

АКТУАЛИЗАЦИЯ МОДЕЛИ МАССЫ ГТД СО СВОБОДНОЙ ТУРБИНОЙ ДЛЯ ВЕРТОЛЁТОВ

© 2018 В.А. Григорьев, А.О. Загребельный, Д.С. Калабухов

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва

ACTUALIZATION OF THE MASS MODEL GTE WITH FREE TURBINE FOR HELICOPTERS

Grigoriev V.A., Zagrebelskiy A.O., Kalabukhov D.S. (Samara National Research University,
Samara, Russian Federation)

When performing parametric research of gas turbine engines with a free turbine, it is important to use such models that correctly reflect the influence of the parameters of the working process on the nature of the change in the specific fuel consumption and engine mass. As new GTE variants appear, it is required to periodically update the values of the coefficients, which was done in the paper.

При проведении параметрических исследований газотурбинных двигателей со свободной турбиной (ГТД СТ) важное значение придаётся использованию таких моделей, которые бы правильно отображали влияние параметров рабочего процесса (π_k , T_g^* , ...) на характер изменения удельного расхода топлива (C_e) и массы двигателя ($M_{дв}$). Большинство критериев оценки эффективности летательного аппарата, которые используют при таких параметрических исследованиях, зависят именно от этих выходных данных [1] и если влияния изменения параметров π_k и T_g^* на удельный расход топлива C_e хорошо изучены, то зависимости $M_{дв}$ от этих параметров требуют постоянного внимания и уточнения. Дело в том, что известные параметрические зависимости [1]

$$M_{дв} = B G_B^{m_1} (\pi_k^{0,286} - 1)^{m_2} k_{Тг} k_c k_{рес}, \quad (1)$$

основаны на анализе статистических данных созданных ГТД. А это означает, что по мере появления новых вариантов ГТД требуется периодически уточнять значения коэффициентов в формуле (1). И если коэффициенты $k_{Тг}$, k_c , $k_{рес}$, как показано в [2], в основном отражают влияние на массу основных материальных и конструктивных признаков текущего поколения ГТД, то именно коэффициенты m_1 (опосредовано через расход воздуха G_B) и m_2 (через π_k) определяют характер изменения $M_{дв}$ при варьировании параметров π_k и T_g^* .

Коэффициенты B , m_1 , m_2 определялись для двух вариантов ГТД [3...8]: 1) редуктор рассматривается в составе ГТД; 2) редуктор

относится к силовой установке (СУ) вертолётта.

В результате уточнения модели массы вертолётных ГТД СТ (1) были получены коэффициенты m_1 , и m_2 в виде линейных зависимостей ($m_1 = f(G_B)$ и $m_2 = f(\pi_k)$) и B (значения определялись на основе совместного анализа статистических данных, исходя из условия минимума среднеквадратичного отклонения для уравнений коэффициентов m_1 и m_2).

Полученные линии тренда для коэффициентов m_1 и m_2 имеют разную тенденцию (динамику) для ГТД в состав которых входит редуктор и без него. В первом случае при увеличении значений параметров двигателя G_B и π_k их влияние на массу ослабевает, в то время как во втором случае, влияние G_B и π_k усиливается.

Для двигателей с редуктором (в среднем доля редуктора в массе двигателя составляет 10 %) при росте значений π_k и G_B происходит ослабление их влияния на массу в силу того, что понижается относительная доля разницы между массой $M_{ГТД}$ и примерно постоянной (точнее не зависящей от π_k и G_B при $N_e = \text{const}$) доле массы редуктора $M_{ред}$.

При этом необходимо отметить влияние расхода воздуха G_B на массу двигателя, сильнее степени повышения давления π_k от 2 до 8 раз для всех рассматриваемых вариантов ГТД.

