x f$ , де  $c_x$  – коефіцієнт опору крісла,  $f$  – площа його міделевого перетину. Необхідні

перевантаження гальмування можуть забезпечити стабілізуючі парашути площею  $(0,1-0,9) \text{ м}^2$  зі сполучною ланкою, що забезпечує виведення парашута із зони аеродинамічної тіні катапультного крісла.

Застосування першої стабілізуючої системи забезпечує [3]:

- обмеження кутової швидкості обертання крісла з пілотом і зниження перевантажень, що діють на пілота, до припустимої величини;
- задане, строго орієнтоване положення крісла з пілотом до моменту введення в дію другого стабілізуючого парашута;
- зниження швидкості до величини, припустимої для введення в дію другого стабілізуючого парашута, і можливість введення його в дію.

Відокремлюючись, перша стабілізуюча система вводить у дію другий стабілізуючий парашут значно більшої площі, ніж парашути першого каскаду. Функція другого парашута полягає в забезпеченні стабілізованого зниження пілота в кріслі до висоти і швидкості, при яких можна вводити в дію основний парашут.

Другий стабілізуючий парашут забезпечує:

- стабілізоване зниження пілота в кріслі до висоти і швидкості, на яких можливе введення в дію основного парашута;
- гальмування крісла до висоти і швидкості, припустимих для введення в дію основного парашута, і можливість введення в дію основного парашута пілота;
- відділення пілота від крісла з рятувальною системою (основний парашут пілота може бути розміщений у чашці крісла).

Пілот у кріслі знижується стійко зі стабілізацією на другому стабілізуючому парашуті до висоти, значення якої встановлене на приладах типу ППК. Після спрацьовування приладу ППК вмикається механізм відкриття замків, що зв'язують другий стабілізуючий парашут із кріслом, відкриваються замки підтягування пілота до крісла. Другий стабілізуючий парашут примусово відокремлює пілота від крісла і, витягаючи чохол з укладеним куполом, вводить у дію основний парашут. У деяких системах пілот відокремлюється від крісла тяговим зусиллям від купола основного парашута, що наповнюється.

Розглянемо режими й умови, що формуються до моментів введення в дію ПС катапультного крісла при аварійному покиданні пілотом літального апарата на великих швидкостях і висотах. Попередньо введемо деякі основні поняття і визначення.

Критичною швидкістю падіння тіла в повітрі називається швидкість сталого руху [1]:

$$V_{кр} = \sqrt{\frac{2G}{\rho c_x f}}, \quad (1)$$

що визначається з умови рівності сили ваги тіла  $G$  силі опору повітря ( $\rho$  – густина повітря). На рис. 1 наведено криві

$$\frac{V_{крh}}{V_{кр0}} = \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_h}} = f(H),$$

що дозволяють визначити критичну швидкість  $V_{крh}$  на будь-якій висоті  $H$  за її значенням  $V_{кр0}$  на рівні моря.

Дані для густин повітря за висотами взяті з таблиць стандартної атмосфери [4]. Криві зображають також відношення істинної швидкості до індикаторної для будь-якої висоти польоту.

На рис. 2 криві, побудовані для критичних швидкостей падіння катапультних крісел з пілотами, які катапультивалися з літаків на висотах до 20 і від 5 до 30 км, розраховані за формулою (1) для питомого вагового навантаження системи крісло-пілот

