

На рис. 3, б показано p - V діаграми двигуна бТРПД і прототипу на зниженому режимі роботи. Подача палива становить 80 % від максимально можливої. Площа діаграми прототипу, а отже, і робота циклу, значно зменшені внаслідок того, що цей двигун на знижених режимах всмоктує зменшену кількість повітря для зберігання коефіцієнта надлишку повітря близько одиниці. Це викликає зменшення кількості робочого тіла і зменшення роботи циклу.

Проведений аналіз свідчить про зручність досліджень роботи двигунів різних типів розробленим методом який дозволяє знайти оптимальні параметри фаз газорозподілу і згоряння. У подальшому необхідно детально перевірити вірогідність методу на тестових задачах, використовуючи достовірні експериментальні дані.

Результати аналізу показують, що двигун бТРПД має переваги як перед прототипом, так і перед РПД Ванкеля. Особливістю роботи двигуна бТРПД є вихлоп з високим тиском, що негативно відбивається на витраті палива. У той же час на знижених режимах завдяки організації пошарового горіння двигун бТРПД має достатню роботу циклу з невисоким тиском вихлопу і зниженою температурою вихлопу. Тому було б доцільним використовувати двигун бТРПД саме на таких режимах, а режим із максимально можливою подачею палива використовувати як форсований, наприклад, для зльоту літака.

Список літератури

1. Орлин А.С., Круглов М.Г. Двигатели внутреннего сгорания. Теория поршневых и комбинированных двигателей. – М.: Машиностроение, 1983. – 375 с.
2. Куценко А.С. Моделирование рабочих процессов двигателей внутреннего сгорания на ЭВМ. – К.: Наук. думка, 1988. – 99 с.
3. Колчин А.И., Демидов В.П. Расчёт автомобильных и тракторных двигателей. – М.: Высш. шк., 1980. – 237 с.
4. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа. – М.: Наука, 1987. – 840 с.

Стаття надійшла до редакції 16.10.02.

0563.53 – 4531.474
УДК 629.734.7.018.7

П.І. Іванов, канд. техн. наук

(Науково-дослідний інститут аеропружних систем, Феодосія)

ВВЕДЕННЯ В ДІЮ КАСКАДІВ ПАРАШУТНИХ СИСТЕМ КАТАПУЛЬТНОГО КРИСЛА НА ВЕЛИКИХ І ГРАНИЧНО МАЛИХ ВИСОТАХ

Розглянуто проблемні питання функціонування каскадів парашутних систем катапультного крісла на великих і гранично малих висотах.

Пілоту під час катапультування доводиться аварійно покидати літак на великих висотах і швидкостях, на гранично малих висотах, на зльоті або посадці.

Безпека аварійного покидання літального апарата на гранично малих і великих висотах залежить від таких умов [1]:

- межі перевантаження гальмування і часу їхнього впливу, що допускаються для людського організму;
- захисту голови і тіла в цілому від силового впливу швидкісного напору;
- запобігання розкиду кінцівок і пов'язаного з цим травматизму від швидкісного напору і кутових швидкостей обертання катапультного крісла;
- стабілізації і запобігання інтенсивного обертання крісла з пілотом із недопустимими для організму людини кутовими прискореннями, що викликають утрату свідомості, просторового орієнтування та різних рефлексів;
- забезпечення своєчасного примусового відділення пілота від крісла і введення в дію рятувального парашута;

- забезпечення надійного функціонування парашутної системи.
- Останній фактор, у свою чергу, визначається необхідністю забезпечення таких умов:
 - введення в дію парашутної системи припустимо в строго визначеному інтервалі швидкісних напорів, а отже, у визначених діапазонах істинних і індикаторних швидкостей на гранично малих і гранично великих висотах;
 - у момент уведення парашута в дію він знаходиться на висоті і швидкості нижче критичної швидкості наповнення і нижче критичної швидкості складання при можливому наступному наборі швидкості після наповнення на великій висоті;
 - перевантаження при наповненні і наступному гальмуванні під час зниження з гранично великих висот не повинні перевищувати межі, які здатна витримати людина;
 - швидкісний напір у момент застосування парашута нижче граничного за умови міцності парашутної системи;
 - парашутна система повинна забезпечувати стійкий рух пілота з кріслом і окремо пілота під час катапультивання і вільного падіння з великої висоти;
 - парашутна система повинна забезпечувати необхідну безпечну швидкість приземлення пілота.

Гранично припустимий при катапультиванні швидкісний напір q_h зменшується зі збільшенням висоти катапультивання і числа Маха [1]. Це обумовлено збільшенням коефіцієнта опору крісла c_{xh} зі збільшенням числа Маха.

