

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ УКРАЇНИ
ХАРКІВСЬКИЙ АВІАЦІЙНИЙ ІНСТИТУТ

на правах рукопису

КОЛЕСНІКОВ ВОЛОДИМИР ІВАНОВИЧ

АНАЛІТИЧНИЙ МЕТОД РОЗРАХУНКУ СИЛОВИХ
ПОЯСІВ АВІАЦІЙНИХ ГАЗОТУРБІННИХ

ДВИГУНІВ

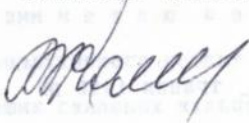
05.07.05 - теплові двигуни

літальних апаратів

АВТОРЕФЕРАТ

дисертації на здобуття наукового ступеня

кандидата технічних наук



Харків - 1996

ЛННБ України ім.В.Стефаніка



00752503 (M)

AB 35.168

Робота виконана на Запорізькому машинобудівному

конструкторському бюро "Прогрес".

Науковий керівник: доктор технічних наук, лауреат

державної премії

Муравченко Федір Михайлович

Офіційні опоненти: доктор технічних наук, професор

Сібірський Дмитро Федорович

кандидат технічних наук, доцент

Міневич Олександр Борисович

Провідна організація: акціонерно товариство "Мотор-Січ"

(Мінмашпром України, Запоріжжя)

Захист відбудеться 28 червня 1996 р. о 14 годині на

засіданні спеціалізованої ради Д 02.27.05

при Харківському авіаційному інституті

ім. М. С. Жуковського

за адресою: 310070, Харків, вул. Чкалова, 17, ХАІ

З дисертацією можна ознайомитися у бібліотеці

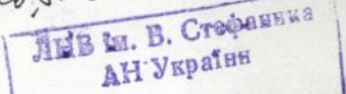
інституту

Автореферат розісланий ____ травня 1996 р.

Вчений секретар спеціалізованої

ради, професор

Г. Л. Корнилов



ЗАГАЛЬНА ХАРАКТЕРИСТИКА РОБОТИ

Актуальність теми. Підвищення ресурсу і надійності авіаційних газотурбінних двигунів (ГТД) є одною з найбільш актуальних проблем розвитку і вдосконалення авіаційної техніки. Вирішення цієї проблеми здебільшого визначається якістю методів розрахунку на міцність і жорсткість деталей і вузлів двигунів, перш за все роторів, корпусів статора і підвісок двигуна до літака.

Однак, якщо питаннями розрахунку напружено-деформованого стану (НДС) роторів приділяється достатня увага і на вирішення цієї задачі спрямовані зусилля багатьох дослідників, то питання розрахунку вузлів статора розглянуті недостатньо и потребують подальшого розвитку. Це в першу чергу стосується розрахунків кільцевих систем статора, на яких розташовані вузли підвіски двигуна до літака, що складають так звані силові пояси двигуна. Силові пояси, а також ряд інших кільцевих систем статора мають забезпечити міцність і жорсткість двигуна в цілому, запобігаючи виникненню неприпустимих пружних деформацій і пілком виключаючи залишкові деформації за умови своєї мінімальної маси. Складність їх реальних конструкцій і принципів, відмінності від відомих класичних розрахункових схем визначають актуальність проблеми, вирішення якої дозволить підвищити надійність і ресурс ГТД.

В зв'язку з цим метою роботи є розробка і практичне втілення аналітичного методу розрахунку НДС силових поясів, а також інших складних кільцевих систем авіаційних ГТД, спрямованого на збільшення надійності та ресурсу останніх.

Метод заснован на використанні уточненої математичної моделі, що включає приєднані оболонки і враховує деформації зсу-

ву, розтягу і депланажу поперечних перерізів силових кілець з профілями відкритого типу. Планувалось виконати експериментальну перевірку метода, а далі використати його при проектуванні і доводці ряду двоконтурових і гвинтовентиляторних турбореактивних двигунів ЗМКБ "Прогрес".

Роботу виконано в ЗМКБ "Прогрес" в 1978-1993 р.р. відповідно з постановою Ради міністрів СРСР № 27-24 від 2.04.77 р. (створення важкого транспортного літака Ан-124 із двигунами Д-18Т), Кабінету міністрів України № 477 від 17.08.92 р. (створення транспортного літака Ан-70 із двигунами Д-27) та державної програми розвитку авіаційної промисловості України, що затверджено президентом 3.07.92 р.

Наукова новизна міститься в тому, що в дисертації вперше одержані такі наукові результати:

- запропонована математична модель типових для статорів ГТД складних кільцевих систем, що включає приєднані оболонки і враховує деформації зсуву, розтягу і депланажу поперечних перерізів силових кілець з профілями відкритого типу;

- на підставі запропонованої математичної моделі розроблен універсальний метод розрахунку НДС силових поясів статора, направляючих, випрямляючих і соплових апаратів, корпусів опір роторів ГТД.

Універсальність моделі дозволяє проводити розрахунки силових поясів та інших кільцевих систем як з малим, так і з великим числом радіальних елементів - стояків або лопаток, а також розробляти методи їх розрахунку на коливання і удар.

Практична цінність і реалізація роботи, полягають в розробці та впровадженні в практику ЗМКБ "Прогрес" універсального методу розрахунку, що дозволяє

одержати вірогідну інформацію про НДС силових поясів та інших складних кільцевих систем, збільшити надійність, ресурс і зменшити масу статорів авіаційних ГТД. За його допомогою були спроектовані, випробувані та доведені силові пояси і кільцеві системи двоконтурного турбореактивного двигуна Д-18Т, що випускається серійно, для важких дальніх високоефективних транспортних літаків Ан-124 ("Руслан"), Ан-225 ("Мрія") і дослідного винтовентиляторного двигуна нового покоління Д-27 літака Ан-70.

