

оболочкой. Областью применения спиральных УЭ могут быть уплотнения больших размеров, различной конфигурации в плане, когда важна технологичность изготовления и допустимы относительно невысокие контактные давления.

Библиографический список

1. Пат. 4445694 США, МКИ I6 I5/02. *All-metal expandable ultra high vacuum seal / Flaherty Robert; Westinghouse Electric Corp. - HKU²277/1.*

2. Биргер И.А., Пановко Я.Г. Прочность. Устойчивость. Колебания: Справочник. Т.1. - М.: Машиностроение, 1968. - 831 с.

3. Паровай Ф.В. Разработка методов сравнения и оценки упругих свойств уплотнений // Вопросы прикладной механики в авиационной технике: Тр. науч.-техн. конф. молодых ученых и специалистов института / Куйбыш. авиац. ин-т. - Куйбышев, 1980. - Ч.П. - С. 21-31. - Рук. деп. в НИИТИ 18.08.81, № 1210-81ДЕП.

УДК 629.7.036

С.Д.Галкин, В.А.Кочуров

МЕТОДИКА ДОПУСКОВОГО КОНТРОЛЯ СОСТОЯНИЯ ГТД ПО ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИМ ПАРАМЕТРАМ

Оценка состояния ГТД по уровню термогазодинамических параметров является в настоящее время одним из основных методов определения годности двигателя в процессе эксплуатации. Методы допускового контроля основаны на сравнении значений приведенных к стандартным атмосферным условиям величин измеренных параметров с техническими нормами.

Одним из основных факторов, влияющих на достоверность результатов оценки состояния ГТД, является точность определения приведенных к стандартным атмосферным условиям (САУ) значений термогазодинамических параметров на заданном для сравнения режиме работы двигателя. Например, суммарная погрешность расчетного определения приведенной частоты вращения ротора высокого давления двигателя самолета В-747 в пять раз больше суммарной погрешности измерения этого параметра [1].

Целью настоящей работы является повышение достоверности оценки состояния ГТД за счет уменьшения погрешности расчетного определения приведенных значений измеряемых параметров. Это достигается путем сравнения значений одноименных параметров двигателей, установленных на одном самолете и, следовательно, работающих в одинаковых условиях. Для трехдвигательной силовой установки на этой основе создана методика определения приведенных значений параметров, исключая влияние атмосферных условий [2]. Однако данная методика применима к силовым установкам, состоящим не менее чем из трех двигателей. Она не позволяет оценить приведенные значения параметров двухдвигательной силовой установки.

Суммарная погрешность определения приведенного значения параметра является композицией следующих составляющих: погрешности измерения параметра; погрешности, вызванной отличием режима работы двигателя от заданного; погрешности приведения, вызванной погрешностями измерения температуры и давления окружающего воздуха. Выражение для определения величины средней квадратической погрешности вычисления приведенного значения имеет вид

$$\sigma_{\text{хпр}} = \sqrt{\gamma_x^2 \sigma_x^2 + \gamma_{T_H}^2 \sigma_{T_H}^2 + \gamma_{P_H}^2 \sigma_{P_H}^2 + \gamma_U^2 \sigma_U^2}, \quad (I)$$

где σ_x , σ_{T_H} , σ_{P_H} , σ_U - средние квадратические погрешности измерения параметра X , температуры T_H и давления P_H окружающего воздуха, режимного параметра U ; γ_x , γ_{T_H} , γ_{P_H} , γ_U - коэффициенты.

Традиционные формулы приведения параметров к САУ не учитывают, кроме T_H и P_H , других параметров, характеризующих внешние условия, например влажности воздуха, и эксплуатационных факторов, таких как число Маха, скорость, угол атаки и скольжения самолета. Это снижает достоверность определения значения приведенного параметра. Учет же этих факторов в формулах приведения вызывает появление в выражении (I) дополнительных слагаемых, что увеличивает расчетную погрешность.

Контроль разности значений одноименных параметров двух двигателей позволяет исключить погрешности, связанные с наличием эксплуатационных факторов. Методика контроля, основанная на сравнении текущей и исходной разности одноименных параметров двух двигателей на одина-

ковых режимах, базируется на предположении о том, что одновременное появление у обоих двигателей одинаковых неисправностей маловероятно. В этом случае техническое состояние одного из двигателей принимается за базовое, относительно которого происходит изменение состояния другого. Двигатели, установленные на одном самолете, подвергаются одинаковому воздействию неблагоприятных факторов, поэтому неисправности, вызванные ими (загрязнение проточной части, газоабразивный износ), не могут быть обнаружены с помощью такой методики контроля.

Методика составлена применительно к системе обработки полетной информации "Луч-74". Параметры двигателей регистрируются в полете на магнитной ленте МСПП.

Обработка значений параметров осуществляется следующим образом. Измеренное значение контролируемого параметра X_{i2} второго двигателя приводится с помощью дроссельной характеристики к режиму работы первого:

$$X_{i2n} = X_{i2} + \alpha (U_1 - U_2),$$

где U_1, U_2 - значения режимного параметра первого и второго двигателей; α - коэффициент регрессии параметра X_i по U .

