

УДК 515.2

М.О. ХОДАК, Т.С. ПАНКРАТОВА*Національний авіаційний університет, Київ, Україна***МОДЕЛЮВАННЯ ГЕОМЕТРИЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРЯМОТОЧНИХ ПОВІТРОЗАБІРНИКІВ АВІАЦІЙНИХ ГТД З ПАРАБОЛІЧНО-ЕЛІПТИЧНО-ГІПЕРБОЛІЧНИМ ОБВОДОМ НА ВХОДІ ПЕРШОГО ПОРЯДКУ ГЛАДКОСТІ**

У роботі розглядаються питання геометричного і аналітичного моделювання характерних перерізів прямоточних повітрозбірників авіаційних газотурбінних двигунів з параболо-еліптично-гіперболічним обводом на вході першого порядку гладкості та їх об'ємів, показана процедура визначення площ характерних перерізів і наводяться робочі формули для їх розрахунку, в тому числі для розв'язання задач їх компонування з іншими частинами конструкції літака по об'ємним і ваговим параметрам.

моделювання обводів характерних перерізів повітрозбірників (ПЗ), моделювання об'ємів і площ поверхонь ПЗ, CALS-концепція та її основні складові, оптимальне розв'язання компоновочних задач об'ємів простору каркаса літального апарата, виконання вагових та міцнісних розрахунків, життєвий цикл виробу

Загальна постановка проблеми та її зв'язок з науково-практичними задачами

Як відомо, сучасні ринкові відносини пред'являють високі вимоги до надійності авіаційної техніки, жорсткі вимоги до підтримки потрібних технічних параметрів в процесі експлуатації, підвищені вимоги до питань економічності незалежно від кліматичних умов роботи і сезону, швидких можливостей запуску проектного виробу у виробництво.

Крім цього, ситуація сьогодні на світовому ринку наукоємної продукції розвивається в сторону повного переходу на безпаперову електронну технологію проектування, виготовлення та збуту виробу, що являється основною вимогою ICAO по відношенню до сучасної авіаційної техніки, і яка отримала назву CALS-концепції (Computer aided life circle – комп'ютерна підтримка життєвого циклу).

У зв'язку з цим світ інтенсивно впроваджує нову концепцію інформаційної підтримки промислових технологій, що отримали назву CALS-концепції, яка, по суті, є системою міждержавних стандартів,

що формує єдиний інформаційний простір, де протікають процеси взаємодії всіх суб'єктів глобальної економіки.

CALS-технологія має на увазі використання єдиного інформаційного простору на всіх етапах життєвого циклу виробу – від початку проектування до виготовлення, експлуатації і до списання [1].

Компонентами цієї технології являються CAD/CAE/CAM-системи [1 – 3].

CAD-системи (computer aided design – комп'ютерна підтримка проектування) – системи автоматизованого проектування (САПР). CAE-системи (computer aided engineering – комп'ютерна підтримка інженерних розрахунків) – системи інженерного аналізу. CAM-системи (computer aided manufacturing – комп'ютерна підтримка виробництва) – системи технологічної підготовки виробництва, які призначені для проектування технологічного обладнання, обробки деталей і їх виготовлення на верстатах з числовим програмним управлінням (ЧПУ) та випуску програм до них.

В сучасних умовах CAE-системи розпочинають інтенсивніше застосовувати при технологічних процесах, здобуваючи нові області впровадження. На

першому етапі область застосування систем інженерного аналізу обмежувалась умовно формою деталі та підрахунку його ваги, геометричних характеристик перерізів та деталі в цілому. В подальшому при інженерних розрахунках почали використовуватися характеристики матеріалів деталей, з'явилась можливість розрахунку багатопарових виробів з композиційних матеріалів, були розроблені САЕ-системи з попередньої оцінки характеристик втомлюваності деталей і конструкцій та динамічного відгуку конструкцій на зовнішній вплив. Основна мета розвитку САЕ-систем – це повне супроводження життєвого циклу виробу комплексом інженерних розрахунків.

