

*М.С. Кулик, д.т.н., М.О. Ковешніков, к.т.н.,
Б.А. Петрук, аспірант, Я.А. Петрук, аспірант
(Національний авіаційний університет, Україна)*

Огляд методів визначення ресурсів деталей гарячої частини авіаційних газотурбінних двигунів

Стаття містить аналіз досліджень термоциклічної довговічності авіаційних жароміцних матеріалів і обґрунтовану необхідність досліджень в експериментальній в установці на базі відомих методів навантаження та термічного зацімлення.

Постановка проблеми. Проблема ресурсів авіаційних газотурбінних двигунів (ГТД) напряму пов'язана з довговічністю лопаток турбін високого тиску (ТВТ), тобто з найбільш відповідальними деталями «гарячої частини» ГТД – сопловими і робочими лопатками турбіни першої ступені, де діють найбільші термічні і механічні напруження, особливо при «запуску» та «зупинці» ГТД, а ресурс, чи довговічність сплавів лопаток, витрачається до 70 % тільки на цих етапах циклу роботи ГТД [1].

Тому проблема ресурсів робочих і соплових лопаток ТВТ ґрунтовно може бути вирішена спеціальними кількісними методами на основі спеціальних термоциклічних характеристик довговічності жароміцних сплавів, що отримані за параметрами температур, та напруженості аналогічним експлуатаційним.

Оскільки спеціальних кількісних характеристик сплавів в термоциклічних умовах ще отримано недостатньо для розробки спеціальних кількісних методів розрахунку та визначення ресурсних можливостей сплавів і лопаток ТВТ в «критичних точках», то звернемося до історії проблеми (з деякими критичними зауваженнями).

Проблема ресурсів авіаційних ГТД виникла з їх появою в світі, оскільки від її вирішення залежить не тільки безпека польотів, а суттєво і техніко-економічні проблеми.

Спроби збільшення ресурсів ГТД приводили спочатку до диференційованого підходу до кожного типу літака і двигунів, для різних трас польоту, з урахуванням географічних та кліматичних умов, а також особливих умов експлуатації (пилові бурі, виверження вулканів, пари води з морською сіллю, отрутохімікати та ін.). Однак визначення ресурсів ГТД з 60-70-х років почалось з розробки методів і засобів реєстрації наробітку ГТД на різних режимах, особливо на «злітному» та «номінальному». Були створені бортові реєстратори типу «Сирена», «Політ-2» та багато інших, зокрема і закордонних.

Наприклад, реєстратор «Сирена» здійснював підрахунок наробітку ГТД на номінальному і максимальному режимах та за частотою обертання роторів двигуна. А реєстратор «Політ-2» фіксував наробіток двигунів за положенням важелів керування ГТД. Однак вони не могли враховувати змінення термічних термомеханічних напружень в соплових та робочих лопатках турбін ТВТ.

В 1966 році видана наукова праця Работного Ю.Н. «Повзучість елементів конструкцій», яка стала в нагоді конструкторам і дослідникам. В 1968 році Ямпольським В.І. опублікована праця «До визначення ресурсу робочої лопатки турбіни газотурбінного двигуна літального апарату», однак, що зазнають вплив лише тільки статичних навантажень та ще при постійних рівнях температур. В 1975 році опублікована робота авторів з м. Перм «Оцінка оптимального експлуатаційного ресурсу ГТД», в якій ресурс визначався як еквівалентний до злітного режиму у підсумку всіх режимів за величинами навантаженості та температури, але за характеристикам довготривалої міцності, що отримані при постійних температурах.

Відомо, що велику увагу закордонні фірми приділяють проблемі ресурсів ГТД. Деякі з них: «Smite Industrie», «Kollsman Instrument», «Ultra Electronics», «Hayell Instrument» та інші. Так наприклад, фірма «Smite Industrie» представила на паризькій виставці в 1967 році «Показчик терміну служби двигуна». Прилад мав п'ять електромагнітних датчиків, що давали інформацію про наробіток двигуна в відповідному діапазоні температури газів за турбіною.