В і р о г і д н і с т ь р е з у л ь т а т і в визначається використанням в запропонованому методі більш адекватної моделі силових поясів, а також результатами стендових випробувань елементів статора і багаторічною успішною експлуатацією парку двигунів Д-18Т.

А п р о б а ц і я. Основні научні положення і результати роботи неодноразово докладались і обговорювались на науково-технічних семінарах відділку міцності ЦІАМ ім. П. І. Баранова, на засіданнях державної комісії з випробування двигунів Д-18Т і Д-27, на Всесоюзних конференціях "Газотурбінні та комбіновані установки" (Москва, МДТУ ім. Баумана, 1987 і 1991 р. р.).

Дисертація в цілому докладалась і схвалена на науково-технічному семінарі кафедри "Конструкція і міцність авіадвигунів" Харківського авіаційного інституту.

П у б л і к а ц і ї. З теми дисертації опубліковані дві статті і випущено 15 науково-технічних звітів.

Особисто автором внесено позначені вище уточнення до математичної моделі складних кільцевих систем статора ГТД та запропоновано метод розрахунку на її основі, що реалізовано сумісно з В. Б. Жуковим під час проектування та доводки силових

поясів двигуна Д-18Т. Автор виконав постановку та інтерпретацію результатів стендових випробувань силових поясів. ПРИЙМАВ в них участь. Ім здійснено наукове та практичне керівництво подальшим багаторазовим застосуванням в ЗМКБ "Прогрес" методу, що запропоновано.

С Т Р У К Т У Р А і о б с я г д и с е р т а ц і ї.

Дисертаційна робота складається з вступу, чотирьох розділів (глав), закінчення, списку літератури із 55 найменувань і додатку. Робота викладена на 109 аркушах, містить 24 ілюстрацій і 7 таблиць.

ЗМІСТ РОБОТИ

В першому розділі показано, що основними силовими вузлами статора авіаційних ГТД є складні кільцеві системи, що складаються з декількох концентричних кілець, поєднаних поміж себе стояками обтічної форми або спрямовуючими і сопловими лопатками. З кільцями жорстко пов'язані суміжні елементи корпусу оболонкового типу. А саме, статор двоконтурного турбореактивного двигуна Д-18Т (рис. 1) складається із спрямовуючих і соплових апаратів, корпусів опір роторів і оболонок статора, з яких утворено складні кільцеві системи, в тому числі передній і задній силові пояси. Силові пояси відрізняються тим, що вони навантажуються радіальними, тангенціальними і осьовими силами і моментами, що виникають в вузлах підвіски двигуна. Ці навантаження, що мають локальний характер, залежать також від еволюції літака. Крім того, елементи поясу сприймають розподілений тиск газів і вплив температури, які з'являються під час роботи двигуна.

Теоретичні основи розрахунку класичних оболонок і кілець

створені в роботах С. П. Тимошенка, В. З. Власова, Л. У. Балабуха, В. Л. Бідермана, І. А. Біргера та інших дослідників. Аналітичний метод розрахунку НДС реальних кільцевих систем, зокрема силових поясів ГТД, запропонований М. В. Нікуліним. Однак, як довела практика, він дає прийнятні результати тільки для поясів з кільцями закритого профілю і при малому числі стояків, враховуючи тільки деформації вигину і не враховуючи розтяг, зсув і депланацию поперечних перерізів кілець.

Сучасна обчислювальна техніка дає можливість використування для поставленої мети методу кінцевих елементів (МКЕ). Однак практика авіадвигунобудівних конструкторських бюро свідчить, що застосування МКЕ в розглянутому випадку не є звичайною інженерною задачею в зв'язку з визначними труднощами на етапах готування даних через велику розмірність сітки. В той же час МКЕ дає повну можливість розрахунку НДС локальних областей (отвори, вирізи, фланці та інш.), коли попередньо одержане загальне математичне рішення може бути використано як граничні умови для розрахунків, в областях що визначають міцність конструкції.

На завершення розділу сформульована наведена вище мета дослідження, а також визначені шляхи її досягнення.

У д р у г о м у р о з д і л і описується уточнена математична модель складних кільцевих систем, яка додатково враховує деформації розтягу і зсуву кілець, що суттєво впливає на їх НДС. Це особливо важливо для силових поясів з великим числом стояків (лопаток випрямляючих и соплових апаратів). Крім того, модель враховує сумісну роботу кілець з приєднаними оболонками, взаємний вплив жорсткості кілець в площині і з площини, а також депланацию поперечних перерізів кілець у ви-

падку виконання останніх в вигляді відкритих тонкостінних профілів.

Наведемо короткі відомості з моделей НДС основних складових елементів силових поясів, детально описаним в роботі [1].

К і л ь ц я є основними і найбільш навантаженими елементами поясу. Запропанована уточнена модель тривимірного НДС кільця враховує їх деформації як в їх площині, так і з неї. До цього припускається, що кільця мають малу кривизну і що одна з головних осей інерції перерізу лежить в їх площині.

Для визначення деформацій кільця в їх площині з врахуванням розтягу і зсуву була використана модель, запропонована В. Б. Жуковим. Вона подана трьома рівняннями четвертого порядку в повних похідних по куту φ і зв'язує деформаційні фактори - радіальне W і колове V переміщення по осям 2 і 3, а також кут повороту нормалі до нейтральної лінії кільця навколо осі 1 (в площині кільця) - з зовнішніми силовими факторами [1]. До останніх належать інтенсивності Q_2, Q_3 та m_1 радіальної, колової сил і згинального моменту відповідно. (Рис. 2).