Крім зазначеного, CALS-концепція включає:

- системи САПР різних рівнів;
- повний електронний пакет виробу;
- системи управління пакетними даними (PDM);
- системи технічного електронного документообертання (TDM);
- автоматизовані системи технологічної підготовки виробництва;
- обчислювально-вимірювальні системи;
- системи управління виробництвом.

У зв'язку з вище викладеним та з постійно зростаючою необхідністю підвищення рівня надійності і довговічності авіаційної техніки, економії при цьому матеріальних і трудових ресурсів, зниження матеріалоємності виробництва та науково-обґрунтованого визначення геометричних характеристик повітрозбірників, різко підвищується значення вирішення задач побудови їх математичних моделей, оцінки їх достовірності, задач, направлених на вирішення обчислюваних та системно-організаційних проблем побудови засобів моделювання об'єктів авіаційної техніки та процесів, що в них протікають.

Огляд публікацій і виділення невирішених задач. Існує значна кількість публікацій з питань, як математичного, так і геометричного моделювання

поверхонь авіаційних конструкцій, поверхонь архітектурно-будівельних споруд різного призначення. При цьому недостатньо досліджені питання моделювання об'ємів і площ поверхонь різних кривих форм, геометричні розміри яких необхідно знати конструктору для вирішення питань оптимального компонування, розрахунку вагових характеристик складових елементів конструкцій. Крім цього елементи ГТД зазнають впливу імпульсних навантажень, інтенсивність яких зростає із збільшенням одиничної і питомої потужності ГТД. У зв'язку з цим виникає необхідність моделювати елементи корпусу і визначати їх необхідні геометричні характеристики.

В багатьох роботах такого напрямку поверхні технічних форм задаються в дискретному вигляді, лінійчатим каркасом, точковим каркасом або представляються оболонковими моделями. [4 – 8].

Взагалі, область застосування оболонкових конструкцій надзвичайно широка: машинобудування, авіація, ракетобудування, архітектурно-будівельні конструкції та ін.

Конструкції з оболонкових поверхонь знаходяться в різних умовах навантаження, а тому актуальними являються розрахунки на міцність, стійкість, акустично-шумові та резонансні коливання, де фігурують також геометричні характеристики елементів конструкцій [2, 3].

Як відомо, в основі сучасної конструкторської комп'ютерної моделі літака закладена його аеродинамічна модель, яка включає всі складові геометричних форм поверхні літального апарату (ЛА) та деякі їх будівельні осі та площини.

Оптимальне розв'язання задач конструювання більшості основних поверхонь в літако- і ракетобудуванні в своїх витоках виходять від геометрії аеродинамічних зовнішніх та внутрішніх обводів. Оскільки задавати, розраховувати і відтворити аеродинамічні обводи є основною з точки зору подальшого проектування всіх інших технологічних процесів

виробництва ЛА і силових установок (СУ) як в цілому, так і їх окремих конструкцій, то проектування і відтворення обводів є найбільш складним і відповідальним процесом.

В загальному вигляді обводи як внутрішніх, так і зовнішніх форм ЛА і повітрозбірників (ПЗ) газотурбінного двигуна (ГТД) мають складні геометричні форми, але більшість з них піддаються геометричному моделюванню (ГМ) кривими другого порядку (КДП), а тому метод КДП в літакобудуванні знайшов широке застосування. Проте його можливості вивчені далеко не повністю, наприклад: не досліджені питання, які пов'язані із розробкою систем автоматизованого проектування (САПР) на основі КДП і інших графічних прийомів в ГМ кривих поверхонь (КП); питання пов'язані із застосуванням комп'ютерних технологій для аналітичного всебічного їх розрахунку; не досліджені питання оптимального ГМ КП та інше. На сьогодні відсутні довідкові відомості про різні способи і прийоми побудови КДП і про інші прийоми графічних побудов складних поверхонь, які дають найменшу кількість команд при застосуванні системи, наприклад, AutoCAD, що має важливе значення для реалізації САПР на всіх її етапах, не досліджені питання застосування номографування до геометричного моделювання обводів [9 – 11].

Для оптимального розв'язання компоновочних задач необхідно вміти моделювати розподілення об'ємів простору складових частин і елементів каркаса ЛА між загальним об'ємом конструкції в цілому.

