

А.Д. Балюк, Ю.А. Балюк, М.А. Колодій, П.П. Мельничук

СТЕНД ДЛЯ ДОСЛІДЖЕННЯ МІЦНОСТІ ДЕТАЛЕЙ АВІАЦІЙНИХ ГАЗО-ТУРБІННИХ ДВИГУНІВ ПРИ ОБРИВІ ЛОПАТКИ ВЕНТИЛЯТОРА

Аналізуються картини руйнування автономних модулів вентиляторів та компресорів авіаційних ГТД при керованому обриві робочих лопаток для дослідження міцності при пробиванні корпусів на експериментальних стендах з обмеженою потужністю привода. Розглядаються основні питання створення стенда для дослідження міцності деталей двигунів при потужності привода, достатній для відтворення режимів обертання роторів при обриві та після обриву робочих лопаток, максимально наближених до експлуатаційних.

В 1974–1977 рр. нами спільно із Запорізьким машинобудівним конструкторським бюро "Прогрес" вперше в Україні на стендах з обмеженою потужністю привода були започатковані експериментальні дослідження наслідків обриву лопатки ротора вентилятора при доводці двигуна Д-36 і лопатки компресора низького тиску при доводці двигуна АІ-25 [2].

Вивчення картин руйнування досліджуваних вентиляторів та компресорів дозволяє зробити висновок, що лопатка, яка обірвалась, при ударі викликає деформації корпусу вентилятора, а неврівноважений ротор відцентровою силою притискується периферійними перерізами лопаток до корпусу вентилятора. Здеформований корпус, робоче колесо і зруйнована лопатка на якусь мить утворюють систему, подібну передачі з гнучкою ланкою, в котрій гнучка ланка – нерухомий податливий корпус вентилятора – по дузі майже в 300 градусів охоплює робоче колесо.

Енергії приводного двигуна та акумульованої кінетичної енергії стендового ротора (наприклад, в складі робочого колеса досліджуваного модуля вентилятора, стендового вала для монтажу колеса, валів і зубчастих коліс мультиплікатора чи редуктора та ротора приводного двигуна) буває достатньо, щоб здеформувати кінці лопаток і повернути неврівноважене колесо відносно корпусу в режимі ковзання, або "вгвинчування" лопатками, як витками різьби, в поверхневий шар корпусу. Наслідком таких рухів колеса можуть бути залишкові деформації згину та частковий руйнування кінців лопаток, руйнування деталей з'єднання колеса з валом та самого вала і навіть відділення колеса від вала. Зовнішній діаметр колеса з врахуванням деформацій лопаток при цьому зменшується.

За рахунок деформацій консолі вала, силових елементів конструкції опори стендового вала під дією відцентрової сили неврівноважене колесо все ж може залишитись притиснутим до верхньої частини корпусу і при обертанні ковзати лопатками по ній.

Між колесом, що обертається, і корпусом вентилятора (чи компресора) з'являється ексцентричний зазор і колесо може почати котитися по поверхні корпусу в режимі руху ланки фрикційно-планетарного механізму, генеруючи величезну відцентрову силу.

При заміряних залишкових та пружних деформаціях лопаток у радіальному напрямі відносний зазор $\Delta \bar{D}$ та передаточне число u спонтанно утвореного фрикційно-планетарного механізму в режимі обкатки досягають значень

$$\Delta \bar{D} = \frac{D_{\text{корп.}} - D_{\text{кол.деф.}}}{D_{\text{корп.}}} \approx 0,03 \dots 0,10,$$

$$u = \frac{D_{\text{корп.}}}{D_{\text{корп.}} - D_{\text{кол.деф.}}} \approx 30,0 \dots 10,0,$$

де $D_{\text{корп.}}$ – внутрішній діаметр корпусу вентилятора;

$D_{\text{кол.деф.}}$ – зовнішній діаметр робочого колеса вентилятора із здеформованими лопатками.

Наведені можливі досить великі значення передаточного числа показують, що процес переходу від режиму обертання колеса тільки навколо власної осі до режиму обкатки при обертанні колеса і навколо осі корпусу буде супроводжуватись, із-за великих кутових прискорень, нестабільним ковзанням здеформованими кінцями лопаток по поверхні корпусу, яке викликати зменшення кутової швидкості руху в режимі обкатки і руйнівного потенціалу ротора. При цьому буде розсіюватись значна частина накопиченої кінетичної енергії. Не виключено, що в режимі обкатки колесо рухається тільки на початку відділення під час руйнування його з'єднання з валом або після повного відділення від вала. Рух можливий на дуже короткому відрізку по-

верхні корпусу на протязі дуже короткого часу, але значні руйнування елементів конструкції модуля вентилятора під дією сумарної відцентрової сили при цьому неминучі.

