

втрата потоку повітря, підвищує загальну економічність і надійність роботи авіаційного двигуна, а також дозволяє знижувати його шумові характеристики, тому що вхідні та вихідні частини двигуна є основними джерелами шумів ЛА.

Список літератури

1. Бабаков В.В. Проектирование поверхностей кривыми второго порядка в самолётостроении – М.: Машиностроение, 1969. – 124 с.
2. Проектирование самолётов / Под ред. С.М. Егера. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.
3. Ходак М.О., Ситниченко В.В. Вибір оптимальної комп'ютерної візуалізації при геометричному моделюванні обводів складних форм характерних перерізів повітрязбірників авіаційних ГТД // Пр. Тавр. держ. агротехнічної акад. Вип.4. – Прикладна геометрія та інженерна графіка. Т.12. – Мелітополь, 2001. – С. 83–89.
4. Ходак М.О., Демидко В.Г., Ситниченко В.В. Моделювання обводів перерізів і об'ємів перехідних поверхонь повітрязбірників авіаційних двигунів з прямокутним і еліптичним входами // Наук.-техн. журн. «Технологічні системи». – К.: УкрНДІАТ, 2001. – №2(8). – С. 87–90.

Стаття надійшла до редакції 02.09.02.

0530-01-076726c51 + P253.3111 + 52-021.62-070.2-5-05
УДК 629.735.015

труба аэродинамическая, УТАД-2;
испытание ЛА весовое,
система измер-чзмер.

Л.Г. Волянська, наук. співроб.,

П.М. Виноградський, канд. техн. наук, наук. співроб.

АВТОМАТИЗАЦІЯ ВАГОВОГО ЕКСПЕРИМЕНТУ В АЕРОДИНАМІЧНІЙ ТРУБІ УТАД-2

Розглянуто структуру, експлуатаційні властивості та метрологічні характеристики інформаційно-обчислювальної системи аеротруби УТАД-2. Наведено результати градування вимірювального обладнання, методу вагових випробувань. Показано досягнуту точність визначення аеродинамічних коефіцієнтів.

Вступ. Аеродинамічна труба УТАД-2, яка використовується для проведення учбових лабораторних занять за курсами аеродинаміки і динаміки польотів, являє собою атмосферну замкнену аеротрубу з відкритою робочою частиною еліптичного перетину розмірами 750 × 420 мм і довжиною 900 мм. За дифузором розташовано двигун постійного струму потужністю 2 кВт з вентилятором, обладнаний системою плавного регулювання частоти обертання, яка забезпечує підтримання у робочій частині аеротруби повітряного потоку з постійною регульованою швидкістю 5 ... 28 м/с.

Серед різних типів експериментів в аеротрубах значне місце займають вагові випробування, метою яких є отримання залежностей аеродинамічних сил і моментів та їхніх коефіцієнтів від кутів установаження об'єкта досліджень відносно потоку, що набігає. Для цього необхідно вимірювати аеродинамічні навантаження, швидкісний напір та кут установаження досліджуваного об'єкта.

Аеродинамічна труба УТАД-2 обладнана зовнішніми трикомпонентними рейтерними аеродинамічними вагами АВМК з ручним зрівноважуванням, кінематичну схему яких наведено на рис. 1 [1]. Ваги забезпечують вимірювання трьох компонентів повної аеродинамічної сили у вертикальній площині P_1 , P_2 , Q , і компенсацію ваги об'єкта та контрвантажів. Для зміни кута атаки ваги обладнано вбудованим α -механізмом з діапазоном $\alpha = -20 \dots +40^\circ$ та ручним керуванням. Відлік кута атаки проводиться за лімбом α -механізму.

Вимірювання швидкісного напору q виконується рідинним манометром з похилою трубкою ММН-240. Існуюча система вимірювань дозволяє отримувати в УТАД-2 залежності