Для визначення осьових перемішень кільця відкритих тонкостінних профілей і з їхньої площини було складено рівняння рівноваги елемента кільця та подальшими перетвореннями одержано рівняння [1]:

$$\begin{aligned} \frac{d^4}{d\varphi^4} \nabla \nabla (u) - \mathcal{L}^2 \frac{d^2}{d\varphi^2} \nabla \nabla (u) = R^3 E^{-1} J_2^{-1} \left\{ R \frac{d^4 Q_1}{d\varphi^4} - \frac{d^5 m_2}{d\varphi^5} - \right. \\ \left. - \frac{d^4}{d\varphi^4} m^3 + \mathcal{L}^2 \left(\frac{d^3 m_2}{d\varphi^3} + \frac{d^3 m_3}{d\varphi^3} - R \frac{d^2 Q_1}{d\varphi^2} \right) + \mathcal{L}^2 \rho \left(\frac{d^2 m_3}{d\varphi^2} - \right. \right. \\ \left. \left. - \frac{d m_2}{d\varphi} + \dots + R Q_1 \right) - R \mathcal{L}_2 \left[\frac{d^2}{d\varphi^2} \nabla \nabla (Q_{11}) - \mathcal{L}^2 \nabla \nabla (Q_{11}) \right] \right\}, \end{aligned}$$

$$\Delta \epsilon \quad \rho = EJ_2 G^{-1} J^{-1} \quad , \quad \lambda_2 = KEJ_2 G^{-1} F^{-1} R^{-2} ,$$

$\lambda_2^2 = G J_3 R^2 E^{-1} J^{-1} \omega$ - згинально-крутивна характеристика поперечного перерізу; $G J_3$ - жорсткість за вільне крутіння; $E J_2 \omega$ - жорсткість за стіснуте крутіння; $E J_2$ - жорсткість перерізу кільця за згинання відносно осі z; q_1 , m_2 та m_3 - інтенсивності осьової сили, згинального та крутячого моментів; $J \omega$ - головний секторіальний момент перерізу; E та G - модулі пружності та зсуву матеріалу; R та F - радіус нейтральної лінії та площина поперечного перерізу кільця; K - безрозмірний коефіцієнт, що залежить від форми поперечного перерізу. Якщо прийняти $\lambda_2 = \infty$, рівняння буде справедливим для кільця масивного перерізу.

Аналогічним чином були одержані диференціальні рівняння для кутів повороту ψ_2 і ψ_3 нормалей, які за вилученням деформацій зсуву перетворюються в відомі рівняння В. З. Еласова для кілець.

Шляхом вирішення згаданої вище системи з шести рівнянь для деформаційних факторів можуть бути визначені внутрішні силкові фактори в кільці за допомогою залежностей:

$$M_1 = EJ_1 R^{-2} \left(\frac{d^2 W}{d\varphi^2} - \frac{dV}{d\varphi} \right) ; \quad M_\theta = G J_3 R^{-1} \left(\frac{d\psi_3}{d\varphi} + \psi_2 \right) ; \quad (11)$$

$$N = EFR^{-1} \left(W + \frac{dV}{d\varphi} \right) ; \quad M_\omega = -G J_3 \lambda_2^{-1} R^{-1} \left(\frac{d^2 \psi_3}{d\varphi^2} + \frac{d^2 \psi_2}{d\varphi^2} \right) ;$$

$$Q_2 = GF\kappa^{-1} R^{-1} \left(V - \frac{dW}{d\varphi} - R\psi_1 \right) ; \quad Q_1 = GF\kappa^{-1} \left(R^{-1} \frac{dU}{d\varphi} - \psi_2 \right) ;$$

$$M_2 = EJ_2 R^{-1} \left(\psi_3 - \frac{d\psi_2}{d\varphi} \right) ; \quad \tilde{B} = -EJ_\omega R^{-2} \left(\frac{d^2 \psi_3}{d\varphi^2} + R^{-1} \frac{d^2 U}{d\varphi^2} \right) .$$

де M_1 і M_2 згинальні моменти; M_θ і M_ω крутячі моменти вільного і стиснутого крутіння відносно осі Z ; Q_1 , Q_2 і N - поперечні сили; \tilde{B} - бімомент; J_1 , J_2 і J_3 - осьові моменти інерції.

Приєднана до кільця оболонка вважалась тонкостінною, ортотропною, полубезмоментною. Її середина поверхня співпадала з нейтральною лінією кільця. Для неї використано відоме однорідне диференційне рівняння, що зв'язує колове переміщення V з погонними жорсткостями оболонки на вигін в коловому напрямку D_φ і на розтяг в напрямку утворюючих B_x .

Припущення ортотропності оболонок обґрунтовано частим розташуванням по довжині двигуна фланців і колових кільць спрямовуючих і соплових апаратів.

З урахування залежності між V_c , осьовим U_0 і радіальним W_0 переміщенням визначені внутрішні силові фактори в оболонці (рис. 3 а) в вигляді

$$S = \iint_V \frac{\partial^3 V_c}{\partial x^3} B_x R^2 d\varphi; \quad T_x = - \int_\varphi \frac{\partial^3 V_c}{\partial x^3} B_x R d\varphi; \quad T_\varphi = D_\varphi R^{-3} \frac{\partial^3}{\partial \varphi^3} \nabla(U_0); \quad (2)$$
$$Q_\varphi = -D_\varphi R^{-3} \frac{\partial^2}{\partial \varphi^2} \nabla(U_0); \quad M_\varphi = -D_\varphi R^{-2} \frac{\partial}{\partial \varphi} \nabla(U_0),$$

де S - зсувна сила; T_x і T_φ - осьова і колова нормальні сили; Q_φ і M_φ - поперечна сила і згинальний момент в коловому напрямку.

С то я к и силового поясу обо лопатки спрямовуючих (соплових) апаратів розглянуті як закручені стержні змінної жорсткості з несиметричними, в загальному випадку, поперечними перерізами (рис. 3 б).

Вважалось, що центри ваги перерізів лежать на вертикальній осі стояка Z . До цього кут α_1 між осями x , y і головними центральними осями інерції ξ, η , вмішує також кути закрутки і установки стояку (лопатки).