З умови

$$q_h c_{xh} = q_0 c_{x0},$$

одержимо:

$$q_h = q_0 \frac{c_{x0}}{c_{xh}}.$$

Виражаючи граничне значення швидкісного напору біля землі q_0 через граничне значення перевантаження

$$n_x = \frac{c_{x0} f q_0}{mg}$$

під час катапультивання з літака, що летить горизонтально, одержимо:

$$q_0 = \frac{n_x mg}{c_{x0} f},$$

де mg – вага системи крісло-пілот; f – площа міделевого перетину.

Підставляючи останній вираз у попередній, одержимо залежність граничного швидкісного напору на висоті H від гранично допустимого значення перевантаження:

$$q_h = \frac{n_x mg}{c_{xh} f}.$$

Під час моделювання процесу катапультивання у деяких випадках в інтервалі зміни чисел Маха від 0,4 до 1,2 можна набувати наближену залежність:

$$c_{xh} = aM + b,$$

де $a=1$; $b=0,4$.

Тоді вираз для граничного швидкісного напору в діапазоні чисел Маха від 0,4 до 1,2 буде мати вигляд:

$$q_h = \frac{n_x mg}{(aM + b)f}.$$

До значень $M = 0,4$ граничний швидкісний напір можна вважати незалежним від числа Маха.

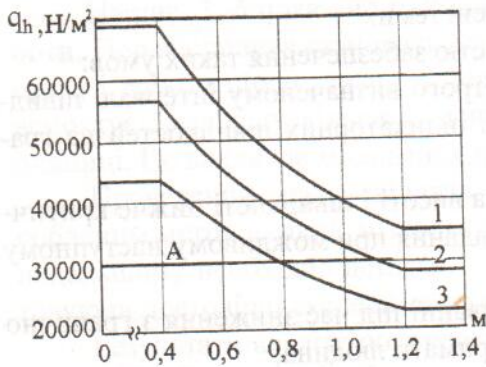


Рис. 1. Характер зміни гранично припустимого швидкісного напору від числа Маха:
 $1 - t = 0,1$ с; $2 - t = 0,5$ с; $3 - t = 1,0$ с;
 A – рівень фіксації

На рис. 1 наведено залежності граничного швидкісного напору від числа Маха для різних припустимих значень перевантажень і часу їхньої дії, розраховані для питомого вагового навантаження системи крісло-пілот: $G/f = 2500$ Н/м².

Криві 1, 2, 3 відповідають зміні граничного перевантаження n_x від 22 до 14 з кроком – 4 і гранично припустимого часу їхньої дії 0,1; 0,5 і 1,0 с, лінія A – рівню фіксації кінцівок пілота, вище якого спостерігається їхній розкид швидкісним напором із силою, здатною призвести до травм [1]. При математичному моделюванні процесу катапультивання в інтервалі від 0 до 1 с у першому наближенні можна набувати лінійною залежність граничного перевантаження n_x у напрямку голова – таз від часу її дії t :

$$n_x = -8t + 22.$$

Реальна залежність перевантаження від часу, що обмежує зону травматизму знизу, за формою близька до гіперболічної і зверху дотикається вказаної прямої. За наявності компенсаційного костюма, гермошолома і фіксації кінцівок граничне значення швидкісного напору, що може короткочасно витримувати пілот, досягає 98 000 Н/м² [1].

Кутова швидкість можливого обертання катапультичного крісла пропорційна істинній повітряній швидкості в момент катапультивання [1]. Причому під час катапультивання на індикаторній швидкості більш ніж 700 км/год потрібна стабілізація крісла від обертання, яке призводить до втрати орієнтації та інших негативних явищ. При вільному падінні з великої висоти з затримкою розкриття основного парашута дуже важливо забезпечити стабілізацію крісла з пілотом, що звичайно виконується відповідним підбором стабілізуючого парашута другого каскаду.

Автоматичне відділення пілота від крісла виконується за допомогою пневмопристроїв, сили натягу ланки другого стабілізуючого парашута, що відокремлюється від крісла, чи інших способів, що відкидають крісло від пілота після розкриття замків прив'язної системи.