Об'ємно-геометричні параметри складових каркасних частин ЛА в свою чергу являються вихідними даними для виконання уточнених аеродинамічних, вагових, міцнісних, економічних та інших розрахунків, являються основою для ув'язки в подальшому конструктивних параметрів з експлуатаційними.

Крім цього, при заданні і розподілі об'ємів складових ЛА конструкторські групи з конструювання різних частин і систем літака повинні вписатися в

них зі своїм обладнанням та конструктивними рішеннями. Для цього необхідно вміти моделювати як зовнішні, так і внутрішні геометричні форми складових частин каркасу ЛА, в тому числі і ПЗ ГТД.

Профілювання зовнішнього обводу ПЗ повинно забезпечити ЛА мінімальний лобовий опір, а оптимальне профілювання внутрішніх обводів в характерних перерізах (ХП) повітряного каналу повинно забезпечувати високі значення коефіцієнта відновлення повного тиску ($\sigma_{ex} = 0,97...0,98$) і рівномірне поле швидкостей на вході в компресор ГТД, що досягається за рахунок безвідривного протікання повітря в його каналовій поверхні [12].

Відомо, що в процесі розв'язання компоновочних питань повинні також бути витримані окремі компоновочні вимоги: неперетинання з поверхнями інших агрегатів літака; визначення мінімально допустимих проміжків між оточуючими поверхнями інших агрегатів.

Таке формулювання приводить до необхідності вирішення якісно нових задач, а саме – можливості автоматизованої об'ємно-просторової компоновки каналових поверхонь ПЗ авіаційних ГТД складних геометричних форм. Розв'язання таких задач досить трудомістке і важко вирішуване без застосування сучасних комп'ютерних технологій. Цього можливо досягти тільки за рахунок переходу на технологію проектування і виробництва через впровадження систем CAD/CAE/CAM [1 – 3].

Результати досліджень

У роботі розглянута задача графоаналітичного моделювання ПЗ ГТД з обводом параболо-еліптично-гіперболічної форми на вході першого порядку гладкості та задача графоаналітичного моделювання об'ємів каналу ПЗ, який він буде займати в загальній конструкції літального апарату при наявності функціонального зв'язку ПЗ з ним.

Крім цього, в роботі на основі проведених досліджень показано застосування різних способів і при-

йомів нині існуючих в інженерній графіці на встановлення необхідної кількості команд для побудови п'яти точок кривої другого порядку, що забезпечує повну достатність для визначення конкретного виду КДП, згідно теореми Паскаля і Бріаншона [13].

Для того, щоб виконати ГМ обводу на вході в ПЗ, який складається з ділянки параболи, еліпса та гіперболи і його відтворення на комп'ютері, показаного на рис. 1, потрібно застосувати відомі прийоми та графічні способи побудови параболи, еліпса та гіперболи [14]. З аналізу можливих варіантів побудов, оптимальний прийом побудови обводу потребує загальну кількість команд 37, тобто 9 по пабаролі, 11 по еліпсу та 17 по гіперболі, а прийом побудови, який потребує найбільшу кількість команд, матиме 52 команди, тобто 16 по параболі, 18 по еліпсу та 18 по гіперболі. Таким чином, в процентному відношенні оптимальний прийом зменшує кількість

команд на 29 %, що підтверджує важливість наведених досліджень [15] для подальшого складання програм і організації автоматизованого проектування обводів параболо-еліптично-гіперболічних форм.

Задачі автоматизованих розрахунків поверхонь, включаючи визначення їх метричних і диференційованих характеристик, завжди були і залишаються актуальними при проектуванні ПЗ авіаційних ГТД. При цьому розрахункові алгоритми і складені за ними програми повинні володіти максимальною швидкістю, точністю та мати максимально спрощений вигляд, що в значній мірі впливає на термін їх доведення і впровадження.

Розглянемо задачу застосування обводів наведеної форми до проектування характерного перерізу (ХП) авіаційних ГТД (див. рис. 1), де $F_{вх}$ – площа входу; m_n – секундна витрата повітря.