$$\frac{G}{f} = 2500 \text{ Н/м}^2.$$

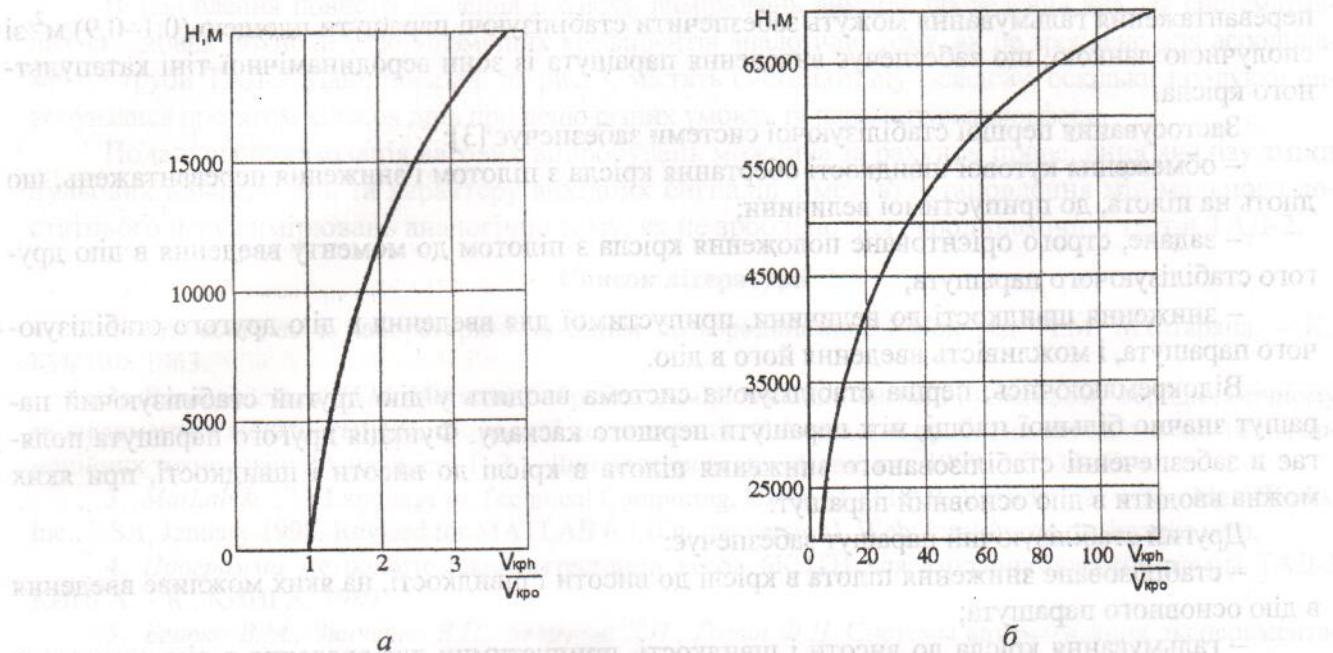


Рис. 1. Характер зміни відносної критичної швидкості з висотою

Криві 1–5 відповідають зміні коефіцієнтів опору  $c_x$  від 1,6 до 0,8 відповідно до кроку  $-0,2$ . Лінії 6, 7 і 8 на рис. 2, а відповідають 0,4; 0,6 і 1 від швидкості звуку по висотах. Лінії 6–11 на рис. 2, б відповідають від 0,4 до 1,4 швидкості звуку по висотах із кроком  $+0,2$ . Крива 12 відповідає фазовій траєкторії переходу на нові режими.

Критичні швидкості є граничним станом тривалий час падаючого тіла. З якою б початковою швидкістю не було скинуто тіло, в остаточному підсумку, при достатньому запасі висоти його швидкість прямує до критичної.

Криві побудовані в припущенні, що коефіцієнт опору падаючого тіла не залежить від швидкості падіння тіла. Це припущення справедливе на малих дозвукових швидкостях або коли тіло зберігає постійним коефіцієнт опору в процесі падіння.