Час роботи другого стабілізуючого каскаду при катапультиванні на малих і великих висотах істотно різний. На малих висотах і напорах одночасно з розкриттям замків прив'язної системи він відокремлюється від крісла через 2–3 с з моменту катапультивання і вводить у дію основний парашут. У разі неспрацьовування замків прив'язної системи на основний парашут, який наповняється, буде діяти навантаження з урахуванням ваги крісла і швидкість приземлення буде значно вище, що може призвести до травмування пілота. При катапультиванні на великих висотах і напорах крісло буде рухатися досить тривалий час доти, доки швидкісний напір не стане нижче гранично припустимого за умови наповнюваності, міцності парашута і припустимого перевантаження. Бароблок спрацює на встановленій висоті, і після спрацьовування замків і відділення другого стабілізуючого каскаду вводиться в дію основний рятувальний парашут. У разі автономного покидання пілотом крісла при невідділенні стабілізуючих каскадів існує небезпека того, що крісло притисне пілота після наповнення основного парашута. Якщо ж після відділення пілота крісло іде вперед, то небезпека зіткнення практично виключається [2].

На рис. 2, а показано залежності перевантаження від висоти під час катапультивання зі стратосфери і тропосфери з різними початковими вертикальними швидкостями V_0 без урахування стисливості, побудовані за параметрами стандартної атмосфери [3], розраховані для питомого вагового навантаження системи крісло-пілот: $G/f = 2500$ Н/м².

Аналіз графіків показує, що при одній і тій же початковій швидкості зі збільшенням висоти катапультивання перевантаження зростає. Для вільно падаючого крісла з пілотом з висоти $H = 50$ 000 м максимум перевантаження ($n \approx 2,36$) реалізується на висоті 20 000 м. Зі зменшенням початкової висоти катапультивання в стратосфері знижується і висота реалізації максимального перевантаження, однак менш інтенсивно, ніж початкова висота катапультивання.

Розрахунки показують, що збільшення початкової вертикальної істинної повітряної швидкості від 0 до 200 м/с під час катапультивання в стратосфері з великих висот практично не впливає на величину максимального перевантаження і висоту її реалізації.

Це пояснюється тим, що на досить довгому шляху гальмування початкова кінетична енергія падаючого тіла встигає погаситися роботою гальмування від сили опору повітря. У той же час у тропосфері початкова вертикальна швидкість катапультивання призводить до появи досить значних початкових перевантажень (поява правих гілок на рис. 2, а).

Отже, під час катапультивання з великих висот початкова вертикальна швидкість навіть корисна, тому що вона створює початковий швидкісний напір, що забезпечує нормальну роботу першого стабілізуючого каскаду і стійкість падіння крісла, і при цьому збільшення максимального перевантаження практично не відбувається. При катапультиванні на малих висотах вертикальна складова швидкості явно не бажана, тому що через велику щільність атмосфери вона призводить до появи істотних перевантажень і, крім того, різко зменшує запаси висоти і часу на введення рятівної парашутної системи в дію.

На рис. 2, б показано залежності перевантаження від висоти катапультивання з урахуванням числа Маха. Ефект стисливості тут урахований законом зміни коефіцієнта опору катапультиного крісла за допомогою лінійної моделі

$$c_{xh} = aM + b,$$

де $a = 1$; $b = 0,4$.

Розрахунок критичної швидкості на заданій висоті в цьому випадку виконується за формулою

$$V_{крh} = V_{кр0} \sqrt{\frac{c_{x0}}{c_{xh}}} \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_h}},$$

де $V_{кр0}$ – критична швидкість руху системи крісло–пілот на рівні моря; c_{xh} і c_{x0} – коефіцієнти опору системи крісло–пілот на заданій висоті і на рівні моря відповідно; ρ_h і ρ_0 – густина повітря на заданій висоті і на рівні моря відповідно.

Аналіз і порівняння залежностей перевантаження, наведених на рис. 2, показує, що врахування стисливості для розглянутих випадків призводить до зниження величини максимального перевантаження в середньому на 5–10%, а висота його реалізації збільшується, причому, чим більше початкова висота катапультивання, тим більше і висота реалізації максимального перевантаження.

На рис. 3 наведено характер зміни числа Маха і коефіцієнта опору за висотою за умови, що початкова вертикальна швидкість дорівнює нулю.

За допомогою кривих рис. 3 можна оцінити тривалості (за перепадом висот) знаходження падаючого об'єкта в трансзвукових діапазонах швидкостей, де йде інтенсивна перебудова сил і моментів, які діють на систему об'єкт – парашут, що визначають стійкість її руху, та в надзвукових діапазонах швидкостей, де відбувається нагрівання матеріалу парашута стабілізуючого каскаду від теплових потоків, утворених стрибком ущільнення.