Стояки жорстко закріплені на внутрішньому і зовнішньому кільцях. Взаємні реакції стояків і кілець (рис. 2) відбуваються силами P_{ij} і моментами \mathcal{L}_{ij} , де $i = 1, 2, 3$ - номер координатної осі, а $j = 1, 2, \dots, N$ - кількість стояків в поясі. Реакції визначаються на підставі рішення диференціальних рівнянь для деформацій y_j і x_j вигину стояку під дією згинальних моментів, до яких входять реакції стояку, а також $P_u(Z)$ і $P_a(Z)$ - інтенсивності тангенційної і осьової складаючих газових сил.

Реакції стояків, прикладені до внутрішнього і зовнішнього кілець (індекси "в" і "з" відповідно), виражаються залежностями:

$$P_{ij}^B = P_{ij}^H + \int_0^{l_{cr}} P_z(Z) dz; \quad P_{2j}^B = P_{2j}^H; \quad P_{3j}^B = P_{3j}^H + \int_0^{l_{cr}} P_u(Z) dz; \quad (3)$$

$$\mathcal{L}_{ij}^B = \mathcal{L}_{ij}^H + l_{cr} \left(P_{3j}^H + \int_0^{l_{cr}} P_u(Z) dz - \int_0^{l_{cr}} \int_0^{l_{cr}} P_u(Z) dz \cdot dz_1 \right);$$

$$\mathcal{L}_{3j}^B = \mathcal{L}_{3j}^H - l_{cr} \left(P_{ij}^H + \int_0^{l_{cr}} P_a(Z) dz - \int_0^{l_{cr}} \int_0^{l_{cr}} P_a(Z) dz \cdot dz_1 \right); \quad \mathcal{L}_{2j}^B = \mathcal{L}_{2j}^H$$

Таким чином, запропонована модель силового поясу складається з слолучних між себе складових моделей кілець, приєднаних оболонок і стояків. Ці моделі зв'язують деформаційні фактори, зовнішні навантаження і внутрішні силові фактори. До того ж внутрішні силові фактори елементів можуть бути зовнішніми для сполучених з ними.

У третьому розділі наведено метод розрахунку НДС елементів силового поясу, що реалізовано на підставі запропонованої вище моделі. Вихідними даними служать геометричні характеристики силового поясу, властивості матеріалу і зовнішні навантаження. Основними складовими останніх є зусилля в вузлах підвіски - від дії газових сил на стояки (лопатки) і від неоднорідності температурних полів. Лінійність моделі дозволяє використовувати принцип суперпозиції деформаційних факторів, що викликані складовими зовнішніх навантажень.

Задача ускладнюється через наявність локально докладених зусиль в вузлах підвіски двигуна, що порушує повну симетрію НДС по периметру кілець (по куту φ). В зв'язку з цим скористаємося загальноприйнятим зображенням зусиль і деформацій кілець і оболонок у вигляді розкладу в ряди Фур'є по кутовій координаті: φ :

$$\begin{aligned} a_{\varphi} &= \sum a_n \cos n\varphi + \sum \tilde{a}_n \sin n\varphi, \\ b_{\varphi} &= \sum b_n \sin n\varphi - \sum \tilde{b}_n \cos n\varphi, \end{aligned} \quad (4)$$

де a_{φ} - використовується для зображення симетричних $W, W_0, U, U_0, \vartheta_3, q_1, q_2, T_x, m_3$, а b_{φ} - кососиметричних $V, V_0, \vartheta_1, \vartheta_2, q_4, m_1, m_2, S$ величин НДС. До цього $n=0$ відповідає осьосиметричному (відносно осі 1) навантаженню, а випадок $n \geq 2$ - циклічному симетричному і кососиметричному навантаженням відносно вертикального діаметру. Випадок $n=1$ відповідає балочним навантаженням кілець і оболонок, впливам яких можна зневажити.

Для циклічного навантаження з урахуванням (4) по моделі кільця визначаємо переміщення U, V, W і кути повороту $\vartheta_1, \vartheta_2, \vartheta_3$, відбиті через силові

потоки оболонок і довільні сталі [1].

Для циклічного симетричного навантаження оболонки на підставі відношень (2) і (3) одержуємо рівняння, що розпадається на нескінченне число звичайних диференціальних рівнянь виду:

$$\frac{d^4}{dx^4} V_{on} + 4\beta_n^2 \cdot V_{on} = 0, \quad (5)$$

де
$$\beta_n = (0,25 \cdot D_\varphi \cdot n^4 (n^2 - 1) (\beta_x^{-1} R^{-6})^{0,25}$$

Інтегруючи рівняння вигину стояку (лопатки) і визначаючи довільні сталі за граничними умовами в точках приєднання стояків до кілець ($Z = 0$), одержуємо рівняння для кутів повороту і прогину стояка [1].

Кілове переміщення полумескінченної циліндричної оболонки при циклічному навантаженні визначається шляхом розв'язання рівняння (5)

$$V_{on}(X) = C_{1n} e^{-\beta_n x} \sin(\beta_n x) + C_{2n} e^{-\beta_n x} \cos(\beta_n x), \quad (6)$$

де C_{1n}, C_{2n} довільні сталі, визначаються через крайові амплітуди переміщення за умовою $X = 0$.

На підставі залежності (6) визначається осьове переміщення $U_{on}(X)$ і зусилля $T_n(X)$, $S_n(X)$.

З умов сумісності деформацій кілець і оболонок одержуємо системи рівнянь, вирішуючи яку знайдемо силові потоки Q_{n3j} і Q_{n1j} , що враховує вплив оболонок на кільце при циклічному симетричному навантаженні. Аналогічним чином визначаються силові потоки \tilde{Q}_{n3j} і \tilde{Q}_{n1j} , що враховують вплив оболонок при циклічному кососиметричному навантаженні.

За знайденими силовими потоками визначаємо залежність для кутів повороту і перемішень кілець з урахування впливу оболонок.

