

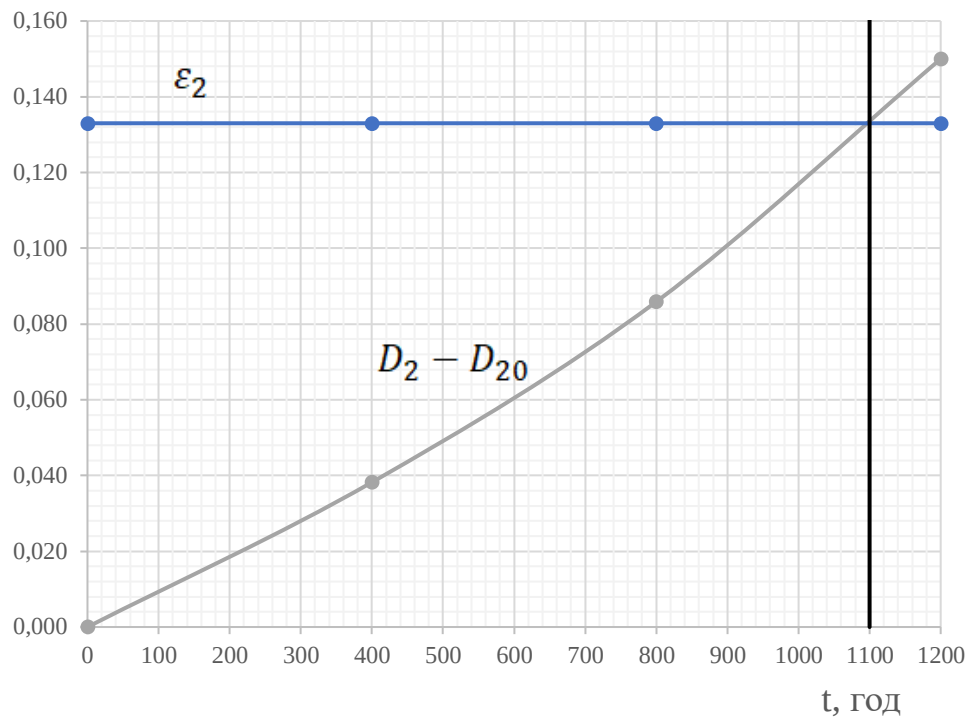


Рис. 4 – Порівняння відхилення діагностичного параметру D_2 у процесі експлуатації з його максимально допустимим відхилом ϵ_2

Висновки:

1. Запропоновані діагностичні параметри мають фізичний зміст, пов'язані зі зносом проточної частини газогенератора ГТД та розраховуються за результатами відносно простих вимірювань;
2. Наступними етапами дослідження є статистична обробка результатів випробувань ГТД з метою визначення максимально допустимих відхилів діагностичних параметрів ϵ_1 та ϵ_2 .

АВІАЦІЙНІ ДВИГУНИ ЗМІННОГО ЦИКЛУ РОБОТИ

А. Р. Шелена

*Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут»*

Ця робота присвячена дослідженню та аналізу авіаційних двигунів змінного циклу роботи.

Сучасна авіаційна промисловість активно шукає шляхи для підвищення ефективності, економічності та екологічної безпеки літальних апаратів. Тому концепція двигунів змінного циклу роботи виступає як відповідь на потребу у підвищенні паливної ефективності, зменшенні екологічного впливу, збільшенні дальності польотів та забезпеченні гнучкості застосування двигунів у змішаних умовах польоту, таких як дозвукові, трансзвукові та надзвукові режими.

Двигуни змінного циклу – це газотурбінні двигуни, що дозволяють динамічно адаптувати свої характеристики відповідно до поточних режимів польоту.



Вони можуть змінювати свою конфігурацію, наприклад, ступінь двоконтурності або співвідношення тисків, щоб оптимізувати роботу. Двигуни змінного циклу долають обмеження традиційних двигунів, оптимізованих під один режим

Розробка таких двигунів реалізується через низку інноваційних інженерних підходів. Тандемний вентилятор передбачає два вентилятори на одному валу, що працюють послідовно, як турбовентилятор, на крейсерському режимі або паралельно, з використанням допоміжних повітрязбірників та сопла, для збільшення потоку повітря та зниження шуму під час зльоту/посадки. Середній тандемний вентилятор розміщує вентилятор між компресорами низького та високого тиску, пропускаючи через себе лише повітря другого контуру, і може переходити від режиму турбовентилятора до режиму "негерметичного" турбореактивного двигуна шляхом закриття допоміжних повітрязбірників та лопаток. Адаптивний двигун з трьома потоками повітря додає третій керований потік, який може оминати турбіну для економії палива або проходити крізь неї для збільшення потужності.

Адаптивні трипотокові двигуни, наприклад General Electric XA100, Pratt & Whitney XA101, що розробляються для винищувачів наступного покоління, демонструють значний прорив завдяки можливості гнучкого перерозподілу повітряних потоків для оптимізації тяги і паливної економічності. Також за рахунок використання новітніх матеріалів, таких як керамічні матричні композити, є підвищення робочої температури турбіни. Це все разом потенційно призводить до збільшення дальності польоту на 35% та до 25% економії палива.

Попри значні потенційні переваги, масове впровадження двигунів змінного циклу стикається з суттєвими викликами, що включають високу технологічну складність систем управління потоками, забезпечення надійності та довговічності в умовах змінних навантажень, значну вартість розробки та виробництва, а також питання ефективної інтеграції з існуючими та майбутніми авіаційними платформами.

DETONATION PROCESS MODELING

D. M. Chyzh, M. V. Ambrozhevich, K. S. Epifanov

National Aerospace University «Kharkiv Aviation Institute»

Detonation is the process of burning in which the combustion front spreads faster than the speed of sound. A shock wave is produced, which is followed by a chemical reaction with the release of a large amount of heat.

Detonation engine (DE) – is an engine in which combustion of the fuel and oxidizer mixture occurs by detonation. They are divided into two types: ramjet pulsing (PDE) and "rotating" (RDE).

In PDE short explosions occur while a portion of the fuel-air mixture burn. After the detonation wave passes through the combustion chamber, the fuel-oxidizer mixture must be renewed.

In RDE there is an undamped detonation in the annular combustion chamber. Thrust is generated by a shock wave, which is held in an infinite loop. Fuel and oxidizer are come into the chamber through the injectors, then they are ignited. The first detonation occurs, as a result of which a supersonic shock wave is emitted, which passes