

Список літератури

1. Ідентифікація багаторежимної моделі авіаційних двигунів вертольотів у польотних режимах з використанням модифікованого градієнтного алгоритму навчання радіально-базисних нейронних мереж / Владов С.І., Дерябіна І.О., Гусарова О.В., Пилипенко Л.М., Пономаренко А.В. *Вісник Херсонського національного технічного університету*. 2021. № 4 (79). С. 52–63.
2. Complex condition monitoring system of aircraft gas turbine engine / Pashayev A. M., Askerov D.D., Ardil C., Sadiqov R.A., Abdullayev P.S. *International Journal of Aerospace and Mechanical Engineering*. 2007. Vol. 1. No. 11. Pp. 689–695.
3. Кузнецов А. В., Макарьянц Г. М. Динамическая модель газотурбинного двигателя на основе структуры LSTM с изменяемой памятью. *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*. 2020. Т. 19. № 2. С. 38–52.

УДК 621.45.037

Яніцькій А.А., викладач

ORCID ID: <https://orcid.org/0000-0001-5318-1915>*Кременчуцький льотний коледж Харківського національного університету внутрішніх справ, м. Кременчук, Україна*

ЩОДО ДИНАМІКИ ФОРСОВАНИХ РЕЖИМІВ ГТД

Вимоги до льотно-технічних характеристик літака привели до суттєвого ускладнення конструктивних схем силової установки і значної інтенсифікації параметрів робочого процесу в двигунах. Сучасний газотурбінний двигун являє собою складну нелінійну динамічну систему з взаємним впливом газодинамічних і теплофізичних процесів, що протікають в його вузлах. Тому необхідно ретельне дослідження основних вузлів двигуна в системі двигуна.

Дана стаття присвячена огляду особливостей функціонування форсажної камери на всіх основних експлуатаційних режимах.

Застосування форсованих режимів на двигуні забезпечує поліпшення злітних, розгінних і маневрених характеристик літака. До динамічних процесів в двигуні відносяться процеси переходу з одного сталого режиму на інший [1].

Форсаж – режим роботи реактивних двигунів, застосовуваний для тимчасового збільшення тяги в разі необхідності (зліт, розгін до надзвукової швидкості, маневр повітряного бою). Застосовується в основному на бойових літаках.

Запуск форсажних камер і забезпечення стійкого горіння може здійснюватися трьома способами: від електросвечі запалювання, за допомогою полум'яного воспламенителя і шляхом створення так званої вогневої доріжки.

Перші два способи мало відрізняються від способів запуску основних камер згоряння. Вогнева ж доріжка являє собою струмінь мелкораспиленном запалав палива, яка може подаватися від спеціальних форсунок з основної

камери згоряння або відразу за турбіною. У форсажних камерах може виникати вібраційне горіння - це горіння з частотою пульсацій тиску від 5 ... 50 Гц (низькі частоти) до 400 ... 600 Гц (високі частоти), з амплітудою коливань тиску 10 ... 20% і вище. Воно проявляється найчастіше на великих режимах при малих тисках газу в форсажній камері. Причинами порушення вібраційного горіння можуть бути періодичні зриви полум'я на окремих ділянках V-образних стабілізаторів, пульсації тиску в паливній системі, зриви вихорів в дифузорі форсажній камері і т.п., негативний вплив яких посилюється,

Вібраційне горіння неприпустимо через небезпеку руйнування форсажній камери і двигуна. Його усувають конструктивними заходами - шляхом ешелонування і розтягування зони горіння за рахунок поздовжнього зсуву стабілізаторів полум'я, а також постановкою перфорованих антивібраційних екранів.

Форсування тяги двигуна шляхом допалювання палива в форсажній камері згоряння обумовлює ряд особливостей протікання динамічних процесів в двигуні, що визначаються взаємодією форсажного контуру з основним.

Включення форсованого режиму зазвичай проводиться на максимальному режимі роботи основного контуру двигуна. З точки зору економічності найбільш доцільним є такий перехід до форсованого режиму, при якому параметри роботи турбокомпресорної частини двигуна залишаються такими ж (або близькими), як на максимальному режимі двигуна. Для дотримання цієї умови включення форсажу не повинно викликати зміну тиску газу за турбіною.