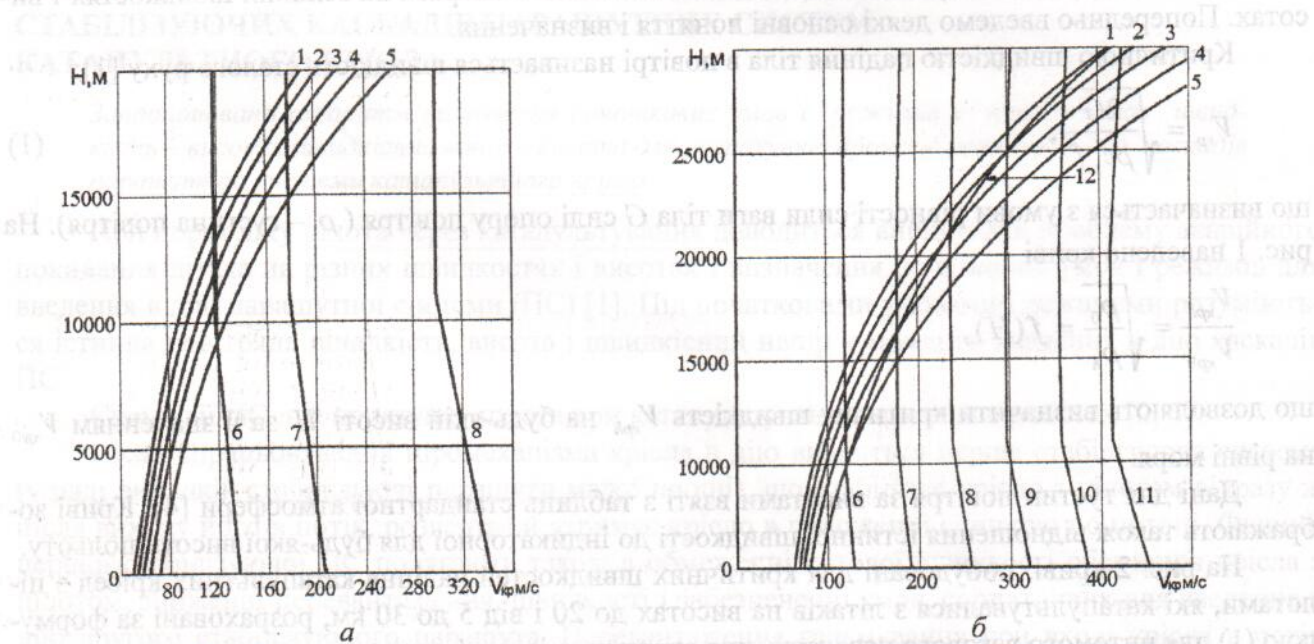


Рис. 2. Характер зміни критичної швидкості катапультного крісла на висотах 0 – 20 000 м (а) та 5000 – 30 000 м (б)

На рис. 3 показано залежність коефіцієнта опору катапультного крісла від числа Маха [1].

Зі збільшенням числа  $M$  від 0,4 до 1,4 коефіцієнт опору  $c_x$  збільшується практично вдвічі – від 0,8 до 1,6, що обумовлено виникненням місцевих стрибків ущільнення, хвильовим зривом на трансзвукових швидкостях і стрибка ущільнення на надзвукових швидкостях. Це дає можливість скоригувати розрахунок критичної швидкості падіння на трансзвукових і надзвукових швидкостях. Розрахунок критичної швидкості в цьому випадку виконується за формулою [1]:

$$V_{крh} = V_{кр0} \sqrt{\frac{c_{x0}}{c_{xh}}} \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_h}} \quad (2)$$

На рис. 2 нанесено також криві зміни швидкості звуку по висоті і показано зону трансзвукових швидкостей для катапультного крісла (між лініями 6–8), де відбувається істотна зміна його коефіцієнта опору.

На рис. 2, б у діапазоні висот від 5 до 30 км показано зміну функції  $H = f(V_{кр}, c_x)$ , де  $c_x$  є параметром. Перерахування критичних швидкостей за формулою (2) дає можливість побудувати в координатах  $(H, V)$  розрахункову криву переходу 12 з режиму на режим при зміні коефіцієнта опору катапультного крісла в міру його гальмування в щільних шарах атмосфери. Реальна крива переходу буде трохи відрізнятися від розрахункової, що обумовлено інерційністю масивного катапультного крісла з пілотом, однак для практики аналізу розрахункової кривої виявляється достатньо.

Нехай у льотних випробуваннях імітується режим затримки і тривалого зниження на етапі функціонування першої стабілізуючої системи. Крива переходу дає можливість у цьому випадку досить точно визначити початкові умови до моменту введення в дію другого стабілізуючого парашута катапультного крісла і розрахунку характеристик його функціонування (аеродинамічного навантаження при розкритті  $R_{max}$ ), показників міцності, визначити початкові умови в момент можливого відділення пілота від катапультного крісла і введення в дію основного парашута. Використання перехідної кривої дозволяє за рахунок більш точного визначення режимів і умов у моменти введення в дію каскадів ПС значно підвищити їхню надійність і поліпшити їхні характеристики з маси і займаного ними об'єму, що надзвичайно важливо для систем, що катапультуються.

Режим тривалої затримки при русі на першому чи другому стабілізуючому пристрої може використовуватися при катапультуванні з великих висот (наприклад, при враженні літака на великій висоті ракетою) з метою швидкого проходження агресивних для життєдіяльності людини верхніх розріджених шарів атмосфери з низькими температурами, малими тисками і недо-стачею кисню для дихання пілота.

При цьому потрібно мати на увазі, що перша стабілізуюча система з малою площею куполів ефективно працює тільки при великих швидкісних напорах, а з їх зменшенням її ефективність падає, що виражається в погіршенні її стабілізуючих властивостей. Крісло починає розгойдуватися за курсом, креном і тангажем, обертатися. Перевантаження від кутових швидкостей розгойдування й обертання при цьому можуть бути близькі до гранично припустимих за рівнем витримування їх людиною. Виникає необхідність у введенні в дію другого стабілізуючого парашута з більшою площею купола, ніж сумарна площа куполів першого каскаду, що значно знижує швидкість руху системи за рахунок як збільшення коефіцієнта опору, так і зниження питомого навантаження  $G/f$ .