Зовнішній вигляд зруйнованих на стендах з обмеженою потужністю привода робочого колеса вентилятора двигуна Д-36 (рис. 1) і робочого колеса компресора низького тиску двигуна АІ-25 із zdeформованими лопатками (рис. 2) з високим ступенем імовірності дозволяє зробити висновок, що ці колеса рухались в режимі обкатки по внутрішніх поверхнях своїх корпусів.

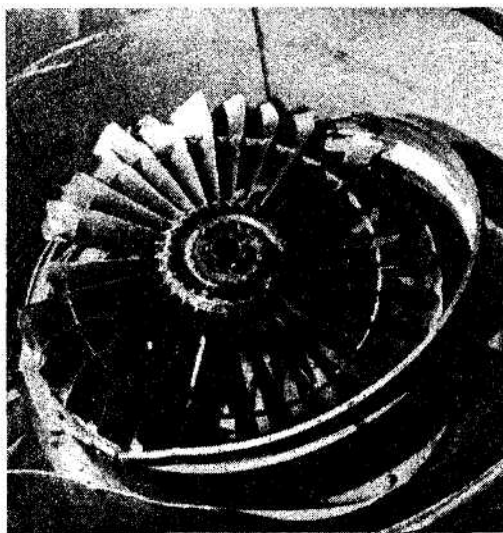


Рис. 1

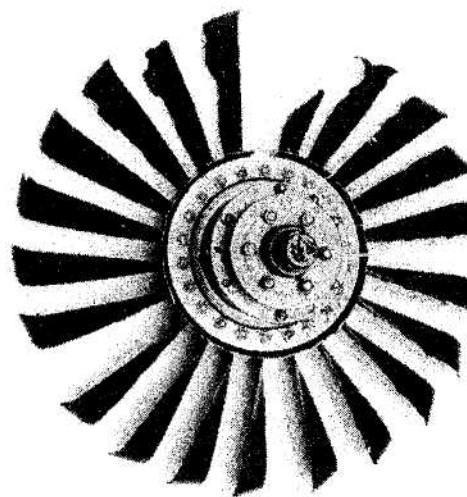


Рис. 2

Поява режиму обкатки та його параметри окрім жорсткості корпусних деталей двигуна, валів роторів, лопаток визначаються і рівнем потужності привода колеса. Є підстави стверджувати, що руйнування будуть тим масштабніші, чим більша потужність привода. Тому такі режими особливо небезпечні в умовах аварії двигуна на літаку в польоті, коли працює штатна потужна турбіна привода при ротації робочого колеса за рахунок значних об'ємів акумульованої кінетичної енергії власних мас ротора; при ротації колеса під дією швидкісного напору повітря.

В кожному з цих випадків накопиченій запас кінетичної енергії, що може підтримувати процес руйнування, буде дуже великим. Чим більша доля її буде витрачена при руйнуванні елементів конструкції досліджуваного модуля вентилятора, тим відчуттіші будуть руйнування у порівнянні з тими, що отримані в стендових умовах при обмеженій потужності привода.

Поведінку елементів конструкції двигуна при обриві лопатки вентилятора в умовах роботи двигуна на літаку з врахуванням його конструктивних особливостей прогнозувати дуже складно. Навіть характер руйнування пера обірваної лопатки і траєкторія руху її частини при працюючій штатній приводній турбіні можуть суттєво відрізнятись від тих, які отримані в стендових умовах при обмеженій потужності привода, розрахованій тільки на розгін колеса до заданої частоти обертання та підтримування обертання у вакуумній камері.

Зовсім неясно, як будуть вести себе силові елементи конструкції двигуна, вузли кріплення двигуна до пілона (або іншого елемента конструкції) і пілона до силових елементів конструкції літака, силові вузли конструкції крила та центроплана і т. п. при тривалому режимі обертання аварійного ротора, та яким буде розвиток процесу можливого руйнування. Відповіді на ці запитання можуть бути отримані при експериментальному дослідженні наслідків обриву лопатки вентилятора конкретного двигуна на стенді, оснащеному приводом ротора відповідної потужності.

Один із варіантів конструкції такого стенда, що створюється у відповідності до вимог норм льотної придатності цивільних літаків з експериментального вивчення наслідків відказів високонавантажених деталей та збірних одиниць авіаційних двигунів [1], представлений на рис. 3.