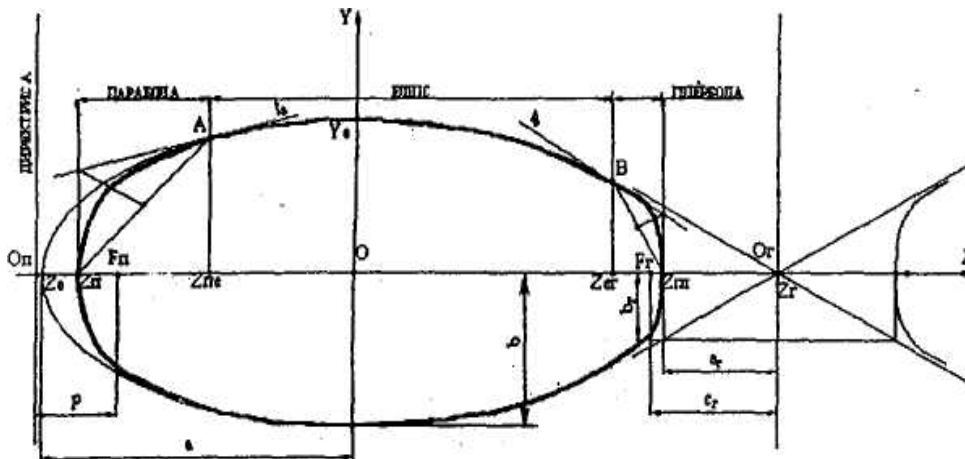


Рис. 1. Геометричне моделювання обводу параболо-еліптично-гіперболічної форми

При цьому важливою розрахунково-геометричною характеристикою ХП ПЗ ГТД є визначення площі його перерізу, що являє інтерес для інженерної практики, бо знання конкретних значень площ ХП необхідно для розрахунків по визначенню витрати повітря, епюр полів швидкостей течій повітря в них, забезпечення стійкої роботи авіаційних ГТД.

У зв'язку з цим геометричні параметри вхідної частини каналу ПЗ визначаються необхідною витра-

тою маси повітря через площу входу за формулою (1):

$$F_{вх} = m_n / v_{вх} \rho_{вх}, \quad (1)$$

де $v_{вх}$ – швидкість повітря на вході; $\rho_{вх}$ – щільність повітря на вході.

При проектуванні дозвукових ПЗ ГТД їх параметри обираються для основного режиму польоту [12].

Оскільки проектований контур в загальному вигляді може мати складну геометричну форму, то для

забезпечення його ГМ і розрахунку, пропонується комбінований спосіб його апроксимації. Він полягає в тому, що спочатку складна крива обводу за наперед заданими формами розбивається на окремі ділянки, найбільш близькі до того чи іншого закону розподілу кривини профілю, що описується комбінацією кускових КДП, а ступінь їх опуклості і тип кривої визначаються за дискримінантом d : якщо $d > 0,5$, то матимемо дугу гіперболи, якщо $d < 0,5$ – дугу еліпса; якщо $d = 0,5$ – дугу параболи.

При цьому зрощування окремих ділянок повинно виконуватися із збереженням значення похідної (дотична t_a і t_b до обох кривих у точці стику має бути спільною) або із додержанням одного і того ж радіусу кривини в місці стику. Після цього з врахуванням встановлених значень дискримінанта d і виду КДП для підвищення точності ГМ обводу пропонується ці окремо взяті ділянки КДП перебудувати з використанням того чи іншого геометричного способу або прийому їх побудови, який потребує найменшу кількість команд.

З метою скорочення часу і підвищення точності викреслення обводів ХП ПЗ ГТД пропонується цю процедуру проводити із застосуванням системи AutoCAD.

Для забезпечення плавної форми параболо-еліптично-гіперболічного обводу першого порядку гладкості ГМ і визначення при цьому загальної площі ХП ПЗ ГТД необхідно визначити координати точок стику. Для знаходження аплікати спільної дотичної, складаємо систему рівнянь (2):

$$\begin{cases} \frac{z_{ne}^2}{a^2} - \frac{2p(z_{ne} - z_n)}{b^2} = 1; \\ \frac{z_{ne}}{a^2} - \frac{p}{b^2} = 0, \end{cases} \quad (2)$$

де z_n – абсциса вершини параболи; p – відстань від фокуса до директриси; a і b – розміри півосей еліпса.