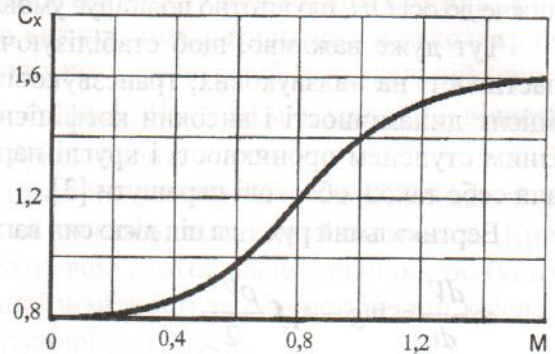


Рис. 3. Характер зміни коефіцієнта опору крісла від числа  $M$

Критична швидкість руху системи в цьому випадку розраховується за формулою:

$$V_{кр} = \sqrt{\frac{2G}{\rho(c_x f + c_{\Pi} F_{\Pi})}}$$

Криві критичних швидкостей для крісла з різними площами куполів стабілізуючих парашутів другого каскаду розташовуються лівіше кривих критичних швидкостей вільно падаючого крісла, ближче до осі  $OH$ , що істотно поліпшує умови введення в дію купола основного парашута.

Тут дуже важливо, щоб стабілізуючий парашут другого каскаду мав високі стабілізуючі властивості на надзвукових, трансзвукових і дозвукових швидкостях, відносно невеликий коефіцієнт динамічності і високий коефіцієнт опору. Такі властивості мають конусні парашути з різним ступенем проникності і круглі парашути зі стабілізуючим кільцем. Добре зарекомендували себе також обертові парашути [3].

Вертикальний рух тіла під дією сил ваги й опору описується диференціальним рівнянням [1].

$$m \frac{dV}{dt} = mg - c_x f \frac{\rho V^2}{2}$$

де  $m$  – маса системи крісло-пілот;  $V$  – швидкість падіння;  $t$  – час;  $g$  – прискорення вільного падіння.

Виражаючи характеристику крісла  $c_x f$  через  $V_{кр}$  з формули (1), одержимо:

$$m \frac{dV}{dt} = mg - mg \frac{V^2}{V_{кр}^2}$$

Розділяючи змінні та інтегруючи, остаточно отримаємо:

$$H_V = \frac{V_{кр}^2}{2g} \ln \frac{V_{кр}^2 - V_n^2}{V_{кр}^2 - V^2};$$

$$V = \sqrt{V_{кр}^2 - \frac{V_{кр}^2 - V_n^2}{e^{\frac{2gH_V}{V_{кр}^2}}}} \quad (3)$$

де  $V_n$  і  $V$  – швидкості на початку і в кінці ділянки  $H_V$  відповідно.

Формули (3) отримані в припущенні, що густина залишається постійною, тобто їх можна використовувати для невеликих відрізків перепадів висот (200–500 м), на яких зміною густини і критичної швидкості можна знехтувати і використовувати середнє значення критичної швидкості, що відповідає центру відрізка.

Для того, щоб поширити дію формул (3) на великі перепади висот, необхідно розбивати їх на елементарні відрізки по 200–500 м і для границь кожного з них методом ітерацій розраховувати швидкості. У такий спосіб можна одержати функцію  $H = f(V)$  для будь-яких перепадів висот.

Алгоритм обчислень полягає в наступному:

1) задатися початковими значеннями висоти  $H_0$ , швидкості  $V_0$  вертикально падаючого тіла (катапультного крісла) та інтервалом зміни висоти  $H_V$ ;

2) визначити за графіком  $V_{кр} = f(H)$  критичні швидкості в точках  $H_0$  і  $H_0 - H_V$  та знайти середнє арифметичне швидкостей  $V_{кр}$  на перепаді  $H_V$ ;

3) розрахувати швидкість до кінця відрізка довжиною  $H_V$ , використовуючи формулу (3) для  $V = f(V_{кр}, V_n, H_V)$ ;

4) повторити ітерації за пунктами 2 – 3 до завершальної точки розрахунку у фазовій площині  $H, V$ , приймаючи за початкові умови наступного розрахункового відрізка кінцеві умови попереднього.