Стенд складається із вакуумної циліндричної камери, приводної установки, трапемісії, системою контролю та реєстрації силових і кінематичних параметрів елементів конструкції досліджуваного двигуна і стенда та системи керування стендом.

Камера, що призначена для монтажу в її герметичному об'ємі пілона та досліджуваного двигуна з мотогондолою, складається з окремих секцій — кілець і двох кришок. Секції та кришки зварені із листової сталі і забезпечені спеціальними фланцями для з'єднання між собою.

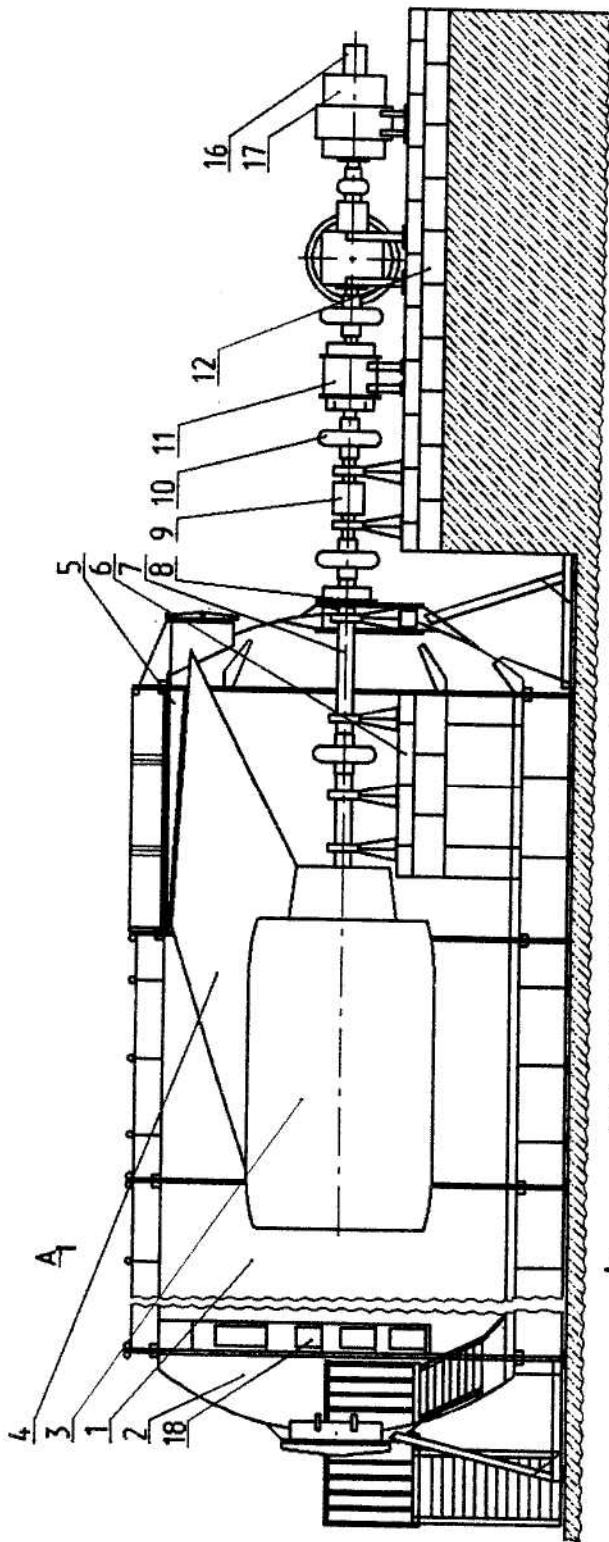
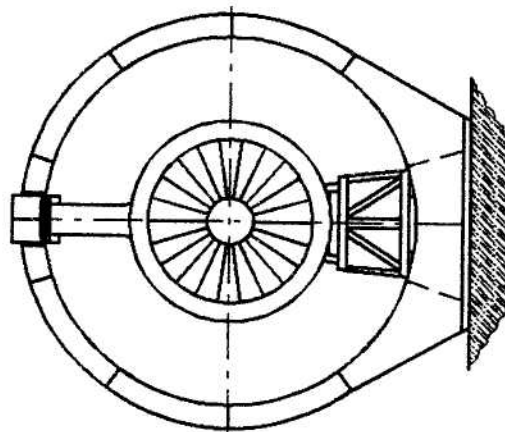
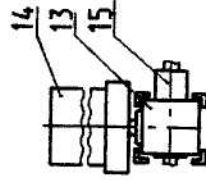


Рис.3 Конструктивна схема стэнды для дослідження міцності деталей газотурбінних двигунів при обробці лопатки вентилятора.