Для збереження режиму роботи основного контуру двигуна незмінним, необхідно одночасно зі збільшенням температури в форсажній камері за рахунок допалювання збільшити площу перетину сопла. Якщо умова не дотримується, то включення форсованого режиму призведе до зміни режиму роботи турбокомпресора, тобто включення форсованого режиму можна розглядати як обурення, що діє на параметри основного контуру двигуна.

При роботі двигуна на форсованому режимі вплив на основний контур через підведення теплоти в форсажну камеру внаслідок згоряння еквівалентно впливу зміни площі критичного перетину реактивного сопла. Для різних величин може бути підібрано такі значення, що параметри основного контуру зберігаються незмінними.

У загальному випадку при аналізі динаміки форсажних режимів розглядаються наступні дії на основний контур: включення і виключення форсажного режиму, зменшення або збільшення ступеня форсування. Крім впливів на основний контур динаміка форсажних режимів визначає такий важливий параметр, як темп зміни тяги двигуна, до величини якого звичайно пред'являються підвищені вимоги.

Форсажний контур ТРДФ зазвичай регулюється таким чином, щоб положення лінії робочих режимів на характеристиках компресорів зберігалось незмінним. Необхідний запас газодинамічної стійкості повинен бути забезпечений як на статичних, так і на перехідних режимах.

На двигунах з великим ступенем форсування застосовується всережимним сопло, що дозволяє отримати досить великий діапазон зміни тяги двигуна при

незмінному режимі роботи основного контуру. Таким чином, в ТРДФ з регульованою площею сопла є два додаткових керуючих впливу: $G_{тф}$ і F_c . Закон управління форсажного контуром будується таким чином, щоб одним з управляючих впливів задавати ступінь форсування двигуна, а друге керуючий вплив використовувати для стабілізації режиму роботи основного контуру. Зазвичай ступінь форсування задається витратою палива в форсажну камеру $G_{тф}$, а F_c використовується для стабілізації режиму. Тяга, що розвивається ТРДФ на форсованих режимах при незмінному режимі роботи основного контуру, визначається температурою газу в форсажній камері.

Статична програма $F_c \min = f(\epsilon_{руд})$, вибирається з умови узгодження $G_{тф}$ і F_c на сталих режимах.

При включенні форсованого режиму мінімальна величина витрат палива $G_{тф}$ обмежується вимогами надійного розпилю і розпалювання полум'я.

З ростом висоти польоту процес зміни тяги двигуна протікає більш плавно.

Процес згасання форсажній камери може бути змодельований стрибкоподібним припиненням подачі палива в форсажну камеру і переміщенням $\epsilon_{руд}$ виконавчим механізмом за сигналом припинення горіння палива в форсажній камері в положення, відповідне бесфорсажному режиму. Особливістю цього режиму є початкове збільшення частоти обертання вентилятора з подальшим відновленням її під дією обмежувача частоти обертання [2]. Системи регулювання форсованого режиму ТРДФ. При регулюванні подачі палива в форсажну камеру режим роботи турбокомпресора повинен зберігатися таким же, як і на нефорсованих режимах. Зазвичай для основного контуру ТРДФ на форсованому режимі використовуються наступні програми регулювання: $n = \text{const}$, $\pi_t = \text{const}$, або $n = \text{const}$, $T_g = \text{const}$.

При відхиленні дійсної швидкості польоту від розрахункової або при невідповідності параметрів навколишнього середовища їх стандартним значенням величини π_t на форсованому і нефорсованих режимах буде різною. Ця різниця приведе до зміни температури T_g^* , оскільки регулятор основного контуру буде підтримувати постійної частоту обертання ротора двигуна [3].

Таким чином, управління силовою установкою надзвукового літака при польоті як на надзвуковий так і на дозвуковій швидкостях проводиться для досягнення необхідних значень тяги і питомих витрат палива. У статті розглянуто загальні теоретичні відомості про форсажній камері, динаміки форсованих режимів і системи їх регулювання. Підтримка потрібних режимів двигуна і реактивного сопла може розглядатися як спільне завдання або як кілька самостійних, але тісно пов'язаних між собою задач. Потрібні режими здійснюються за певними програмами за допомогою спеціальних автоматичних пристроїв.

Список літератури

1. URL: <https://nau.edu.ua/site/variables/news/2019/10/Дисертація>
2. Добрянський Г. В., Мартянова Т.С. "Динаміка авіаційних ГТД". 1989.
3. Черкасов Б.А. «Автоматика та регулювання повітряно-реактивних двигунів». М.: Машинобудування, 1988 - 360 с.