Осьово симметричне навантаження силового поясу викликає радіальні переміщення W_{os} циліндричної оболонки, для яких справедливе рівняння:

$$\frac{d^4 W_{os}}{dx^4} + 4B^4 \cdot W_{os} = q_0 D_\varphi^{-1} + B \times \alpha_0 t_0 D_\varphi^{-1} R^{-1}, \quad (7)$$

де W_{os} - радіальне переміщення оболонки від осьосиметричного навантаження; q_0 - внутрішній тиск в оболонці; t_0, α_0 - температура і коефіцієнт лінійного розширення матеріала оболонки.

З рівняння (7) можна знайти переміщення і кут повороту кілець від осьосиметричного навантаження з урахуванням впливу оболонок [2].

Розкриття статичної неозначеності і задачі полягає у відшуванні реакцій стояків P_{ij} і L_{ij} із використанням одержаних вище рішень для НАС кілець, які враховують вплив приєднаних оболонок, шляхом задовільнення таких умов сумісності деформацій кілець і стояків.

В результаті одержуємо векторно-матричне рівняння:

$$A \vec{X} = \vec{B}, \quad (8)$$

де A - квадратна матриця, елементи якої залежать від геометричних і жорсткостних характеристик кілець, оболонок і стояків, що наведені в [2]; \vec{X} - вектор шуканих реакцій стояків; \vec{B} - вектор зовнішніх зусиль.

Із рівняння (8) знаходяться внутрішні силові фактори в

кільпях, що дозволяють розрахувати напруження в них, а знайдені реакції стояків дозволяють розрахувати напруження в останніх.

Зокрема, нормальні напруження визначаються формулою

$$\sigma = NF^{-1} + M_1 y_1 J_1^{-1} + M_2 x_1 J_2^{-1} + \tilde{B}_\omega J_\omega^{-1}, \quad (12)$$

де x_1, y_1 - координати точки контуру перерізу в головних центральних осях 1, 2; J_ω - головний секторіальний момент інерції перерізу; ω - головна секторіальна площа.

В ч е т в е р т о м у р о з д і л і наведено результати розрахунків силових поясів двигуна Д-18Т на основі описаних вище математичної моделі і метода розрахунку складних кільцевих систем з великим числом радіальних зв'язків.

Аналіз конструктивних особливостей відомих серійно випускаємих (двигун РВ-211 літаку Боїнг - 747, Д-18Г - Ан-124, Ан-225, СР6-80С₂ - А-310) і ряду тих, що знаходяться на стадії доводки (GE-90-Боїнг-777, Д18 ТХ - ТУ 304, ІЛ-96 та інш.), вітчизняних і закордонних ТРДД великих тяг для транспортної авіації показує, що більшість силових поясів виконано саме за пієр схемою. Звичайно вона реалізується при розміщенні вузлів підвіски двигуна до літака на соплових спрямляючих апаратах компресору, що мають велике число лопаток.

Як приклад використання запропонованого аналітичного методу розрахунку, а також для вирішення конкретних задач проектування і доводки двигуна Д-18Т були виконані розрахунки НДС силових поясів цього двигуна.

Об'єктом розрахунку ТРДД великого ступеня двоконтурності Д-18Т створено в ЗМКБ "Прогрес" для важких дальніх високоефективних транспортних літаків Ан-124 ("Руслан"); Ан-225 ("Мрія"). Серійно випускається і експлуа-

тується з 1987 року, подалі передбачається його модифікація і використання на літаках Ан128 (Д18Т1), ТУ-304 (Д18ТХ), ІЛ-96 та інших. Основні його технічні дані порівняно з близькими закордонними аналогами наведено нижче для злітнього режиму (Н=0; М=0).

Силова схема статора двигуна Д-18Т має дві площини підвіски двигуна до літака, в яких розташовуються передній і задній силові пояси. (рис. 1).

Задній силовий пояс (рис. 4 а і б) виконано у вигляді системи, що складається з зовнішнього кільця з поперечним пе-

Таблиця № 1

Двигуни	Д-18Т	Д18ТХ	CF6-80С ₂	Трент-800
Країни	Україна	Україна	США	Англія
Стан в виробництві	серійний	розробка	серійний	дослідний
Тяга, кгс	23000	36000	26000	38400
Питома витрата палива (крейсер. реж.) кг/кгс	0,55	0,54	0,55	0,557
Ступінь підвищення тиску	25,1	31,6		39,0
Ступінь двоконтурності	5,5	7,2		6

перізом відкритого профілю і внутрішнього кільця закритого трикутного профілю, поєднаних 18-ю стояками-лопатками, а також приєднаними оболонками. На зовнішньому кільці розташовано задній вузол підвіски двигуна до літака.

З о в н і ш н і н а в а н т а ж е н н я на силові пояси визначалися шляхом приведення до двох площин підвіски сил і моментів, що з'являються при роботі двигуна, з урахування еволюцій літака, а саме: сили тяги, сили ваги, гіроскопічного і тягового моментів. Відповідно до особливостей конструкції вузлів підвіски окрім ваги передній силовий пояс сприймає тягове зусилля, а задній силовий пояс - крутячий момент і осьову силу від перепаду тиску на корпусах опір роторів. Результуючі зусилля, $U_c = 110,46$ кН, $U_d = 111,54$ кН, $Z_A = 8,14$ кН та $R_x = 98,1$ кН відповідно до розрахункового випадку "політ в неспокійному повітрі", наведено на рис. 4 б.

Окрім того, на стояки (лопатки) діють газові сили, інтенсивності $P_u(Z)$ і $P_a(Z)$, що визначені газодинамічними розрахунками двигуна, а також різниця в температурах елементів поясу: внутрішнє кільце - 390°C , зовнішнє кільце - 327°C , стояки - 500°C , приєднуюча оболонка - 327°C . Значення модуля пружності E матеріалів елементів складали відповідно: 155; 160; 145,7 і 160 ГПа, коефіцієнту лінійного термічного розширення - $13,95 \cdot 10^{-6}$, $13,70 \cdot 10^{-6}$, $14,3 \cdot 10^{-6}$ і $13,74 \cdot 10^{-6}$ $1/^\circ\text{C}$.