Значення координати точки стику парабол з еліпсом z_{ne} , в якій вони мають спільну дотичну t_a ви-

значаємо з розв'язання системи рівнянь (2) за формулою (3):

$$z_{ne} = p \frac{a^2}{b^2}. \quad (3)$$

Аналогічно знаходимо аплікату точки стику еліпса з гіперболою z_{ez} , в якій вони мають спільну дотичну t_b . Для цього складаємо систему рівнянь, яка має вигляд (4):

$$\begin{cases} \frac{b^2}{a^2} z_{ne}^2 + \frac{b_e^2}{a_e^2} (z_{ez} - z_e)^2 = b^2 + b_e^2; \\ \frac{b^2}{a^2} z_{ne} + \frac{b_e^2}{a_e^2} (z_{ez} - z_e) = 0, \end{cases} \quad (4)$$

де z_e – абсциса лівої вершини гіперболи; a_e і b_e – розміри дійсної та уявної півосей гіперболи.

З розв'язанням системи рівнянь (4) отримуюмо формулу для визначення аплікати точки стику еліпса з гіперболою z_{ez} , яка має вигляд (5):

$$z_{ez} = -\frac{a^2 b_e}{b} \sqrt{\frac{b^2 + b_e^2}{a^2 b_e^2 + b^2 a_e^2}}. \quad (5)$$

Для обводу параболо-еліптично-гіперболічної форми (див. рис. 1) площа, необхідна для (1), може бути розрахована за формулою (6):

$$\begin{aligned} F_{\text{вх}} &= S_{\text{ПЕГ}} = 2(S_1 + S_2 + S_3) = \\ &= 2 \left(\int_{z_{e1}}^{z_{ez}} y_1 dz + \int_{z_{ez}}^{z_{ne}} y_2 dz + \int_{z_{ne1}}^{z_n} y_3 dz \right). \end{aligned} \quad (6)$$

Враховуючи (3), (5) і (6) отримуюмо формулу (7) для визначення площ S_1 , S_2 і S_3 .

$$\begin{aligned} S_{\text{ПЛГ}} &= 2 \left[\int_{z_{e1}}^{z_{ez}} \frac{b_e}{a_e} \sqrt{(z - z_e)^2 - a_e^2} dz + \right. \\ &\quad \left. + \int_{z_{ez}}^{z_{ne}} \frac{a}{b} \sqrt{a^2 - z^2} dz + \int_{z_{ne1}}^{z_n} \sqrt{2p(z_n - z)} dz \right]. \end{aligned} \quad (7)$$

Тоді формула для підрахунку загальної площі ХП $S_{\text{ПЕГ}}$ по (7) необхідної для формули (1) дорівнюватиме (8):

$$S_{\text{ПЕГ}} = \frac{b a_e^2}{b} \frac{\sqrt{(b^2 + b_e^2)^2 (b^4 a_e^2 - a^2 b_e^4)}}{b_e^2 a^2 + b^2 a_e^2} -$$

$$\begin{aligned}
& -a_z b_z \ln \left| \frac{b a_z}{b_z} \sqrt{\frac{b^2 + b_z^2}{b_z^2 a^2 + b^2 a_z^2}} + \frac{1}{b_z} \sqrt{\frac{b^4 a_z^2 - a^2 b_z^4}{b a + b a}} \right| + \\
& + ab \left[\arcsin \frac{p a}{b^2} + \arcsin \left(\frac{a b_z}{b} \sqrt{\frac{b^2 + b_z^2}{b_z^2 a^2 + b^2 a_z^2}} \right) \right] + \\
& \frac{p a}{b} \sqrt{a^2 - p^2 \frac{a^4}{b^4}} - \frac{4}{3} \sqrt{23} \left(\frac{b^2}{2p} - p \frac{a^2}{2b^2} \right)^{3/2} + \\
& + 2 \frac{a^2 b_z}{b} \frac{\sqrt{(b^2 + b_z)(b^4 a_z^2 - a^2 b_z^4)}}{b_z^2 a^2 + b^2 a_z^2}.
\end{aligned} \quad (8)$$

Після визначення площі ХП на вході в ПЗ можна перейти до вирішення задачі по визначенню об'єму,

який займатиме поверхня ПЗ авіаційного ГТД в загальній конструкції ЛА [3].