Текущая разность значений параметра X_i первого и второго двигателей определяется по формуле

$$\Delta X_i = X_{i1} - X_{i2}$$

и сравнивается с исходным ее значением ΔX_{i0} . Об изменении состояния одного из двигателей свидетельствует превышение величиной δX_i допустимых значений, при этом

$$\delta X_i = \Delta X_i - \Delta X_{i0}.$$

Допуск на величину отклонения параметра δX_i , назначаемый с учетом погрешности ее определения, равен

$$D_{\delta X_i} = K \sigma_{\delta X_i},$$

где K - коэффициент, соответствующий выбранной доверительной вероятности; $\sigma_{\delta X_i}$ - средняя квадратическая погрешность определения величины δX_i .

Учитывая, что исходные и текущие значения параметров регистрируются одной и той же измерительной аппаратурой и погрешности измерения параметров первого и второго двигателя равны, запишем выражение для средней квадратической погрешности определения величины δX_i :

$$\sigma_{\delta X_i} = 2\sqrt{\sigma_{X_i}^2 + \alpha^2 \sigma_u^2}.$$

Таким образом, погрешность определения величины отклонения параметра от исходного значения в два раза больше погрешности определения его значения на заданном режиме. По традиционным методикам погрешность определения этой величины в 1,4 раза больше погрешности вычисления приведенного значения параметра, что согласно [1] примерно в 7 раз больше погрешности его измерения.

Однако предложенная методика не позволяет полностью исключить влияние внешних условий на точность определения величины ΔX_i . Например, если разница значений параметров в САУ у двух двигателей составляет для температуры газа за турбиной $\Delta T_T^* = 15 \text{ K}$ и для частоты вращения ротора высокого давления $\Delta n_{ВД} = 1\%$, то при реально возможном изменении температуры воздуха на входе в двигатель от -30 до $+30^\circ\text{C}$ измеренная разность этих параметров будет принимать значения в диапазоне $0,98\% < \Delta n_{ВД} < 1,1\%$; $14,4 \text{ K} < \Delta T_T^* < 18 \text{ K}$.

Величины $\Delta n_{ВД} = 1\%$ и $\Delta T_T^* = 15 \text{ K}$ — это реально допустимые отличия значений параметров двух двигателей. Таким образом, максимальная погрешность, обусловленная неучетом внешних условий, составляет для параметров ΔT_T^* и $\Delta n_{ВД}$ соответственно 3 K и 0,1%. Причем эта погрешность тем меньше, чем меньше величина ΔX_i .

Путем статистической обработки результатов измерений параметров двигателей, установленных на одном из самолетов, получены величины средних квадратических погрешностей определения величин ΔX_i , которые имеют следующие значения: $\sigma_{\Delta T_T^*} = 4,5 \text{ K}$, $\sigma_{\Delta n_{ВД}} = 0,22\%$. Таким образом, погрешность, обусловленная неучетом внешних условий, не превышает средней квадратической погрешности определения величин ΔX_i и ее можно учесть при назначении допуска $D\delta X_i$ с помощью коэффициента K .

Анализ с помощью различных математических моделей отклонений термогазодинамических параметров при различных неисправностях двигателя, возможных в эксплуатации, показал, что любые неисправности приводят к увеличению температуры газов за последней ступенью турбины [3, 4]. Этот признак позволяет определить, неисправность какого из

двух двигателей привела к изменению величин ΔX_i . Например, если величина ΔT_T^* , определенная по (2), меньше нуля, то неисправным является второй двигатель, а если больше нуля – то первый.

Таким образом, разработанная методика позволяет существенно повысить достоверность определения технического состояния двигателей за счет снижения погрешности расчета приведенных значений измеряемых параметров и уменьшения поля допуска на их отклонения.

Библиографический список

1. *Kzuchenbezz H.D. Design and testing of the American Airlines Prototype B-747 AIDS SYSTEM. I. Aircraft. - 1972. - № 4. - P. 38-43.*

2. Цуриков О.Н. К вопросу о диагностике проточной части ТРДД на основании обработки полетной информации //Перспективы развития методов технической эксплуатации авиационной техники: Сб.науч. тр. /КИИГА. – Киев, 1980. – С. 106-110.

3. Жуков К.А., Кочуров В.А., Селезнев С.Я. Некоторые вопросы диагностирования ГТД при эксплуатации по состоянию //Вибрационная прочность и надежность двигателей и систем летательных аппаратов: Сб.науч. тр. /Куйбыш. авиац. ин-т. – Куйбышев, 1986, – С. 50-55.

4. Черкез А.Я. Инженерные расчеты газотурбинных двигателей методом малых отклонений. – М.: Машиностроение, 1975. – 380 с.

УДК 533.6.011:621.165

В.И.Гнесин, В.Г.Солодов

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ
ДВУХ ТУРБИНЫХ СТУПЕНЕЙ
С ПРОМЕЖУТОЧНЫМ ОТБОРОМ РАБОЧЕГО ТЕЛА

Для повышения надежности многоступенчатых турбомашин особую важность представляет оценка переменных аэродинамических сил, действующих на рабочие лопатки (РЛ) и вызванных шаговой неравномерностью потока и неоднородностью параметров в межступенчатых зазорах вследствие несимметричного отбора рабочего тела.