

РАСЧЁТНОЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПуВРД С АЭРОДИНАМИЧЕСКИМ КЛАПАНОМ

© 2018 Г.А. Глебов, В.Е. Чурбанов, Т.С. Султанов

Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н.Туполева - КАИ

NUMERIC AND EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF VALVELESS PULSEJET

Glebov G.A., Churbanov V.E., Sultanov T.S. (Kazan National Research Technical University, Kazan, Russian Federation)

Numeric and experimental investigations of a valveless pulsejet engine were performed. Throttle response was obtained. Data about exhaust gas composition was collected. Experiment and numerical calculations shows major role of aerodynamic valve in thrust creation.

Отличительной чертой исследуемого ПуВРД по сравнению с известной трубой Марконэ является расположение аэродинамического клапана в задней части камеры сгорания соосно с выхлопной трубой-резонатором.

Расчёт выполнялся в Ansys Fluent. Применялась модель нестационарного тур-

булентного сжимаемого течения на основе осредненных уравнений Навье-Стокса с использованием модели турбулентности Realizable k-ε. Процесс горения учитывался при помощи модели Finite Rate/Eddy Dissipation [1], механизм реакции принимался одноступенчатым: $C_3H_8 + 5O_2 = 3CO_2 + 4H_2O$.

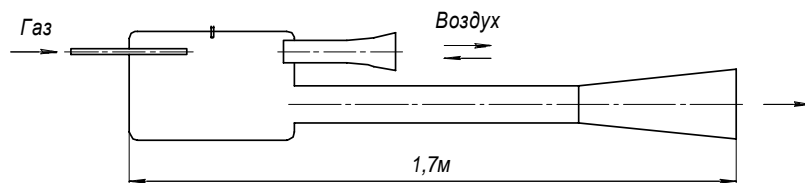


Рис.1. Схема экспериментального стенда

Граничными условиями модели служат условие постоянства давления и температуры на открытых концах трубы резонатора и акустического клапана: $P_a = 105$ Па, $T_a = 300$ К. На входе газовой трубки давление было задано $P_g = 3000$ Па, температура $T_g = 300$ К. Состав всасываемой смеси на открытых концах труб резонатора и аэродинамического клапана соответствовал воздуху (80% N_2 , 20% O_2). На вход трубки подачи газа подавался чистый пропан (C_3H_8).

В результате расчёта получены видеofilмы нестационарного процесса горения топливно-воздушной смеси, поля скорости, давления и концентрации продуктов сгорания в проточном тракте ПуВРД. Определены основные моды частот и интенсивность колебаний давления и скорости в различных сечениях тракта. Показано, что колеблющиеся потоки на срезе клапана и выхлопной трубы-резонатора существенно сдвинуты по фазе.

Экспериментальный стенд полностью соответствовал рис.1. В качестве топлива использовалась пропан-бутановая смесь.

Устройство стенда позволяло измерять в процессе экспериментов глубину ввода в камеру сгорания трубки подачи газа, а также длину аэродинамического клапана.

Основные измеряемые параметры: тяга двигателя, пульсации давления в камере, состав продуктов сгорания, частотный спектр пульсаций давления в камере, уровень шума.

С помощью специальных датчиков измерялась интенсивность нестационарных струй на срезе резонаторной трубы и клапана.

В работе показано, что несмотря на то, что исследуемый ПуВРД представляет собой трубу, открытую с двух сторон, основная рабочая частота соответствует первой моде колебаний в трубе, закрытой с одного конца. В спектре пульсаций присутствуют моды колебаний как для трубы, открытой с одного

конца, так и для трубы, открытой с обоих концов. Экспериментально получена дроссельная характеристика ПуВРД. Приведены данные по составу продуктов сгорания на различных режимах работы.

На основе расчётов и экспериментов выявлено существенное влияние аэродинамического клапана в создании тяги.

Библиографический список

1. Ansys Inc. ANSYS® Fluent, Release 18.0, Help System / Ansys Inc.
2. F. Zheng et al. A New Acoustic Model for Valveless Pulsejet and Its Application to Optimization Thrust // J. Eng. Gas Turbines 130(4) (Apr 28, 2008)

УДК 621.452.32

ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК РАЗЛИЧНЫХ КОМПОНОВОК ТРДДФ ДЛЯ РЕМОТОРИЗАЦИИ ИСТРЕБИТЕЛЕЙ 4-ГО ПОКОЛЕНИЯ

© 2018 А.Б. Агульник, А.П. Складорова, Д.А. Боровиков

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

RESEARCH OF ENGINE CHARACTERISTICS FOR 4TH GENERATION FIGHTERS ENGINE REPLACEMENT PROGRAMM

Agulnik A.B., Sklyarova A.P., Borovikov D.A. (Moscow Aviation Institute -National Research University, Moscow, Russian Federation)

There is a large fleet of fighter of the 4th generation that haven't reached their airframe lifespan yet. These aircraft have 4th generation engine installed. The fleet wide engine replacement can increase the aircraft combat effectiveness.

В настоящее время на вооружении находится большой парк истребителей 4-го поколения, как в России, так и за рубежом [1]. На таком истребителе установлены базовые двигатели 4-го поколения АЛ-31Ф. В продолжении, на базе этого двигателя было создано большое количество модификаций, которые отличаются повышенными параметрами цикла, тягой и сниженным удельным расходом топлива. Кроме того существуют варианты модернизации двигателя 4+ на базе его газогенератора (ГГ) с применением в нём различных вариантов компрессоров низкого давления с различными расходом воздуха, коэффициентом полезного действия и степенью сжатия. В связи с этим, возникла идея о ремоторизации данного парка самолётов путем замены базового двигателя на модернизированный двигатель, которая в свою очередь позволит улучшить боевую эффективность летательного аппарата в целом.

В данной работе проведён расчёт и сравнительный анализ дроссельных и высоко-скоростных характеристик 5-ти вариантов

компоновок: 1) базовый двигатель АЛ-31Ф, 2) двигатель поколения 4+, 3) КНД изделия 96+ГГ двигателя поколения 4+, 4) КНД-М2+ГГ двигателя поколения 4+, 5) перспективный КНД+ГГ двигателя поколения 4+.

Анализ характеристик проводился методом математического моделирования характеристик рассматриваемых компоновок в программном комплексе ThermoGTE [2], с учётом внутренних потерь в воздухозаборнике по стандартной кривой ЦИАМ, без учёта внешних потерь и потерь по жидкой линии тока.

Расчёт дроссельных характеристик проводился на режиме полёта $H=0$, $M_{п}=0$ на бесфорсажных режимах. Дросселирование начинается с максимального боевого режима. Проведённый анализ совмещённых дроссельных характеристик с характеристикой идеального входного устройства на бесфорсажных режимах показал, что качественный характер протекания дроссельных характеристик для рассмотренных двигателей остаётся подобным, количественные отличия ос-