$$X, Y, M_z, c_x, c_y, m_z = f(\alpha).$$

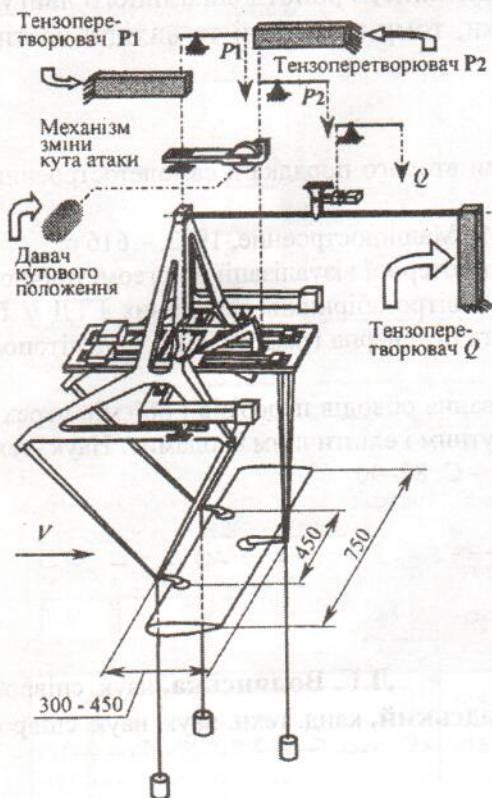


Рис. 1. Кінематична схема трикомпонентних аеродинамічних ваг АВМК(т)

куті атаки) не піддається розрахунку через наявність суб'єктивних помилок, що залежать від кваліфікації та психофізіологічних властивостей експериментаторів. Оцінки меж випадкових похибок можна отримати, виходячи з розкиду експериментальних точок навколо апроксимуючих кривих.

Загальноприйнятий спосіб зменшення випадкової похибки проведенням багаторазових вимірювань у цьому випадку непридатний, оскільки час ручного зрівноважування сягає 1 хв і навіть більше. Тому єдиним способом підвищення точності експериментальних результатів є застосування сучасних методів вимірювання та обробки даних. Таким чином, було поставлено задачу розробки інформаційно-вимірювальної системи (ІВС), причому додатковою умовою було збереження можливості проведення вимірювань у ручному режимі. Цю задачу розв'язано з урахуванням досвіду експлуатації ІВС аеротруби ТАД-2.

Інформаційно-обчислювальна система УТАД-2. Для створення ІВС необхідно забезпечити перетворення величин навантажень, тисків і інших необхідних величин у електричні величини, функціонально пов'язані з ними. Як давачі сили використані тензометричні перетворювачі БА-1005 виробництва ВО «Веда» (м. Київ). Їх встановлено у ланцюгах передачі зусиль від моделі до рейтерних вагових елементів із можливістю механічного під'єднання та від'єднання. Для живлення тензоперетворювачів та підсилення їхніх вихідних сигналів використано тензопідсилювач «Луч» виробництва ЦАГИ.

Давачем швидкісного напору є індуктивний комплекс тиску ИКД-6ТДф-0.016, що видає сигнал постійного струму, напруга якого функціонально залежить від вимірюваного тиску. Прилад живиться від стабілізованого джерела постійного струму Б5-47.

Для забезпечення керування кутом атаки об'єкта виготовлено та змонтовано електропривод α -механізму. Для вимірювання кута атаки передбачається встановити імпульсний давач, що

Аналіз метрологічних характеристик існуючого обладнання. З появою для аеротруби УТАД-2 завдань наукового характеру виникла потреба у встановленні дійсних метрологічних характеристик вимірювального обладнання. Проведені дослідження показали, що чутливість ваг по всіх компонентах становить 0,06...0,07 Н, а похибка відліку кута атаки складає 15'. Нормована зведена похибка рідинного манометра ММН-240 становить 1%+0,2 мм водяного стовпа, що в діапазоні швидкісних напорів аеротруби УТАД-2 відповідає абсолютній похибці 7 Па. Такі характеристики припустимі для навчального процесу, але не можуть вважатися задовільними для науки та промислового застосування. Чутливість ваг не є повною характеристикою похибки вимірювання аеродинамічних сил. Аналіз показав, що внаслідок певної нестаціонарності повітряного потоку, притаманного всім аеротрубам із відкритою робочою частиною, навантаження на об'єкт нестаціонарні. Оскільки врівноважування ваг виконується трьома особами, а четверта проводить реєстрацію висоти стовпа рідини за манометром швидкісного напору, одночасний відлік чотирьох параметрів у врівноваженому стані мало ймовірний. Це призводить до появи випадкової похибки, обумовленої невірноваженістю системи. Значення випадкових похибок одиничного вимірювання аеродинамічних коефіцієнтів (при певному

генерує певну кількість імпульсів на кожний оберт ведучого валу електроприводу та сигнал високого або низького рівня залежно від напрямку обертання.