Якщо ж у процесі вертикального падіння об'єкта на трансзвукових і надзвукових режимах змінюється його коефіцієнт опору, то це можна врахувати за допомогою перехідної кривої за викладеним алгоритмом.

На рис. 4 показано криві зміни швидкості і висоти падаючого в повітрі крісла з пілотом з різними початковими швидкостями, розрахованими за викладеним алгоритмом, а також крива зміни критичної швидкості за висотою. Криві 1 відповідають початковій вертикальній швидкості катапультивання  $V_0 = 0$  м/с, криві 2 –  $V_0 = 100$  м/с, криві 3 –  $V_0 = 150$  м/с, крива 0 – відповідає критичній швидкості падіння системи катапультне крісло-пілот.

З рис. 4, а видно, що перепад висоти, на якому здійснюється вихід на режим, близький до режиму критичної швидкості, зі збільшенням початкової висоти катапультивання зростає. Крім того, зі збільшенням висоти при катапультиванні з початковою вертикальною швидкістю (униз) нижче критичної спостерігається перевищення критичної швидкості за рахунок інерції крісла з наступним асимптотичним наближенням до кривої критичної швидкості.

Аналіз кривих зміни швидкості з висотою  $V = f(H)$  за знаками похідних  $\frac{dV}{dH}$  дозволяє визначити зони розгону і гальмування вільно падаючого стабілізованого об'єкта. У практиці розрахунку ПС має важливе значення, на якій ділянці руху (розгону чи гальмування) буде вводитися в дію ПС катапультного крісла. Від цього залежать динаміка процесів витягування купола, строп і ланок з упаковки (підвищення навантаження, тертя, обпалюваність елементів конструкції), розкриття купола рятувального парашута (підвищення величини коефіцієнта динамічності). Ці факти дуже важливо враховувати при визначенні початкових умов і режимів для введення в дію ПС стабілізуючих і основного каскадів катапультного крісла.

На рис. 4, б показано криві зміни швидкісного напору і висоти падаючого крісла з пілотом для швидкостей, наведених на рис. 4, а. З рис. 4, б видно, що вводити в дію стабілізуючий парашут другого каскаду за умовами міцності при катапультиванні з початковою вертикальною швидкістю, більшої  $V_{кр}$ , необхідно тільки після того, як швидкісний напір стане меншим за значення, що руйнує парашут. Крім того, у ряді випадків затримка знижує перевантаження, що діють на пілота після введення в дію другого стабілізуючого каскаду. Розрахунки показують,