- 1 - секція-кільце бакувної камери
- 2 - кришка камери
- 3 - досліджуваний двигун з допомогололом
- 4 - пілон двигуна
- 5 - силова балка для закріплення пілона
- 6 - елементи ферми для монтажу трансмісії в камері
- 7 - бал трансмісії
- 8 - гідродинамічне ущільнення
- 9 - обмежувач потужності, що регулюється
- 10- компенсуюча муфта
- 11- маховиковай накопичувач енергії
- 12- елемент ферми для монтажу првідної установки
- 13- редуктор турбіни
- 14- газова турбіна
- 15- мультипликатор електродвигуна
- 16- генератор
- 17- електродвигун
- 18- прилади



Внутрішній діаметр камери 5,3 м. Кожна секція має довжину 3,25 м, а камера (в залежності від кількості використовуваних секцій) – 9,00 ... 15,5 м. Максимальна маса камери ≈ 70 т.

На зовнішній поверхні секцій приварені підкріплюючі елементи у вигляді поздовжніх і кільцевих ребер-стрингерів та шпангоутів. В залежності від очікуваних величин і напрямків навантажень на елементи конструкції камери на її зовнішній та внутрішній поверхнях передбачена установка зйомних елементів підсилення: листів броні, додаткових ребер, стійок, розпорок і розтяжок відповідних розмірів та форми. Для їх закріплення використовуються різьбові, штифто-болтові та зварні з'єднання.

Поверхні з'єднання секцій-кілець між собою та секцій-кілець і кришок герметизуються ущільненнями спеціальної конструкції, які мають підвищену стійкість в умовах динамічного навантаження.

Ліва кришка має вварений в центральний отвір люк, через який в камеру входить технічний персонал для виконання монтажних, експлуатаційних та ремонтних робіт, транспортуються прилади, збірні одиниці та деталі досліджуваних двигунів і допоміжних систем тощо.

Права кришка має люк, вварений ексцентрично відносно осі камери, що герметизується кришкою, через отвір в якій проходить трансмісійний вал. На кришці монтується розроблене нами гідродинамічне ущільнення вала [3]. На внутрішній поверхні горловини люка монтується стояк підшипникової опори вала.

При зміні геометричних параметрів досліджуваних двигунів буде змінюватися положення осі двигуна за висотою. Це потребує зміни конструкції кришки люка. Змінюється також висота опорного стояка підшипникового вузла. Тому в запасному майні стенда є комплект кришок і стояків відповідної геометрії.

На внутрішній поверхні однієї із секцій змонтована силова балка для закріплення пілона. Вона використовується також для закріплення ферм чи інших силових елементів при дослідженні окремих модулів двигунів.

Вздовж камери на фундаменті встановлюються три рейки для переміщення секцій камери та кришок при монтажі та демонтажі досліджуваних двигунів, проведенні ремонтних робіт та в інших випадках. На кожній секції кріпляться 4 опорних вузла, які мають по 2 колеса. В транспортне положення колеса встановлюються з допомогою домкратів. По рейках секції переміщуються силою тяги спеціальної лебідки. На кришках передбачені по 3 колісних пари.

Приводна установка з трансмісією забезпечує привод ротора досліджуваного двигуна при його розгоні до заданої частоти обертання, при якій виконується керований обрив лопатки; для зрушення охопленого корпусом колеса в момент обриву лопатки і для підтримки частоти обертання неврівноваженого ротора після обриву лопатки, коли він своїми zdeформованими і зруйнованими лопатками ковзає по поверхні корпусу; введення енергії в систему з початком руйнування елементів конструкції відцентровими силами неврівноважених мас колеса при обертанні навколо своєї осі і осі корпусу при обкатці, якщо колесо не відділилось від вала двигуна.

За нашими оцінками необхідна потужність приводного двигуна стенда в режимі розгону роторів найбільших уже створених газотурбінних двигунів при реальній ефективності застосовуваних нами вузлів герметизації вакуумної камери може досягати декількох сотень кіловат; необхідна потужність двигуна в момент обриву лопатки може досягати декількох десятків тисяч кіловат; необхідна потужність при імітації режиму авторотації зруйнованого після обриву лопатки колеса в залежності від дисипативних властивостей елементів конструкції двигуна та планера і характеру руйнування може досягати декількох тисяч кіловат при тривалості режиму в 3–4 години (час, необхідний для польоту літака з аварійним двигуном до найближчого аеродрому із задовільними метеорологічними умовами посадки).