Вимірювання аналогових сигналів та генерація сигналів керування електроприводом α -механізму реалізовано за допомогою багатофункціональної плати розширення PCI-1000L, встановленої у ПЕОМ на базі процесора «Celeron-600». Плата має 32 канали аналогового вводу, мультиплексор та 8-мкс аналого-цифровий перетворювач, а також по 16 каналів цифрового вводу та виводу. Підрахунок імпульсів датчика кута атаки реалізовано за допомогою встановленої у ПЕОМ плати розширення «Encoder-300». Збільшену схему ІВС наведено на рис. 2.

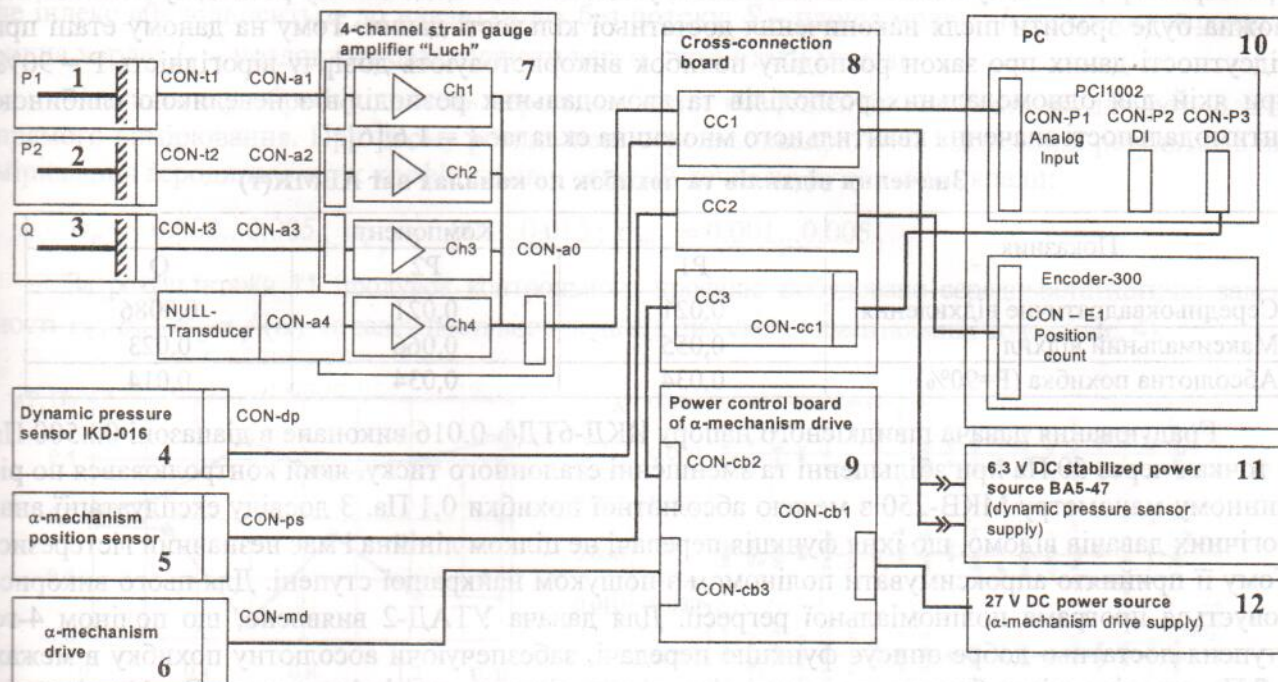


Рис. 2. Схема ІВС:

1, 2, 3 – тензоперетворювачі компонентів P1, P2 і Q відповідно; 4 – вимірювальний комплекс тиску ИКД-6ТДф-0.016; 5 – генератор імпульсів α -механізму; 6 – електропривод α -механізму; 7 – тензопідсилювач «Луч»; 8 – комутаційна крос-плата вимірювальних сигналів; 9 – комутаційна крос-плата керування приводом; 10 – ПЕОМ з встановленими платами розширення; 11 – стабілізоване джерело постійного струму Б5-47; 12 – джерело живлення електроприводу α -механізму

Для проведення вагового експерименту розроблено програмний комплекс, що включає загальне та спеціальне програмне забезпечення. Загальне програмне забезпечення являє собою драйвери плат та програми обміну даними між платами та робочим середовищем програми (так звані адаптери). До складу спеціального програмного забезпечення належать програми первинної обробки даних, куди входять стандартні процедури цифрового згладжування, видалення викидів, розрахунок статистичних характеристик вибірок та ін. [2], графічний інтерфейс користувача та програми виводу графічної та цифрової інформації на дисплей і протоколювання результатів випробувань на диску. У програмний комплекс, крім безпосередньо програми проведення вагового експерименту, входять також програми градування вимірювального обладнання. Адаптери плат написані мовою C++, а спеціальне програмне забезпечення створене в середовищі програмного пакету MatLab версії 6.1 [3]. Автоматизовані ваги в режимі тензометричних вимірювань отримали назву АВМК(т).