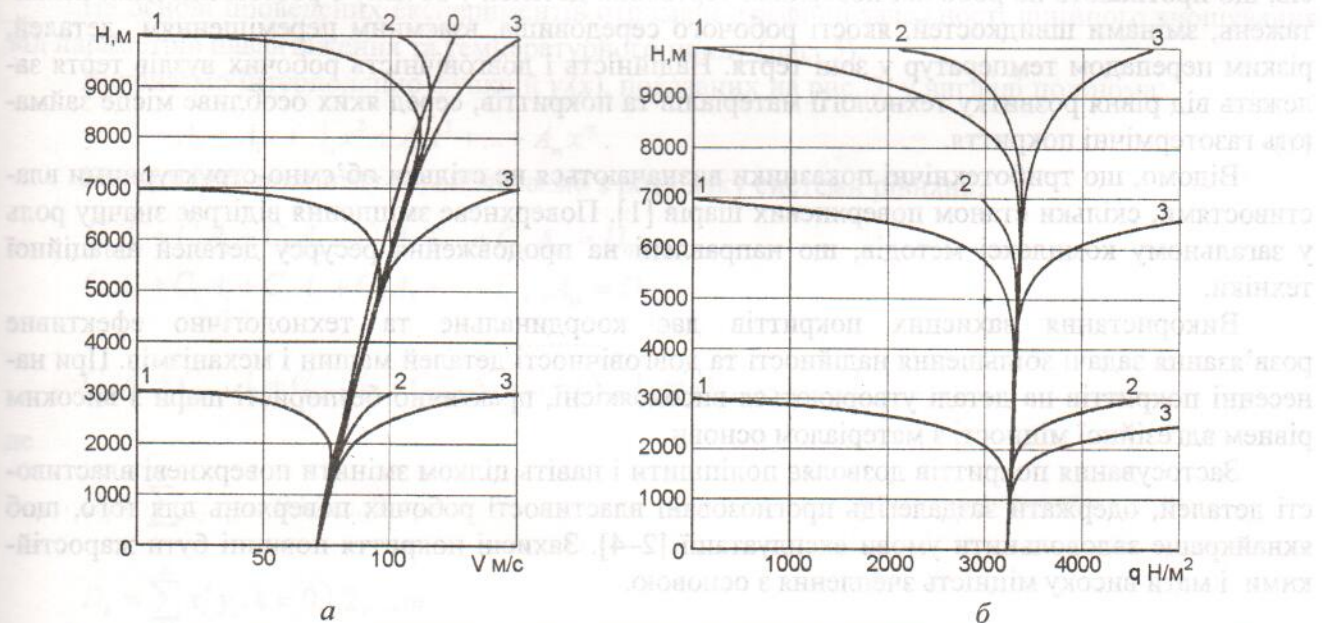


Рис. 4. Характер зміни швидкості (а) системи крісло-пілот з висотою і швидкісного напору (б)

що час роботи першого стабілізуючого каскаду до моменту припустимого введення другого залежить від швидкості й висоти і на середніх висотах складає 1–3 с.

Отже, отримані результати дають досить чітке уявлення про методику визначення початкових умов і режимів при введенні в дію стабілізуючих каскадів ПС катапультного крісла з метою забезпечення можливості наступного аналізу процесів їхнього функціонування.

#### Список літератури

1. Лобанов Н.А. Основы расчета и конструирования парашюта. – М.: Машиностроение, 1965. – 363 с.
2. Иванов П.И. Летные испытания парашютных систем. – Феодосия: Гранд-С, 2001. – 332 с.
3. Бардонов В.В. Парашютные системы для спасения летного состава скоростных самолетов: Сб. докл. НТК. Вып.4. – М.: НИИ АУ, 1972. – 288 с.
4. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. – М., Изд-во стандартов, 1981. – 179 с.

Стаття надійшла до редакції 01.07.02.

К 223.062.8+052-083.051.610

УДК 621.793

Матеріал жаростійкий, жаростійкість матеріалів, жаростійкість покриття жаростійке, покриття газотермічні сплав

В.В. Малишкін, асист.,  
М.О. Ходак, канд. техн. наук, доц.,  
М.М. Голего, канд. техн. наук, проф.,  
О.А. Вишневський, старш. викл.

### ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ ПРОЦЕСУ ЗНОШУВАННЯ МАТЕРІАЛІВ ІЗ ЖАРОСТІЙКИМ ПОКРИТТЯМ ТА ЙОГО МОДЕЛЮВАННЯ

Розглянуто результати досліджень триботехнічних характеристик газотермічних покриттів типу ВКНА та сплав ЖС6К. Наведено апробовані технологічні режими відновлення та зміцнення поверхонь деталей із застосуванням плазмового нанесення жаростійких покриттів з метою їхнього використання при розробці рекомендацій для конкретних умов у ремонтному виробництві. Математичним моделюванням отримано емпіричні залежності процесу зношування. Показано перспективність застосування наведених покриттів для зміцнення і відновлення деталей вузлів тертя авіаційної техніки.

Розвиток авіаційної техніки на сучасному етапі характеризується інтенсифікацією процесів, що протікають на робочих поверхнях тертьових деталей у зв'язку з ростом питомих навантажень, змінами швидкостей, якості робочого середовища, взаємним переміщенням деталей, різким перепадом температур у зоні тертя. Надійність і довговічність робочих вузлів тертя залежать від рівня розвитку технології матеріалів та покриттів, серед яких особливе місце займають газотермічні покриття.

Відомо, що триботехнічні показники визначаються не стільки об'ємно-структурними властивостями, скільки станом поверхневих шарів [1]. Поверхнєве зміцнення відіграє значну роль у загальному комплексі методів, що направлені на продовження ресурсу деталей авіаційної техніки.

Використання захисних покриттів дає координальне та технологічно ефективне розв'язання задачі збільшення надійності та довговічності деталей машин і механізмів. При нанесенні покриттів на деталі утворюються високоякісні, практично безпористі шари з високим рівнем адгезійної міцності з матеріалом основи.

Застосування покриттів дозволяє поліпшити і навіть цілком змінити поверхневі властивості деталей, одержати заздалегідь прогнозовані властивості робочих поверхонь для того, щоб якнайкраще задовольнити умови експлуатації [2–4]. Захисні покриття повинні бути жаростійкими і мати високу міцність зчеплення з основою.