Р о з р а х у н о к Н Д С заднього силового поясу, проведений виходячі з розрахункової схеми (рис. 5 а), де P_c , P_d та T_k , T_d - нормальні та дотичні проекції зусиль U_c , U_d та Z_d ; γ_i та β_i - кути, що показують місцеположення стояків на зовнішньому і внутрішньому кільцях, а γ і β тангенціальності установки профілей стояків також відповідно на зовнішнь-

ому і внутрішньому кільцях.

Для спрощення розрахунку прийняте шорнірне (безмоментне) з'єднання стояків з силовими кільцями замість жорсткого їх закладення. Виконані опівочні розрахунки показали, що це припущення призводить до збільшення згинальних напружень в кільцях не більш ніж на 10%, що було віднесено до запасу міцності.

В результаті проведеного рішення векторно-матричного рівняння (8) одержано такі зусилля в стояках (табл. 2):

Таблиця 2

NN стояків	1	2	3	4	5	6	7
N_i , кН	38,3	-28,72	55,95	65,70	60,24	58,50	56,31
NN стояків	8	9	10	11	12	13	14
N_i , кН	51,05	51,75	49,44	47,17	44,96	42,85	41,17
NN стояків	15	16	17	18			
N_i , кН	35,45	45,07	127,24	65,35			

Еюра згинальних моментів M_i (φ) по периметру зовнішнього кільця від зусиль в стояках N_i з урахуванням зусиль в вузлах підвіски наведена на рис. 5 в.

Звідки максимальні напруження-вигину в перерізах А ($\beta=30$) та С ($\gamma=30$) дорівнюють $G_H(D) = 77,4$ МПа та $G_H(C) = -34,14$ МПа. Напруження розтягання, розраховані за формулою

$$G_{\varphi} = \frac{\sum_{i=1}^{18} N_i + P_c + P_A}{2 \cdot F_H} = 64,75 \text{ МПа.}$$

Сумарні напруження $G_{\Sigma}(D) = 142,3 \text{ МПа}$ і $G_{\Sigma}(C) = 30,51 \text{ МПа}$.

З метою виявлення впливу запропонованого уточнення моделі силового поясу було проведено розрахунок кільцевої системи, підкріпленої ізотропною, напівбескіаточною оболонкою, від температурних розширень, внутрішнього тиску і осьового зусилля. Кільця системи приймалися швелеровидного профілю рівної жорсткості, поєднані 18-ю рівномірно розташованими стояками. Температура кілець і стояків відповідно приймалася $t_u = 500^\circ\text{C}$, $t_{ст} = 670^\circ\text{C}$, $t_{вн} = 500^\circ\text{C}$. Матеріали кільцевої системи - жароміцний сплав, осьове симетричне навантаження дорівнювало 98,1 кН. Проведений розрахунок показав, що урахування деформації розтягу знижує зусилля в стояках в 5 разів, а зсуву - на 20%. Значне зниження зусиль в стояках пояснюється перевагою деформацій розтягнення в кільці і стояку над деформацією вигину в кільці.

Розрахунок кільцевої системи від осьової сили показав, що з урахуванням жорсткості стисненого крутіня $E J_{\omega}$ ефективна крутильна жорсткість суттєво зростає, що веде до збільшення обертаючого моменту J_3 в стояках приблизно на 10%. При цьому, нормальні напруження стисненого крутіня σ_{ω} , що з'являються, сумірні з напруженнями спричиненими іншими членами формули (12).

Таким чином запропоноване урахування деформації зсуву, розтягу і депланції поперечних перерізів кілець вносить суттєву поправку в розрахунок кільцевих систем.

Експериментальні перевірки запропонованих математичної моделі і метода розрахунку на сил

В. Стефаніка
АН України

поясів неодноразово проводились шляхом прямого тензометрування в процесі випробувань і доводки двигуна Д-18Т. В усіх випадках спостерігалася задовільна збіжність експериментальних і розрахункових даних.

Як приклад наведемо основні результати напівнатурних стендових випробувань заднього силового поясу двигуна Д-18Т. Розрахунок НДС якого описаний вище.

При випробуваннях задній силовий пояс через статор турбіни Вентилятора жорстко закріплювався на масивній плиті (рис. 6). До нього в вузлах кріплення двигуна до літака за допомогою важільної системи докладались зусилля $У_c$, $У_д$ і $Z_д$, відповідно до розрахункового випадку "Політ в неспокійному повітрі". Причому за рахунок спеціальної конструкції важеля в точці Д прикладалась результуюча сила $У_д$ і $Z_д$.

Осьова сила $P_x = 1638$ кН прикладалась за допомогою диска, закріпленого на задній фланці внутрішнього кільця, що мав центральний отвір під болт з сферичною голівкою. Навантаження проводились за допомогою електросилозбудників. Величини навантажень контролювалися динамометрами типу ДПУ.

Силовий пояс було препаровано тензорезисторами для визначення напружень в елементах поясу. Розглядалися покази тензорезисторів, закріплених біля вузлів розташування елементів задньої підвіски Д і С, де мають місце найбільші згинальні моменти. В цих точках за допомогою приладу ПТМ-3 реєструвались відносні деформації ϵ тензорезисторів з наступним перерахунком в напруження за формулою $\sigma = E \epsilon$.