Після створення ІВС було проведено градування підсистем вимірювання навантажень та підсистем вимірювання швидкісного напору. Градування виконане для вимірювального тракту у цілому, згідно з методикою, що використовується в аеродинамічній трубі ТАД-2 [4].

Градування вагових каналів ваг АВМК(т) проведене для всіх трьох каналів одночасно, як для багатofакторного експерименту за повнофакторною схемою з трьома градаціями по кожному фактору та рандомізацією схеми навантажень. Такий підхід дозволяє визначити, крім прямих коефіцієнтів передачі по кожному компоненту, коефіцієнти взаємовпливу між компонентами, який завжди присутній у механічних системах розкладання сил багатокomпонентних аеродинамічних ваг [5]. Середньоквадратичні і максимальні значення відхилів та значення похибок по компонентах ваг наведено у таблиці, з якої видно, що навіть максимальні значення відхилів менші ніж чутливість ваг при ручному врівноважуванні. Оскільки статистичних даних про характер розподілу похибок недостатньо, узагальнення щодо закону розподілу похибок ваг можна буде зробити після накопичення достатньої кількості даних. Тому на даному етапі при відсутності даних про закон розподілу похибок використовують довірчу вірогідність $P = 90\%$, при якій для одномодальних розподілів та двомодальних розподілів з невеликою глибиною антимодальності значення квантильного множника складає $k = 1,6$ [6].

Значення відхилів та похибок по каналах ваг АВМК(т)

Показник	Компонент		
	P1	P2	Q
Середньоквадратичне відхилення	0,021	0,021	0,0086
Максимальний відхил	0,055	0,066	0,023
Абсолютна похибка (P=90%)	0,034	0,034	0,014

Градування давача швидкісного напору ИКД-6ТДф-0.016 виконане в діапазоні 0...500 Па у точках через 50 Па при збільшенні та зменшенні еталонного тиску, який контролювався по рідинному манометру МКВ-250 з межею абсолютної похибки 0,1 Па. З досвіду експлуатації аналогічних давачів відомо, що їхня функція передачі не цілком лінійна і має незначний гістерезис. Тому її прийнято апроксимувати поліномом з пошуком найкращої ступені. Для цього використовується програма поліноміальної регресії. Для давача УТАД-2 виявлено, що поліном 4-го ступеня достатньо добре описує функцію передачі, забезпечуючи абсолютну похибку в межах 0,7 Па, що відповідає близько половині віддалі між гілками петлі гістерезису. Графік відхилів наведений на рис. 3.

Після градувань вимірювального обладнання були виконані багаторазові вагові випробування контрольного профілю площею $0,04 \text{ м}^2$, що є близькою до максимальної для аеротруби УТАД-2 з використанням ІВС у діапазоні кутів атаки $\alpha = -12...+26$. Методика експериментів є загальноприйнятою і містить два етапи: вимірювання навантажень на модель без потоку та в потоці. Аеродинамічні навантаження визначаються як різниця навантажень у потоці і без нього. При цьому навантаження без потоку апроксимуються у потрібному діапазоні кутів атаки моделі [7]. Значення навантажень на компоненти ваг обчислюється за виразами:

$$P1 = a_{P1,0} + a_{P1,1} U_{P1} + a_{P1,2} U_{P2} + a_{P1,3} U_Q;$$

$$P2 = a_{P2,0} + a_{P2,1} U_{P1} + a_{P2,2} U_{P2} + a_{P2,3} U_Q;$$

$$Q = a_{Q,0} + a_{Q,1} U_{P1} + a_{Q,2} U_{P2} + a_{Q,3} U_Q,$$

де $P1, P2, Q$ – компоненти ваг АВМК(т); $a_{j,i} \{ (j \in P1, P2, Q), (i \in 0...3) \}$ – коефіцієнти функції передачі ваг; U_{P1}, U_{P2}, U_Q – вихідні сигнали компонентів ваг.

Швидкісний напір розраховують за формулою

$$q = \mu_q \sum_{i=0}^5 b_i (U_q - U_{q_0})^i,$$

де $\mu_q = 1,035$ – коефіцієнт поля труби, визначений при атестації потоку; b_i – коефіцієнти поліному функції передачі давача ИКД-6ТДф-0.016; U_q, U_{q_0} – вихідні сигнали давача у потоці та без нього.

