

В результате испытаний подтверждена работоспособность исследованных подшипников при $d_m \cdot n \leq 3,5 \cdot 10^6$ мм·об/мин. Выполнены сравнительные исследования теплового состояния колец гибридных подшипников с зарубежными и российскими керамическими шарами, а также исследования теплового состояния подшипников с разными покрытиями дорожек качения колец.

С целью оценки работоспособности гибридных подшипников при перекосе колец проведены сравнительные испытания гибридного и стального подшипников типа 126206 (30×62×16 мм) с перекосом 10` и 20` минут при действии радиальной нагрузки 30 кгс, осевой нагрузки 50...100 кгс на частотах вращения 5000...25000 об/мин при прокачке масла через подшипник $q=1,1$ л/мин.

Результаты сравнительных испытаний подшипника 126206 показали, что в процессе испытаний тепловое состояние гибридного

подшипника ниже стального на всех режимах испытаний с перекосом.

На подшипниковых стенда ЦИАМ также проведены исследования работоспособности гибридных роликоподшипников HCN1006-K-M1SP (30×55×13 мм) и HCN1010KM1SP (50×80×16 мм) производства FAG (Германия) в условиях их эксплуатации в составе вертолётного редуктора. Ускоренными ресурсными испытаниями подтверждена их работоспособность на начальный ресурс для выполнения первых полётов вертолёта. Также подтверждена работоспособность керамических роликов этих подшипников после искусственного нанесения на ролики дефектов в виде рисок. Нанесение дефектов на ролики дало возможность с помощью вибродатчиков зарегистрировать диагностические признаки появления трещин на керамических телах качения.

УДК 621.45

ВАЛИДАЦИЯ НЕСТАЦИОНАРНОЙ МОДЕЛИ ТЕЧЕНИЯ ЗА ГОРЕЛОЧНЫМ УСТРОЙСТВОМ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

©2016 И.А. Зубрилин, Я.М. Будабекова, А.А. Диденко, С.Г. Матвеев

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва

THE EXPERIMENTAL VALIDATION OF COMBUSTION AND NON-REACTING FLOW SIMULATIONS IN GAS TURBINE POWER PLANT COMBUSTION CHAMBER BURNER

Zubrilin I.A., Budaybekova Ya. M., Didenko A.A., Matveev S.G. (Samara National Research University, Samara, Russian Federation)

In this article, has been carried out the validation of a mathematical model for the isothermal flow and flow with the combustion in the power plant combustion chamber burner. Computation and experimental data are compared by the flow velocity and combustion products chemical components. The flow structure has been investigated in details. Characteristic of the recirculation zone are defined in combustion and nonreacting conditions.

В данной работе представлены результаты валидации математической модели течения закрученного потока за горелкой камеры сгорания газотурбинного двигателя (ГТД) энергетической установки наземного применения. Горелка используется для сжигания обеднённой предварительно подготовленной топливоздушная смеси. Экспериментальные измерения проводились с использованием лазерной доплеровской анемометрии (LDA) для измерения скорости потока и хроматографического оборудования для оп-

ределения концентраций продуктов сгорания. Численное моделирование поля скоростей потока проводили с использованием подхода крупных вихрей (LES) для моделирования турбулентности и Flamelet Generated Manifold для моделирования горения. На первом этапе отрабатывалась методика задания нестационарных турбулентных граничных условий и определялся критерий размера элементов расчётной сетки. Затем проводилось сравнение расчётных и экспериментальных данных. Показано, что результаты

моделирования согласуются с экспериментальными данными с погрешностью не более 5% для осреднённой по времени скорости потока и конечных продуктов сгорания. Максимальное расхождение между расчётом и экспериментом обнаружено для пульсации осевой скорости в зоне обратных токов в ближнем следе за центральным телом при горении. Далее детально исследовалась структура потока за горелочным устройством в трёх случаях: с горением топлива, со смешением, но без горения топлива и без подачи топлива. Было установлено, что горение изменяет форму зоны обратных токов

и снижает массовый расход газа через неё. При отсутствии горения максимальные пульсации скорости потока расположены за центральным телом горелочного устройства. При горении максимальные пульсации скорости смещаются от центрального тела в область взаимодействия зоны обратных токов и основного закрученного потока. Подача топлива оказывает несущественное влияние на структуру потока. В результате работы сделано заключение о применимости используемой модели для расчёта течений в камерах сгорания ГТД.

УДК 621.431.75

МНОГОФОРСУНОЧНАЯ КАМЕРА СГОРАНИЯ – ОСНОВА ТЕХНОЛОГИИ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЭКОЛОГИЧЕСКОЙ БЕЗОПАСНОСТИ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

©2016 Ю.И. Цыбизов, С.В. Лукачёв, В.В. Бирюк, А.А. Горшкалёв

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва

MULTINOZZLE COMBUSTION CHAMBER AS ENSURING TECHNOLOGY BASIS OF AIRCRAFT GAS TURBINE ENGINE ENVIRONMENTAL SAFETY

Tsybizov Yu.I., Lukachev S.V., Biryuk V.V., Gorshkalev A.A.
(Samara National Research University, Samara, Russian Federation)

The work present problems of ecological safety and environmental performance of the aircraft gas turbine engine (GTE) valuation. Has been described results from the analysis of foreign and domestic experience of producing low emission combustion chamber. Have been shown ways of organizing a combustion process to achieve requirements of the International Civil Aviation ecological standards.

Основу развития авиадвигателестроения сегодняшнего дня и ближайшего будущего определяет необходимость создания высокоэффективного газотурбинного двигателя (ГТД), удовлетворяющего перспективным требованиям международной организации гражданской авиации по экологии.

Авиационному транспорту (наряду с космической техникой), как загрязнителю окружающей среды отводится особое место в связи с тем, что это единственный вид техники, воздействующий на высотные слои атмосферы. Здесь формируются погодные явления и оказывается непосредственное влияние на озоновый слой. Воздействие на атмосферу авиационного двигателя принято разделять на выбросы вредных веществ в приземную область до высоты 900 м при выполнении взлётно-посадочного этапа полёта

в зоне аэропорта и на высоты, соответствующие длительному крейсерскому полёту на высотах от 11 км до 20 км.

В настоящее время международная организация гражданской авиации (ИКАО) продолжает работы по ужесточению действующих норм на эмиссию и шум с целью распространения норм с зоны аэропортов на весь полёт по маршруту. Ожидается, что в высотных условиях крейсерского полёта индекс эмиссии NO_x не должен превышать величины 5...10 г/кг топлива.

Проблемы создания авиационной КС, удовлетворяющей требованиям ИКАО по эмиссии, усложняются в связи с необходимостью одновременного выполнения «жестких» требований по габаритам, массе, высокому совершенству и устойчивости рабочего процесса, к срыву пламени и виброгорению