Розглянемо задачу графоаналітичного моделювання об'єму каналу ПЗ ГТД параболо-еліптично-гіперболічної форми на вході, а на виході – форму кола, діаметр якого дорівнює діаметру входу компресора ГТД, а ХП між ними представляють закономірно змінні форми (рис. 2). При цьому мала піввісь еліпса в напрямі осі X не змінюється і дорівнює радіусу кола на виході ($b = R$). Вісь X проходить через центр еліпса і кола.

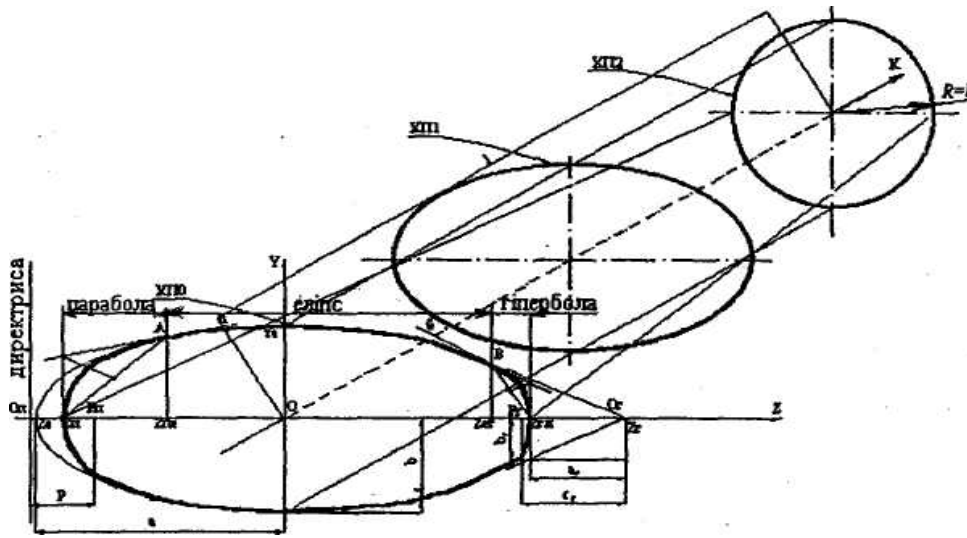


Рис. 2. Геометричне моделювання об'єму прямого повітрязбірника з параболо-еліптично-гіперболічним входом

Тоді в лінійному наближенні формула зміни характеристик перерізів ХП0, ХП1, ПЗ від входу до виходу має вигляд:

$$S_{ПЕГ}(x) = S_0 + \frac{\pi a^2 - S_0}{l} x, \quad (9)$$

де S_0 – площа перерізу параболо-еліптично-гіперболічної форми на вході ПЗ ГТД і обчислюється за формулою (10):

$$\begin{aligned}
S_0 = & \frac{b_0 a_{z0}^2}{b} \frac{\sqrt{(b_0^2 + b_{z0}^2)^2 (b_0^4 a_{z0}^2 - a_0^2 b_{z0}^4)}}{b_z^2 a^2 + b^2 a_z^2} - \\
& - a_{z0} b_{z0} \times \\
& \times \ln \left| \frac{b_0 a_{z0}}{b_{z0}} \sqrt{\frac{b_0^2 + b_{z0}^2}{b_{z0}^2 a_0^2 + b_0^2 a_{z0}^2}} + \frac{1}{b_{z0}} \sqrt{\frac{b_0^4 a_{z0}^2 - a_0^2 b_{z0}^4}{b a + b a}} \right| + \\
& + a_0 b_0 \times
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
& \times \left[\arcsin \frac{p_0 a_0}{b_0^2} + \arcsin \left(\frac{a_0 b_{z0}}{b_0} \sqrt{\frac{b_0^2 + b_{z0}^2}{b_{z0}^2 a_0^2 + b_0^2 a_{z0}^2}} \right) \right] + \\
& + 2 \frac{a_0^2 b_{z0}}{b_0} \frac{\sqrt{(b_0^2 + b_{z0})(b_0^4 a_{z0}^2 - a_0^2 b_{z0}^4)}}{b_{z0}^2 a_0^2 + b_0^2 a_{z0}^2} + \\
& + \left(\frac{2}{3} \frac{b_0^3}{p_0} + \frac{1}{3} \frac{p_0 a_0^2}{b_0} \right) \sqrt{1 - \frac{p_0^2 a_0^2}{b_0^2}},
\end{aligned} \quad (10)$$