У разі аварійного покидання літака на гранично малих висотах, зльоті чи посадці особлива увага звертається на зниження мінімально безпечної висоти катапультивання. Це досягається інтенсифікацією всіх етапів процесу від моменту катапультивання до наповнення купола рятівного парашута.

Інтенсифікація процесу катапультивання виконується за рахунок [4]:

– застосування комбінованого енергодатчика, що включає стріляючий механізм і РД з імпульсом, що забезпечує високу траєкторію польоту крісла і висоту, що є у розпорядженні, більшу, ніж необхідно для введення парашутної системи у дію;

– примусового відділення пілота від крісла за допомогою другого стабілізуючого чи основного рятівного парашута;

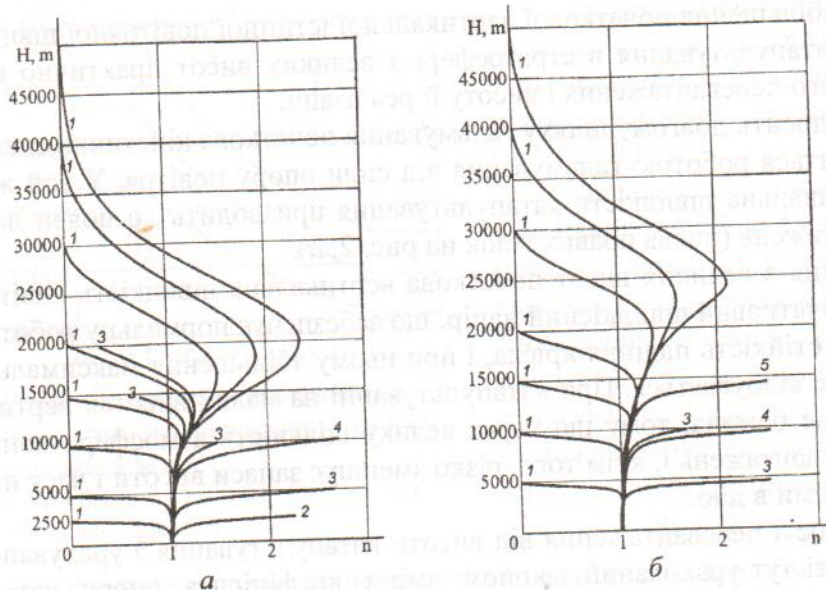


Рис. 2. Характер зміни перевантаження від висоти без врахування (а) і з урахуванням (б) стисливості:

1 – $V_0 = 0$; 2 – $V_0 = 120$ м/с; 3 – $V_0 = 150$ м/с; 4 – $V_0 = 200$ м/с; 5 – $V_0 = 250$ м/с.

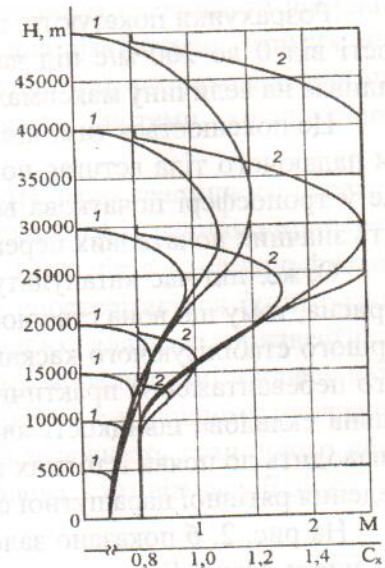


Рис. 3. Залежності числа М (1) і коефіцієнта опору (2) від висоти

– більш інтенсивного гальмування крісла другим стабілізуючим парашутом (збільшення його площі);

– примусового введення в дію основного рятівного парашута пілота другим стабілізуючим парашутом;

– застосування парашута з меншим часом наповнення (з меншою втратою висоти при наповненні) і т. д.

– забезпечення стабілізованого руху крісла з пілотом, тому що в окремих випадках у вільному падінні інтенсивне обертання пілота може призвести до втрати ним просторового орієнтування і навіть утрати свідомості;

– забезпечення примусового відділення пілота від крісла і примусового введення в дію рятівного парашута [4].

Найбільш небезпечним є процес катапультивання з режиму переверненого (ліхтарем униз) польоту на гранично малих висотах. Під час катапультивання з режиму переверненого польоту основний двигун крісла не вмикається, а рятівний парашут вводиться безпосередньо після відділення крісла від літального апарата. Це дозволяє суттєво знизити мінімально безпечну висоту катапультивання [5].

