

ИНСТРУМЕНТ АНАЛИЗА РЕЗУЛЬТАТОВ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ НЕОДНОРОДНОГО ПОТОКА НА ВХОДЕ В КОМПРЕССОР АВИАЦИОННОГО ГТД

Пестов Д.В.¹

¹Самарский университет, г. Самара, denispestov@list.ru

Ключевые слова: авиационный компрессор, неоднородный поток, погрешность измерения параметров, анализ эксперимента, входная неравномерность

При производстве серийных авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) и двигателей после ремонта в рамках программы приемосдаточных испытаний проводятся специальные испытания на подтверждение газодинамической устойчивости. Начиная с конца 70-х годов по рекомендации ЦИАМ такие испытания выполняются с имитацией неоднородного потока на входе в ГТД [1,2].

Обычно создание неоднородного потока осуществляется с помощью специального входного коллектора с выдвижным щитком – интерцептора [1, 2, 3] (рис. 1). Степень же неоднородности потока на входе в компрессор характеризуется комплексным критерием W , учитывающим структуру потока и величину возникающих в нем возмущений.

Рис.1 – Схема входного коллектора с интерцептором и заборами полного давления разрежения

Двигатель считается прошедшим испытание на газодинамическую устойчивость, если на установленных в техническом задании (ТЗ) значениях режимных параметров и в условиях проведения испытаний компрессор ГТД не переходит на неустойчивые режимы работы. При этом под режимными параметрами понимаются приведенные частота вращения ротора $n_{пр}$ и расход воздуха $G_{впр}$. Под условиями проведения испытаний – высота выдвижения интерцептора $H_{инт}$ в проточную часть (ПЧ) входного коллектора, величины отборов воздуха от компрессора и мощности от вала двигателя на привод агрегатов [1, 2, 3].

В позициях 3 установлены во входных кромках входного направляющего аппарата (ВНА) 4 компрессора 5 заборы воздуха (обычно количеством $n = 6...9$ шт.) для определения разницы между атмосферным давлением и полным давлением с помощью мановакуумметров. Заборы воздуха 3 расположены равномерно в окружном направлении в соответствии с рекомендациями ЦИАМ [1] в случае турбореактивного двигателя (ТРД) на относительном радиусе $\bar{r}_в = r_в / r_{впер} = 0,9$ ($r_{впер}$ – периферийный радиус на входе в ВНА), а в случае турбореактивного двухконтурного двигателя (ТРДД) на относительном радиусе $\bar{r}_в = 0,6$.

На установившемся режиме работы двигателя в условиях проведения испытаний, установленных ТЗ, в каждой i -ой из N точек измерения полного давления $З$ в течение периода времени испытания на одном режиме $\tau_{\text{реж}}$ снимается осциллограмма разности атмосферного и полного давлений (измеренное полное давление $p_{\text{изм}i}^* = f(\tau)$). Современные мановакуумметры позволяют производить измерения с предельной абсолютной (предельной неисключенной систематической) погрешностью $\theta(p_{\text{изм}}^*) = 50 \dots 150 \text{ Па}$ [4]. Одновременно в течение периода времени $\tau_{\text{реж}}$ измеряется l значений атмосферного давления p_H с предельной абсолютной погрешностью, обычно не превышающей $\theta(p_H) = 140 \text{ Па}$ [10].

Для обработки результатов первичных измерений был составлен метод определения параметров неоднородного потока и доверительных границ их погрешностей. На основании этого метода был проведен анализ результатов экспериментального определения параметров неоднородного потока на входе в компрессор.

Целью анализа результатов эксперимента являлось определение возможности и целесообразности уменьшения погрешности определения параметров неоднородного потока на входе в компрессор за счет:

- увеличения числа измерений атмосферного давления l и экстремальных значений полного давления разрежения p_i за период времени $\tau_{\text{реж}}$;
- уменьшения неисключенной систематической погрешности $\theta(p_{\text{разр}}^*)$ замера полного давления разрежения со 150 до 50 Па.

Заключение

Полученный инструмент анализа результатов экспериментального исследования неоднородного потока на входе в компрессор основан на разработанном методе определения доверительных границ погрешностей измеряемых параметров.

Этот метод позволяет определять предельные погрешности полного абсолютного давления в различных точках замера, а также погрешности параметров, характеризующих пульсации и неравномерность потока на входе в компрессор. Отличительной особенностью разработанного метода является возможность учета как неисключенных систематических, так и случайных погрешностей.

Апробирование предложенного инструмента позволило установить целесообразное количество замеров атмосферного давления равное четырем в процессе испытания двигателя на одном режиме.

Кроме этого оказалось, что уменьшение неисключенной систематической погрешности замера давления разрежения на входе в компрессор со 150 до 50 Па позволяет снизить погрешность комплексного критерия W с 2,3 до 1,3%. Это целесообразно при исследовании влияния отборов воздуха и мощности от ротора двигателя на положение границы устойчивой работы компрессора.

Разработанный метод определения доверительных границ погрешностей измеряемых параметров позволит осуществлять валидацию математических моделей неоднородного потока на входе в компрессор.

Благодарности

Работа выполнена при финансовой поддержке со стороны Минобрнауки России в рамках государственного задания (номер проекта FSSS-2023-0008, «Фундаментальные проблемы динамики и виброакустики в гидравлических и газовых системах машин и энергетических установок»).

Список литературы

1. Григорьев, В.А. Испытания авиационных двигателей / Григорьев В.А., Кузнецов С.П., Гишваров А.С., Белоусов А.Н., Бочкарев С.К., Ильинский С.А., Шепель В.Т. - М.: Машиностроение, 2009. – 504 с.
2. ОСТ 1 01021-93. Стенды испытательные авиационных газотурбинных двигателей. Общие требования. 18 с. Дата введения 01.07.1994.
3. А.И.Ланшин, Е. А. Хорева, Ю.А. Эзрохи. Влияние неравномерности полного давления на входе в двигатель на его основные параметры при различных законах регулирования. Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 3. С. 85–91
4. <https://www.bdsensors.ru/products/davlenie/>

Сведения об авторах

Пестов Денис Вячеславович, аспирант. Область научных интересов – газодинамическая устойчивость ГТД

A TOOL FOR ANALYZING THE RESULTS OF EXPERIMENTAL DETERMINATION OF INHOMOGENEOUS FLOW PARAMETERS AT THE ENTRANCE TO THE COMPRESSOR OF THE AVIATION GAS TURBINE ENGINE

Pestov D.V.

Samara National Research University named after academician S. P. Korolev

Annotation: In the production of serial aviation gas turbine engines (GTD) and engines after repair, special tests are carried out to confirm gas dynamic stability as part of the acceptance testing program. Since the late 70s, on the recommendation of the CIAM, such tests have been performed with a simulation of an inhomogeneous flow at the inlet to gas turbine engine.