З врахуванням сказаного приводна установка стенда обладнана газовою турбіною, яка здатна розвивати потужність 3000, ..., 6000 кВт протягом не менше 3–4 годин. Для пуску турбіни при одночасному розгоні ротора досліджуваного двигуна в склад приводної установки введений електричний двигун постійного струму потужністю 500 кВт. Режими роботи за частотою обертання ротора досліджуваного ГТД, ротора газової турбіни та електричного двигуна узгоджуються мультиплікатором та редуктором відповідно.

Якщо створення приводної установки потужністю в декілька тисяч кіловат вимагає невеликих затрат, установка потужністю в декілька десятки тисяч кіловат, необхідна для введення енергії в аварійний досліджуваний двигун в період тривалістю навіть кілька долей секунди, при використанні традиційних рішень буде дуже дорогою.

Нами запропоноване технічне рішення з використанням маховикового двигуна з обмежувачем потужності, що регулюється. Рівень необхідної потужності визначається рівнем потужності штатної приводної турбіни ротора вентилятора досліджуваного двигуна.

Маховиковий двигун з метою виключення аеродинамічного нагріву та зниження рівня втрат енергії монтується в автономній вакуумній камері. Його вхідний і вихідний вали ущільнені гідродинамічними ущільнювачами.

Трансмсія складається з окремих валів, які підтримуються в заданому положенні стояками із підшипниковими вузлами, що встановлюються самі. Вали з'єднуються між собою та іншими елементами привода спеціальними компенсуючими муфтами.

Підшипникові опори як всередині камери, так і ззовні встановлюються на збірну станину, висота якої регулюється при зміні положення осі досліджуваного двигуна.

Вакуумування камери забезпечується блоком насосів, що мають сумарну швидкість відкачки близько $1 \text{ м}^3/\text{с}$ в діапазоні тисків $760 \dots 1 \text{ мм рт. ст.}$ Залишковий тиск визначає рівні втрат енергії та нагрівання робочих коліс вентиляторів, компресорів та турбін досліджуваних двигунів. Тому нами розроблені конструктивні та технологічні заходи щодо зменшення натікання в камеру повітря та виділення газів з поверхні деталей конструкції. При цьому забезпечується залишковий тиск у камері на рівні $1,7, \dots, 2,2 \text{ мм рт. ст.}$

Системи керування, контролю та реєстрації параметрів розроблені на базі комп'ютерних вимірювальних систем науково-виробничого підприємства "МЕРА". Сигнали тензорезисторів, які наклеєні на досліджуваних елементах конструкції ротора, передаються через вимірювальний токознімач, провідники до якого підводяться через спеціальний валопровід підвищеної стійкості в умовах динамічного навантаження. Передбачена фотореєстрація картини руйнування окремих елементів досліджуваної конструкції приладами, що монтуються в камері на спеціальному щиті, конструкцією якого передбачений і їх захист від пошкодження листами броні.

ЛІТЕРАТУРА:

1. Нормы летной годности гражданских самолетов СССР. – М. Межведомственная комиссия по нормам летной годности гражданских самолетов и вертолетов СССР. 2 изд., 1974. 344.
2. Балюк А.Д. Методика испытаний корпуса компрессора на непробиваемость. Прочность элементов роторов турбомашин / Тезисы докладов обл. научно-технической конференции. – Житомир, 1981.
3. Балюк А.Д. Гидродинамическое уплотнение вала: Авт. Св. 1499038. 1989

БАЛЮК Анатолий Дмитриевич – кандидат технических наук, доцент кафедры геотехнологии та обробки каменю Житомирського інженерно-технологічного інституту.

Наукові інтереси:

- створення стендів для експериментального дослідження міцності елементів конструкції газотурбінних двигунів;
- дослідження міцності елементів конструкції авіаційних газотурбінних двигунів.

БАЛЮК Юрий Анатольевич – кандидат технических наук, научный сотрудник научно-исследовательского института, м. Люберцы.

Наукові інтереси:

- дослідження міцності елементів конструкцій авіаційних газотурбінних двигунів.

КОЛОДИЙ Марина Анатоліївна – асистент кафедры геотехнологии та обробки каменю Житомирського інженерно-технологічного інституту.

Наукові інтереси:

- дослідження міцності деталей машин.

МЕЛЬНИЧУК Петро Петрович – кандидат технических наук, доцент, первый проректор Житомирського інженерно-технологічного інституту.

Наукові інтереси:

- дослідження в галузі механіки руйнування.