Навантаження виконувались ступенями через кожні 20% від максимальних величин навантаження. На кожному ступені знімалися покази тензорезисторів, як для режиму максимального на-

вантаження наведені в табл. №3

Таблиця № 3

Вузел	Реборди	Показники тензорезисторів				мПа	мПа
С	ліва	-76,52	-78,48	-68,67	-87,31		-83,75
	права	-89,27	-100,9	-70,63	-91,23		
Д	ліва	101,06	104,0	-	-		93,20
	права	82,40	84,34	-	-		

В результаті проведеного розрахунку одержані такі значення зусиль в стояках, що враховують деформації кільця і приєднаних оболонок.

Від цих зусиль і навантажень у вузлах підвіски згинаючі моменти в перерізах кільця С і Д склали $M_i(C) = -2,80$ кНм і $M(D) = 3,14$ кНм. Відповідні напруження згину дорівнюють $\sigma_n(C) = -82,40$ мПа і $\sigma_n(D) = 92,31$ мПа. Таким чином, одержані розрахункові значення напруження практично співпадають з експериментальними даними, які наведені в таблиці № 3.

Таблиця № 4

№Н стояків	1	2	3	4	5	6	7
N_i , мПа	-12,06	-77,88	5,21	14,76	9,41	7,69	5,55

НН стояків	8	9	10	11	12	13	14
N_i , мПа	3,34	1,67	-1,19	-3,41	-5,59	-7,66	-9,30
НН стояків	15	16	17	18			
N_i , мПа	-12,42	-5,18	-95,66	14,42			

ОСНОВНІ РЕЗУЛЬТАТИ І ВИСНОВКИ

1. Запропонована математична модель типових для статорів сучасних авіаційних ГТД складних кільцевих систем, що містять приєднані оболонки і враховує деформації зсуву, розтягу і депланажі поперечних перерізів силових кілець з профілями відкритого типу.

2. На основі запропонованої математичної моделі розроблено аналітичний метод розрахунку НДС силових поясів статора, спрямовуючих, випрямовуючих і соплових апаратів і корпусів опір роторів двигунів.

Універсальність моделі дозволяє проводити розрахунки силових поясів як з малою, так і з великою кількістю радіальних елементів (стояків, лопаток і др.), а також розробити методи розрахунку складних кільцевих систем на коливання і удар.

3. За допомогою запропонованого методу виконано розрахунки НДС випрямовуючих і соплових апаратів, опір роторів і силових поясів двигунів Д-18Т і Д-27. Основні результати розрахунку заднього силового поясу двигуна Д-18Т наведені в дисертації та авторефераті як ілюстрації.

4. Оцінка вагомості запропонованих уточнень математичних моделей складних кільцевих систем була виконана при аналізі НДС заднього силового поясу двигуна Д-18Т, викликаного неоднорідністю температур його елементів. Виявилось, що урахування деформації розтягу може знизити температурні зусилля в стояках (лопатках) у п'ять разів.

Показано, що урахування деформацій зсуву від температурних дій знижує зусилля в стояках заднього силового поясу двигуна на 20%.

Досліджено вплив жорсткості стисненого крутіння, що приводить до збільшення крутильної жорсткості та обертаючого моменту приблизно на 10%.

5. Виконано ряд експериментальних перевірок запропонованого методу розрахунку, в тому числі напівнатурні стендові випробування заднього силового корпусу двигуна Д-18Т, що показали добру збіжність експериментальних і розрахункових даних.

6. Запропонований метод впроваджено при проектуванні серійно випускаємих двоконтурних турбореактивних двигунів Д-18Т для важких дальніх високоефективних транспортних літаків АН-124 ("Руслан"), АН-225 ("Мрія") і дослідного гвинтовентиляторного двигуна нового покоління Д-27 літака АН-70.

За темою дисертації опубліковані такі роботи:

1. Жуков В. Б., Колесников В. И. Расчет силовых поясов ГТД. Сообщение 1. - Проблемы прочности. - 1981. - № 8. - С. 39-44.

2. Жуков В. Б., Колесников В. И. Расчет силовых поясов ГТД. Сообщение 2. - Проблемы прочности. - 1981. - № 8. - С. 45-48.

3. Колесников В. И. и др. Расчет на прочность основных силовых корпусов трехвального ТРДД Д-36: Технический отчет

№ 208/76-36, ЭМКБ "Прогресс", 1976 г.

4. Колесников В. И. и др. Трехвальный ТРДД Д-18Т. Расчет на прочность и устойчивость основных силовых корпусов: Технический отчет № 278/78-18. Запорожье, ЭМКБ "Прогресс", 1978 г.

5. Колесников В. И. и др. Двигатель Д-27. Расчет на прочность и устойчивость силовых корпусов: Технический отчет № 35/90-27, Запорожье, ЭМКБ "Прогресс", 1990 г.

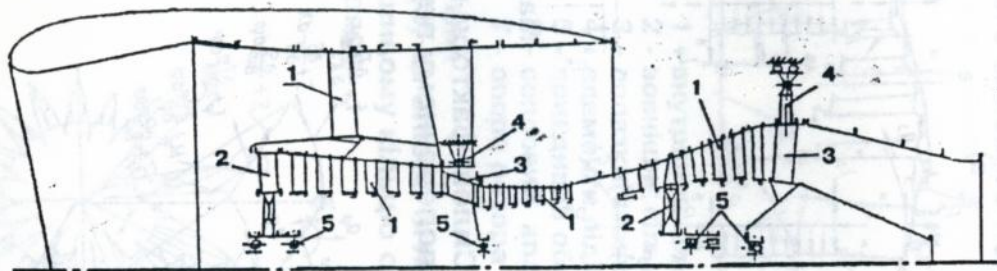
Колесников В. И. Аналитический метод расчета силовых поясов авиационных газотурбинных двигателей. Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 05.07.05 - тепловые двигатели летательных аппаратов. ХАИ, Харьков, 1996.