де a_0 і b_0 – розміри півосей еліпса на вході; p_0 – відстань від фокуса до директриси на вході; a_{z0} і b_{z0} – розміри дійсної і уявної півосей гіперболи на вході.

Тоді об'єм каналу ПЗ ГТД, вхід якого параболо-еліптично-гіперболічної форми, з урахуванням (9) і (10) визначається за формулою (11) за областю Ω таким чином:

$$V = \iiint_{\Omega} dx dy dz = \int_0^l S_{ПЕЛГ}(x) dx =$$

$$= S_0 l + \frac{\pi a^2 - S_0 l^2}{l} \frac{l^2}{2} = \frac{\pi a^2 + S_0}{2} l. \quad (11)$$

В процесі розробки і конструювання ПЗ крім математичних моделей об'ємів важливо мати унагледнені представлення по взаємозв'язку їх основних геометричних параметрів.

Для швидкого і наочного визначення взаємного зв'язку між об'ємом і змінними параметрами S_0 , b і l рівняння (11) пропонується використовувати графічно-номограмні представлення функції зміни об'єму ПЗ від S_0 , b і l , які показані на рис. 3 для ПЗ з входом параболо-еліптично-гіперболічної форми, тобто характер зміни об'єму, в залежності від різних значень S_0 і l при $b = 0,5 = \text{const}$.

Також для кожного з графіків обчислено габаритний розмір m , що дорівнює ширині повітряозабірника.

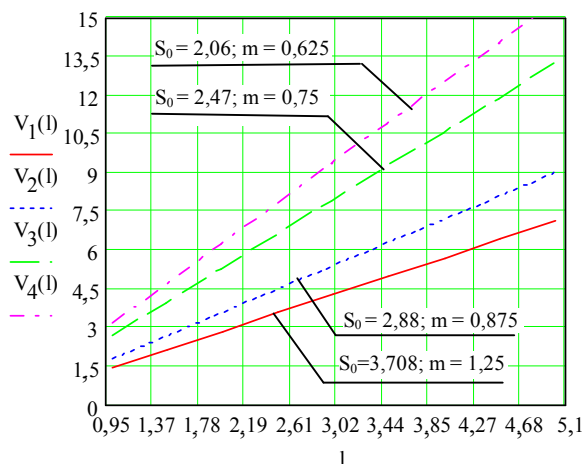


Рис. 3. Графічно-номограмні залежності зміни об'єму ПЗ для параболо-еліптично-гіперболічного входу при $b = 0,5$

Сумісний розгляд набору аналогічних графічних залежностей при $b = 0,4$, $b = 0,3$ і аналітичних алгоритмів розв'язання задач компоновки ПЗ дозволяє більш глибоко вникнути в суть задачі, уникнути помилок або неточностей за рахунок наочності отриманих номограмних результатів, які завжди були

притаманні при інженерному проектуванні та геометричному моделюванні.

Висновки

Запропоновані графічно-номограмні залежності об'єму ПЗ як функції $V = f(S_0, b, l)$ значно розширюють початкові розрахунки, дозволяють достатньо швидко вибирати проміжні значення параметрів функції $V = f(S_0, b, l)$ при різних варіантах їх поєднання, а також дозволяють перевіряти точність вибору параметрів, необхідних для управління геометричною формою ПЗ, розробляти загальні рекомендації по вибору геометричних параметрів ПЗ для оптимального вирішення компоновочних задач по взаємній ув'язці об'ємів поверхонь ЛА, які функціонально зв'язані з об'ємами прямокутних повітряозабірників.