Сучасні катапульти крісла, наприклад, К-36Д-3,5, використовують можливості багатопрограмних електронних пристроїв керування роботою окремих систем і рухом крісла, пов'язаних з інформаційною системою літального апарата [5]. За допомогою бортової ЦЕОМ виконується аналіз параметрів руху літака, що дозволяє адаптувати програму роботи крісла до початкових умов у момент катапультивання за швидкістю, швидкісним напором, висотою і числом Маха.

Істотні поправки, які вносять у роботу катапульти і ракетного двигуна крісла за допомогою ЕОМ, підвищують безпеку катапультивання пілота. Це, у свою чергу, дозволяє вирішити проблему зниження потрібного резерву висоти, необхідного для безпечного катапультивання пілота на малих висотах польоту і при несприятливому просторовому орієнтуванні літального апарата.

У цей час стає можливим безпечно катапультивання в широкому діапазоні швидкостей і висот польоту ($V_i < 1400$ км/год, $M < 3,0$, $H = 0-25$ км) і збереження життя висококваліфікованих льотних кадрів, підготовка яких вимагає від держави значних часових і фінансових витрат [5].

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. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. – М.: Изд-во стандартов, 1981. – 179 с.
4. Бардонов В.В. Парашютные системы для спасения летного состава скоростных самолетов // Сб. докл. НТК. – 1972. – Вып. 4. – М.: НИИ АУ. – 288 с.
5. Северин Г. Катапультное кресло для боевых самолетов // Авиапанорама: Междунар. авиационно-космический журн. – М., 1999. – Май – июнь. – 82 с.

Стаття надійшла до редакції 01.07.02.

0551.410-011.48641.0
УДК 629.735(045)

ГТД, процесс рабочий АД,
параметр термов АД,
модельрование математическое,
математическая модель, программное обеспечение

О.С. Якушенко, канд. техн. наук, старш. науч. співроб.
(Національний авіаційний університет)

ОПТИМІЗАЦІЯ АЛГОРИТМУ ТА ПРОГРАМНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ РОБОЧОГО ПРОЦЕСУ ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА

Розглянуто методи оптимізації алгоритму та програмного забезпечення математичних моделей робочого процесу газотурбінного двигуна. Наведено результати використання цих методів.

Математичні моделі робочого процесу (ММРП) газотурбінного двигуна (ГТД) знаходять широке використання при проектуванні двигунів, створенні систем визначення їхнього технічного стану, вирішенні питань оптимізації процесу експлуатації та технічного обслуговування і т.д. Якщо виникає потреба застосування такої моделі в задачах, критичних до часу їхнього виконання, повстає питання оптимізації її обчислювального процесу, наприклад, при використанні ММРП в алгоритмах верифікації та корегування польотної інформації, коли необхідно провести верифікацію десятків, а іноді сотень тисяч інформаційних кадрів, зареєстрованих за один польотний цикл. Іншим прикладом задачі, при якій час роботи ММРП є суттєвим параметром, є проблема генезису та прогнозу зміни експлуатаційних характеристик ГТД та міцнісних характеристик його найбільш навантажених деталей [1; 2]. Для цього необхідно виконати великий обсяг розрахунків параметрів робочого процесу ГТД, технічний стан вузлів і відповідно функціональні характеристики якого у загальному випадку можуть суттєво відрізнятися від середньостатистичних і змінюватися у часі.

Для вирішення зазначених задач широко використовують поелементні імітаційні ММРП [3; 4]. Найбільш часто застосовують нелінійні ММРП, що мають другий рівень складності. У таких моделях математичні моделі вузлів ГТД подано формальним описом їхніх характеристик, які не розкривають фізичної природи процесів, що протікають в окремих елементах, розглядуваних в цьому випадку як “чорні ящики”.

Алгоритми математичної моделі функціонування ГТД досить складні і трудомісткі, можуть спиратися на ітераційні та інтерполяційні процедури. При цьому середній час виконання необхідної кількості розрахунків навіть на сучасних ПЕОМ може становити залежно від необхідного рівня точності та використовуваного алгоритму до 2–5 с.

Оптимізація роботи ММРП ГТД може проводитися на етапі створення універсальної математичної моделі та на етапі її пристосування до умов вирішення конкретної задачі.

Методи оптимізації, використовувані на етапі створення ГТД, залежать від типу моделі. Оптимізація роботи спрощеної ММРП, яка спирається на лінії робочих режимів елементів проточної частини і має нерозривний математичний опис, досить проста. При цьому необхідно виключити з процесу розрахунку математичні дії з константами, замінивши їх заздалегідь розрахованим результатом та виключити з алгоритму розрахунок параметрів, що не впливають на загальні результати розрахунку (наприклад, переведення потужності з ватів до кінських сил і т. д.).