Предложены математическая модель и метод расчета НДС сложных кольцевых систем, типичных для статоров современных авиационных ГТД. В модель дополнительно включены смежные с кольцами оболочки, а также учтен ряд отбрасываемых ранее деформационных факторов. Выполнена оценка значимости предложенных уточнений модели и экспериментальная проверка метода в целом. Проведены расчеты спрямляющих и сопловых аппаратов, опор ротора и силовых поясов двигателя Д-18Т (самолеты Ан-124 "Руслан", Ан-225 "Мрия") и опытного винтовентиляторного двигателя Д-27 (самолет Ан-70).

Kolesnikov V. I. Analytical method of aviation gas turbine engines power belts calculation. Thesis for an academic degree of a candidate of technical sciences on a speciality 05.07.05 - aircraft heat-engines. KhAI, Kharkov, 1996.

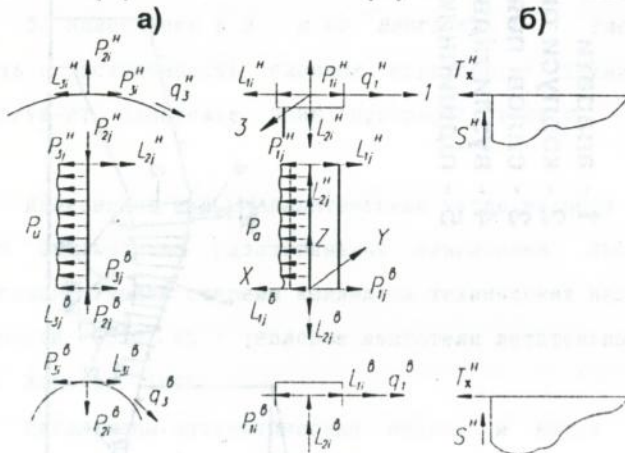
Статор двоконтурного турбореактивного двигуна Д-18Т

- 1 - апарати
- 2 - корпуси опор
- 3 - силові пояси
- 4 - вузли підвіски
- 5 - підшипники



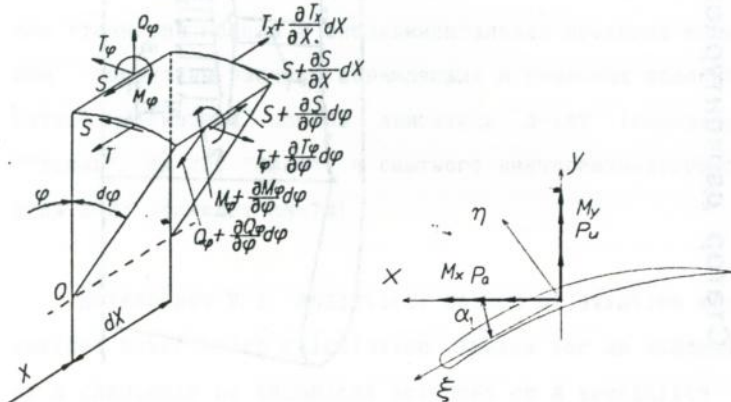
Мал. 1

Основні силові фактори в кільцях, стояках(а) та оболонках(б) силового поясу



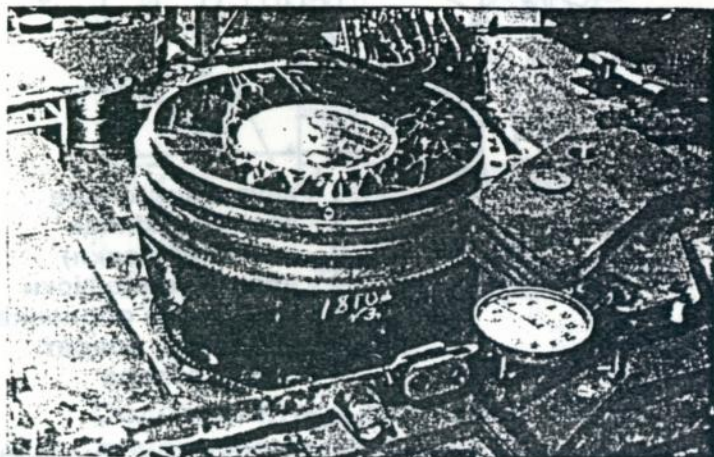
Мал.2

Силові фактори в оболонці (а) та поперечному перерізі стояка (б)



Мал.3

Зовнішній вигляд випробувального стенда



мал.6

Mathematical model and method for calculation of a stress-deformed condition of complex ring systems typical for modern aviation turbine engine stator are offered. A casing adjacent with rings is included in model additionally, as well as a number of earlier neglected deformational factors is discounted. Evaluation of the importance of offered model refinements and experimental check of a method as a whole is executed. Calculations of guide and exhaust vanes, support of a rotor and power belts of Д-18Т turbofan (An-124 Ruslan and An-225 Mriya planes) and experimental Д-27 propfan (An-70 plane) are implemented.

Ключові слова: газотурбінний двигун, кільцеві системи статору, модель, метод розрахунку, випробування.

mathematical model, and other for calculation of

direct and indirect radiation of low-level radioactivity

for modern aviation for the purpose of the present

investigation. The model is based on the following

as well as a number of other factors determined

is discussed. Evaluation of the importance of direct model

is shown in the following table. It is seen that

is shown in the following table. It is seen that

and other factors are shown in the following table

and other factors are shown in the following table



and other factors are shown in the following table

and other factors are shown in the following table

and other factors are shown in the following table

and other factors are shown in the following table

and other factors are shown in the following table

and other factors are shown in the following table

and other factors are shown in the following table

and other factors are shown in the following table

and other factors are shown in the following table

and other factors are shown in the following table

and other factors are shown in the following table

and other factors are shown in the following table

and other factors are shown in the following table

and other factors are shown in the following table

and other factors are shown in the following table

and other factors are shown in the following table

and other factors are shown in the following table

and other factors are shown in the following table

and other factors are shown in the following table

Ab 32.103

436546

AE 35.168

AB 35.168

1928