В приладі реєстраторі «Ultra Electronics» наробіток двигуна реєструвався в восьми температурних діапазонах, а другий реєстратор фіксував частоту надходження двигуна на кожному температурному діапазоні, що фіксує кількість теплотмін.

В ті роки за кордоном поширювався метод реєстрації по «факторам гарячої частини (ФГЧ) двигуна. Так по Hayelly ФГЧ визначався як відношення швидкості повзучості сплаву при заданій температурі до швидкості повзучості при іншій, нижче якої швидкість повзучості рухається незначно. При цьому за об'єкт реєстрації, як правило, приймається соплові та робоча лопатки. Напрямок реєстрації повзучості сплавів деталей «гарячої частини» (лопаток турбін високого тиску) вибраний вірно. Але характеристики повзучості сплавів традиційно отримують при постійних рівнях температур, а в авіаційних турбінах сплави працюють як відомо в умовах термоциклічної повзучості з участю ефекту Баушингера, що явно не адекватно. Тому такі характеристики необхідні для більш вірного моніторингу виробітку ресурсу лопаток ТВТ.

В патенті США Дж.С. Хауелла та Д.В. Опра №3584507 (1971 р.) відображений пристрій для фіксації фактичного часу еквівалентного часу експлуатації двигуна, ресурс якого є функцією деякої вимірної змінної величини, що визначається реєстрацією часу експлуатації двигуна та робочої температури газів за турбіною.

Подібні пристрої моделювання ресурсу двигунів в залежності від робочої температури були використані також в патентах Джона Еванса за №3527086. США, 1970 р. та патента ФРГ за №1426262, 1971 р.

В світі існують інші подібні розробки. Але з точки зору об'єктивної оцінки виробітку ресурсу лопатками ТВТ інтересна робота Рудольфа Хохенберга, що знайшла відображення в реєстраторі ресурсу ГТД в патенті США за №3237448 в 1966 р.

Хохенберг факторами, що визначають витрату ресурсу двигуна обрав багаторежимність роботи, інтенсивність і частоту перехідних режимів, кліматичні умови та інше. Р. Хохенберг в основу приладу поклав три головних фактора, що

впливають на ресурс лопаток турбін, це деформація повзучості, малоциклова утомлюваність та «температурні удари». І це є актуально. Крім того, Р. Хохенбергу при дослідженні ресурсів ГТД вдалося отримати, на наш погляд, ряд цікавих емпіричних залежностей.

На погляд спеціалістів того часу розглянутий пристрій представлявся найбільш довершеним та цілеспрямованим для його практичного застосування.

Подібні розробки, що були запропоновані для практичного застосування, а також, що згадувалися раніше «Сирена», «Політ-2» та «Цифровий реєстратор обліку виробітки ресурсу двигуна», що запропонований Кузнецовою Е.О. і Задоркіним І.І. в 1972 р. В цьому реєстраторі використовується логічний ланцюжок транзистор-транзистор як в елементах логічного інтегрування середнього рівня, так і в інтегральних запам'ятовувачих схемах великого масштабу. За розумінням згаданих авторів, температура газів «визначає величину пошкодження за цикл, тоді як швидкість обертання ротора двигуна визначає кількість циклів в секунду» (вірніше механічну статичну напругу $\sigma_{ст}$). В заключенні автори сповіщають «тобто, кількість накопичених пошкоджень в любий час може показати величину ресурсу, виробленого двигуном». Звітку про цей пристрій опубліковано Aircraft Engineering, 1972, p.44, № 11.

Хоча і цей цифровий реєстратор не був довершеним, але він, як і інші, могли стати прообразом аналого-цифрових та цифро-аналогових перетворювачів (АЦП та ЦАП), що широко ввійшли в системи бортових реєстраторів роботи двигунів типу (БСКД – бортових систем контролю роботи двигунів), а також систем літаків.