Представленная математическая модель массы ГТД, с новыми коэффициентами апробирована на опубликованных данных более 80 вертолётных ГТД (34 из которых

были выпущены после 1985 года). Средняя погрешность модели составила <10 %, что позволяет проводить параметрические исследования и получать прогнозные решения соответствующие достигнутому уровню проектирования ГТД на сегодняшний день.

Такая точность модели для концептуального этапа проектирования обусловлена обработкой опубликованных современных статистических данных, а также представлением коэффициентов m_1 и m_2 , в виде зависимостей от основных параметров рабочего процесса двигателя.

Библиографический список

1. Вертолётные газотурбинные двигатели/ Под общ.ред. В.А. Григорьева и Б.А. Пономарева. М.: Машиностроение, 2007. 491 с.
2. В.С. Кузьмичев, В.Г. Маслов. Анализ корреляционной зависимости веса авиационных ГТД от основных параметров рабочего процесса. Вопросы проектирования и доводки малоразмерных ГТД и их элементов. Труды V всесоюзной межотраслевой научно-технической конференции по микроэнергетике. Куйбышев. 1975. С. 29-37.
3. Иностранные авиационные двигатели, 2000: Справочник/ Общая редакция и предисловие ведущего научного сотрудника Л.И. Соркина. М.: Изд. дом «Авиамир», 2000. 534 с.
4. Иностранные авиационные двигатели, 2005: Справочник ЦИАМ/ Общая редакция: В.А. Скибин, В.И. Солонин. М.: Изд. дом «Авиамир», 2005. 592 с.
5. Иностранные авиационные двигатели и газотурбинные двигатели: (по материалам зарубежных публикаций): справочник: вып.15./ сост.: Л.А. Клименко, Ю.В. Фокин, К.Н. Чикина и др.; отв. ред.: Л.И. Соркин и др. М.: ЦИАМ, 2010. 413 с.
6. Иллюстрированный справочник; Серия: Отечественная авиационная и ракетно-космическая техника. – М.: АКС-Конверсалт: Центр истории авиационных двигателей, 2000. – 394 с., 114 ил.
7. Зрелов В.А. Отечественные газотурбинные двигатели. Основные параметры и конструктивные схемы: Учеб.пособие. М.: ОАО «Издательство «Машиностроение», 2005. 336 с.
8. Авиационные двигатели/ Под ред. И.Г. Шустова. М.: ООО ИД "АЭРОСФЕРА", 2007. 344 с.

УДК 539.3:669

УСТАЛОСТНОЕ РАЗРУШЕНИЕ ШПИЛЕК

© 2018 Т.А. Хибник

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва

FATIGUE BREAKING OF STUD-BOLTS

Khibnick T.A. (Samara National Research University, Samara, Russian Federation)

Fatigue fractures are considered stud-bolts securing the hub of propeller and the cover of turbine. A procedure for calculating the period of growth of a fatigue crack of a part is described, which allows the part to be operated with a fatigue crack to a safe failure.

В настоящее время актуальными остаются исследования причин разрушения металлических деталей вследствие усталости [1,2]. Усталостные изломы деталей имеют весьма характерный вид, где всегда можно обнаружить две зоны: одну мелкозернистую (зона усталостного разрушения), которая может принимать фарфоровидное строение, а иногда и блестяще шлифованный вид, и другую – с волокнистым строением у вязких металлов и с крупнокристаллическим у хрупких (зона статического разрушения). Особый интерес вызывает зона усталостного

разрушения, где развивается усталостная трещина. Скорость её развития зависит от степени перегрузки и лежит в диапазоне от 10^{-7} до 10^{-4} мм/цикл. При значительной перегрузке она быстро переходит во вторую зону - зону статического разрушения. При скорости роста усталостной трещины меньше 10^{-5} мм/цикл происходит её медленное развитие, обеспечивающее безопасное время эксплуатации детали с трещиной.

На рис. 1 представлен усталостный излом одной из сорока трёх штук шпилек крепления крышки турбины, которая была раз-