Наведений аналітичний розрахунок забезпечує гладкість при ГМ обводів ПЗ складних форм та дозволяє проводити управління їх формою, дає можливість краще організувати потік повітря в каналовій поверхні, забезпечує зниження аерогідродинамічних втрат потоку повітря, спрямований на підвищення загальної економічності і надійності роботи ГТД, а також дозволяє в значній мірі знижувати його шумові характеристики, тому що вхідні та вихідні частини двигуна є основними джерелами шумів ЛА.

Література

1. Основы общего проектирования самолётов с газотурбинными двигателями. Ч. 2 / П.В. Балабуев, С.А. Бычков и др. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2003. – 390 с.
2. Кучер О.Г., Харитон В.В. Розрахунок на міцність авіаційних конструкцій методом кінцевих елементів із застосуванням систем комп'ютерного інжинірингу // Збірник наукових праць V МНТК «ABIA 2003». – К.: НАУ, 2003. – Т. 3, секція 34. – С. 34.11-34.16.

3. Ходак М.О., Ситниченко В.В., Панкратова Т.С. Графоаналітичне моделювання об'ємів і площ поверхонь прямокутних повітрозбірників авіаційних ГТД з еліптичним входом // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2005. – № 4 (20). – С. 66-71.
4. Найдиш А.В. Моделирование кривых линий и поверхностей зданий и сооружений аэропортов // *Сборник научных трудов КИИГА. Геометрическое моделирование в авиационном и аэродромном проектировании*. – К.: КИИГА, 1994. – С. 77-81.
5. Пугачов Е.В. Дискретна згладжуюча апроксимація дискретно представлених осцилюючих поверхонь // *Прикладна геометрія та інженерна графіка: Зб. наук. праць*. – К.: КДТУБА, 1996. – Вип. 60. – С. 46-49.
6. Павлов А.В., Власик Г.Г. Конструювання поверхні носової частини літака з використанням графічної системи INS // *Прикладна геометрія та інженерна графіка*. – К.: КДТУБА, 2000. – Вип. 67 – С. 114-117.
7. Михайленко В.Е., Черніков О.В. Сучасний стан методів геометричного та комп'ютерного моделювання та напрямки їх розвитку // *Прикладна геометрія та інженерна графіка*. – К.: КДТУБА, 2000. – Вип. 68. – С. 3-6.
8. Борисенко В.Д., Устенко С.А. Впровадження досліджень з геометричного моделювання у практику створення проточних частин турбомашин // *Прикладна геометрія та інженерна графіка*. – К.: КДТУБА, 2003. – Вип. 73. – С. 72-77.
9. Ходак М.О., Ситниченко В.В., Вишневський О.А. Застосування номографування до геометричного моделювання обводів перерізів повітрозбірників авіадвигунів параболо-еліптичних форм // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2003. – Вип. 40/5. – С. 121-125.
10. Котов И.И., Утишев Е.Г. Обвод кривых с общими кривизнами // *Темат. сб. научн. тр. Московского авиационного института*. – М.: МАИ, 1977. – Вип. 414. – С. 53-57.
11. Фирсов В.А. Воспроизведение обводов самолета в системе автоматизированного проектирования. – М.: МАИ, 1978. – 224 с.
12. Проектирование самолетов / Под ред. С.М. Егера. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.
13. Бабаков В.В. Проектирование поверхностей кривыми второго порядка в самолетостроении. – М.: Машиностроение, 1969. – 124 с.
14. Ходак М.О., Ситниченко В.В. Вибір оптимальної комп'ютерної візуалізації при геометричному моделюванні обводів складних форм характерних перерізів повітрозбірників авіаційних ГТД // *Праці Таврійської державної агротехнічної академії*. – Мелітополь, 2001. – Вип. 4. *Прикладна геометрія та інженерна графіка*, т. 12. – С. 83-89.
15. Ходак М.О., Ситниченко В.В., Пашинський А.Й. Моделювання об'ємів прямокутних повітрозбірників авіаційних ГТД з параболо-еліптично-гіперболічним входом // *Прикладна геометрія та інженерна графіка*. – К.: КДТУБА, 2003. – Вип. 73. – С. 200-206.

Надійшла до редакції 17.05.2006

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.П. Юрчук, Національний технічний університет України «КПІ», Київ.