В 80-х, 90-х роках проблема ресурсів авіаційних ГТД вирішувалась в основному у двох напрямках. По-перше, розвивались методи кількісної оцінки (поведінки-формозміни) довговічності сплавів та деталей «гарячої частини», зокрема лопаток ТВТ зі спробами визначення основного – гарантійного і залишкового ресурсів деталей з підконтрольною експлуатацією ГТД «за технічним станом».

За другим напрямком в 90-х роках велись розробки технічних засобів реєстрації параметрів роботи ГТД на борту та засобів обробки інформації за допомогою бортових та наземно-бортових комплексів з обчислювальною технікою. До таких в ту пору можна було віднести розробку вітчизняних комплексів бортових реєстраторів типу МСРП-64-2, МСРП-12-96, МСРП-А-02 та наземних дешифраторів для експрес-обробки польотної інформації типу «Луч-74», «Луч-86» в комплексі з ЕОМ. Це давало змогу вести оцінку технічного стану ГТД, підвищувати рівень безпеки польотів та підвищувати якість технічного обслуговування (ТО) «за технічним станом».

Так наприклад, розрахунки остаточного ресурсу лопаток турбін двигунів АІ-24 та НК-8-2У визначались шляхом впровадження математичних методів розрахунку деформацій повзучості з теорії зміцнення та розроблених методів у Київському інституті інженерів цивільної авіації (КІЩА). В цих розробках використовувались експериментальні криві повзучості сплавів ЖС6К та ЖС6КП для трьох рівнів температур 800, 900 і 1000 °С. При цьому приймався ряд припущень, таких як, деформація повзучості робочої лопатки ТВТ можливо накопичується на «злітному» та близькому до злітного (можливо «номінальному»)

режимах; пошкодженість накопичується тільки за рахунок деформації повзучості. При цьому вплив режимів «запуску» та «зупинки» ГТД в циклічній знакозмінній напруженості на довговічність не враховується. Не враховуються характеристики сплавів при термоциклічній (знакозмінній) повзучості, не розраховуються та не враховуються термоциклічні напруження, їх релаксація, ефект Баушингера та ряд інших суттєвих припущень.

В 80-х та 90-х роках намітилась тенденція діагностики і пошуку несправностей (ПН) авіаційної техніки, в тому числі і в авіаційних ГТД. В КПЦА, тоді КМУЦА, тепер НАУ були розроблені автоматизовані системи діагностики (АСД), коди та класифікатори пошуку несправностей в роботі автоматичних систем діагностування газотурбінних двигунів. Вони були впроваджені також в системи технічного обслуговування (ТО) літальних апаратів (ЛА) разом зі спеціалістами-діагностами авіаційної техніки (АТ).

Що стосується авіаційних ГТД, то в ці роки в НАУ були створені системи АСД «Контроль -8-2У» та «Контроль-90» з подібними підсистемами типу «Діагноз-90», «Ресурс-90», «Міцність-90», «Надійність-90», «Синтез-90», які через інформаційну базу автоматизованої системи діагностики і управління (АСДУ) «Алгоритм-90» виконують функцію «Контроль-90» для ГТД ПС-90.

Ці системи виконувались самовдосконалюючими, що дозволяло приймати інформацію нормативних документів з технічного обслуговування та удосконалювати системи і підсистеми на основі статистичного «досвіду» та інших підсистем, наприклад, автоматична система «технічного зору» (АСТЗ). Поступово ці системи були розвинуті до «нейронних» та інших інтелектуальних систем автоматичного діагностування, контролю та управління (АСДУ) роботою двигуна з видачею рекомендацій для технічного обслуговування «за станом». Однак, як свідчать автори наукової школи Л.П. Лозицького [2]: «Підсистема «Ресурс-90» заснована на традиційних методах розрахункової оцінки довговічності матеріалів в умовах навантаження в підсистемі «Міцність-90» з використанням характеристик міцності матеріалів та деталей або несучою здатністю конструктивних елементів».