Під час вимірювання в потоці на кожному куті атаки проводиться 256 вимірювань кожного компонента сили та швидкісного напору з частотою 125 циклів вимірювань на секунду. Для кожного одиничного вимірювання значення аеродинамічних коефіцієнтів обчислювали за виразами:

$$c_x = (Q - Q_0) / Sq;$$

$$c_y = [(P1 - P1_0) + (P2 - P2_0)] / Sq;$$

$$m_z = (P2 - P2_0) / Sq b l_x \cos \alpha,$$

де індекс «0» відноситься до навантажень без потоку; S – площа моделі; b – середня аеродинамічна хорда; l_x – поздовжня база підвіски ваг; α – кут атаки моделі.

Статистичну обробку значень аеродинамічних коефіцієнтів виконано як для результатів прямого вимірювання. При цьому розраховані середньоквадратичні відхилення результатів вимірювання аеродинамічних коефіцієнтів у окремій точці по куту атаки склали:

$$\sigma_{c_x} = 0.002 \dots 0.005; \sigma_{c_y} = 0.008 \dots 0.015; \sigma_{m_z} = 0.001 \dots 0.005.$$

За результатами 11 продувок контрольного профілю побудовано середньостатистичні залежності c_x , c_y , $m_z = f(\alpha)$ та залежності відхилень від них експериментальних точок (рис. 4).

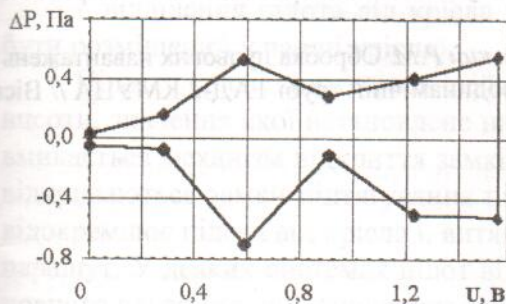


Рис. 3. Графік відхилів поліноміальної моделі функції передачі давача ІКД-ТД-0,016

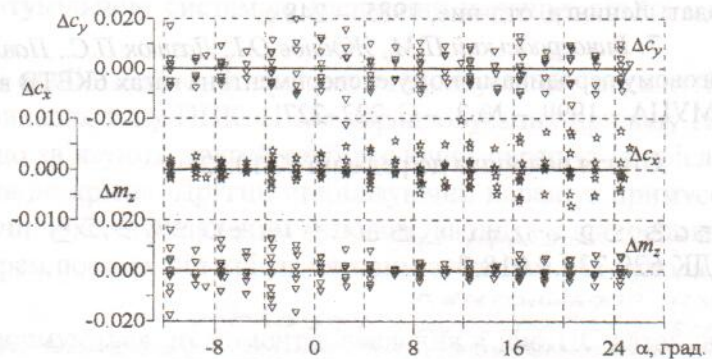


Рис. 4. Відхилення даних контролю відтворюваності за результатами 11 продувок тестової моделі профілю від середніх значень

За наведеними залежностями обчислено розкиди результатів вимірювань аеродинамічних коефіцієнтів:

$$\sigma_{c_{x\Sigma}} = 2.8E-3; \sigma_{c_{y\Sigma}} = 6.8E-3; \sigma_{m_{z\Sigma}} = 5.1E-3.$$

Вони практично збігаються зі значеннями, обчисленими в програмі проведення вагового експерименту, що свідчить про коректність процедури обробки даних.

Аналіз наведених даних та порівняння їх із результатами експериментів з використанням ручного врівноважування показує:

- обчислені за розкидом навколо апроксимуючих залежностей c_x , c_y , $m_z = f(\alpha)$ випадкові похибки за даними ІВС на півтора порядки менші за такі, обчислені для ручного режиму, унаслідок як менших похибок вимірювання в окремих точках, так і більшої кількості точок;
- час отримання комплексу кривих в автоматичному режимі у три – п'ять разів менший ніж у ручному при збільшенні кількості точок від 8...9 до 18...20.

Висновок. Розроблений і встановлений в аеродинамічній трубі УТАД-2 вимірювально-обчислювальний комплекс, забезпечує порівняно з ручним режимом вимірювань підвищення точності отримуваних даних у більш ніж 10 разів та оперативності вагового експерименту у 6...10 разів, що робить її придатною для проведення наукових та промислових вагових досліджень.

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, катапультное кресло

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 уведення 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