В той час традиційно існували лише характеристики довготривалої міцності (при постійних температурах), які при еквівалентних розрахунках неспроможні адекватно відповідати термоциклічним характеристикам довговічності сплавів.

З другого боку в наукових працях наших співвітчизників школи Л.П. Лозицького, В.Ф. Лапшова [3], а також А.М. Ветрова, О.Г. Кучера та С.Р. Ігнатовича [4] були розроблені «Теоретичні основи прогнозування пошкоджуваності та залишкового ресурсу конструктивних елементів авіаційних газотурбінних двигунів в експлуатації», але лише в імовірнісній постановці, які не дають підстав для інженерних розрахунків деталей ГТД на ресурс. Так в праці В.Ф. Лапшова [3] «для реалізації підходів до оцінки еквівалентного напруження двигуна та залишку його ресурсу, необхідно мати відповідні моделі довговічності деталей та параметри їх навантаженості в кожній реалізації польоту літака». А в праці А.М. Ветрова [4] «запропонований спосіб підсумовування пошкоджень заснований на використанні рівнянь поверхонь втомлюваності конструкційних матеріалів при багатофакторному (та багатокомпонентному) навантаженні, які

отримують за даними випробувань зразків до появи макротріщини мінімально можливого розміру (зазвичай до 0,5 мм)». Далі «цей спосіб буде забезпечувати прогнозування КЕ (конструктивного елементу) до появи такої тріщини в зоні імовірного руйнування (тобто в «критичній точці») конструктивного елемента, який лімітує ресурс ГТД». Як свідчить статистика дефектів такими конструктивними елементами турбін є соплові та робочі лопатки ТВТ, що, як відомо, витримують дію не тільки циклічних та високих температур, але і знакозмінних термічних та механічних напружень. Останні циклічно викликають знакозмінні деформації сплавів лопаток (згідно з ефектом Баушингера) і накопичення однознакових деформацій термоциклічної повзучості та релаксації напружень, що ведуть у підсумку до вичерпання ресурсу сплавів та до пошкоджуваності лопаток ТВТ.

Висновки:

1. Проблема кількісної оцінки ресурсів лопаток турбін досі ще не вирішена та підміняється характеристиками довготривалої міцності та моніторингом «технічного стану» авіаційних ГТД лопаток турбін.

2. Для розробки більш об'єктивних і довершених методів визначення та контролю ресурсів сплавів лопаток ТВТ вкрай необхідні відповідні кількісні характеристики сплавів в екстремальних термоциклічних умовах дії термомеханічних напружень.

3. Кількісні характеристики сплавів повинні бути не тільки за міцністими, але і за деформаційними критеріями, бажано в імовірнісній постановці.

4. Кількісні характеристики повинні бути отримані в експериментальних умовах, що відтворюють дію циклічних температур та термомеханічних напружень адекватно до їх дії в ГТД в експлуатації.

Список літератури

1. *Петрук Б.А.* Деформаційна спроможність авіаційних жароміцних сплавів та їх термоциклічна довговічність / Проблеми тертя та зношування. – К.: НАУ, 2016. № 2. – С.92-97.

2. Лозицкий Л.П., Тарасенко А.В. Разработка автоматизированной системы управления техническим состоянием двигателей ПС-90 // Обеспечение надежности авиационных двигателей в эксплуатации // Сб. науч. тр. – К.: КИИГА, 1993. – С. 10-20.

3. Лапшов В.Ф. Оценка эквивалентной наработки и остатка ресурса авиационных газотурбинных двигателей // Проблемы управления техническим состоянием авиационных двигателей // Сб. науч. тр. . – К.: КИИГА, 1992. – С. 48-54.

4. Ветров А.Н., Игнатович С.Р., Кучер А.Г. Теоретические основы прогнозирования повреждаемости и остаточного ресурса конструктивных элементов авиационных газотурбинных двигателей в эксплуатации // Обеспечение надежности авиационных двигателей в эксплуатации // Сб. науч. тр. – К.: КИИГА, 1993. – С. 20-26.