

Вариант 4 - выпуск охлаждающего воздуха в радиальный зазор на корыто пера лопатки благоприятно действует на уменьшение суммарных потерь (рис. 3). Их величина, в этом случае, составила 7.25 %. Заметим, что суммарные потери при перетекания через плоский зазор вариант 1 составили 9.6 %. Это говорит о целесообразности выпуска воздуха в торец лопатки.

Таким образом, при проектировании системы охлаждения не рекомендуется выпуск охлаждающего воздуха на спинку пера лопаток.

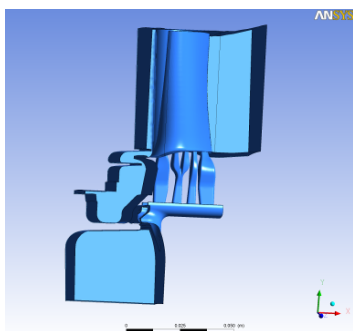


Рис. 4.– 2 РЛ. Расчетная область

Выпуск охлаждающего воздуха в радиальный зазор на корыто пера лопатки благоприятно действует на уменьшение потерь. Это говорит о целесообразности выпуска воздуха в торец лопатки.

Данный вид системы выпуска охлаждения был применен для лопатки газогенератора ПД-14.

Был проведен расчет для оценки потерь второй ступени газогенератора. На рис. 4 приведена расчетная область.

Как видно из рисунка в данном расчете был учтен охлаждающий воздух, приходящий из соплового аппарата 2 ступени.

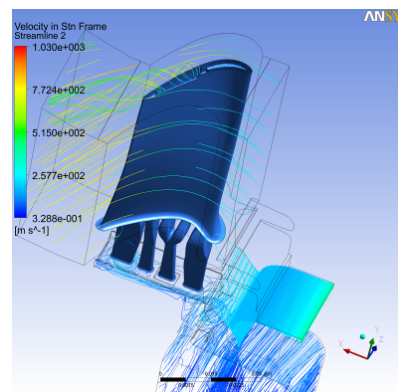


Рис. 5. результат расчета

На рис. 5 представлен результат расчета, как мы видим характер течения по сравнению с вариантом 4 не изменился. При пересчете суммарных потерь через энтуальпию получили результат равный $\xi = 8.43\%$. Учитывая то, что в данном расчете учитывалось подмешивание охлаждающего воздуха из соплового аппарата 2 ступени, результат потерь равный $\xi = 8.43\%$. был ожидаем.

Подтверждение расчетов ожидается получить при испытаниях газогенератора.

УДК 629.735.03:504.3.054

ДОВОДКА КС ДВИГАТЕЛЯ ПС-90А2 ПО ОБЕСПЕЧЕНИЮ СРЕДНЕСРОЧНЫХ ЦЕЛЕВЫХ УРОВНЕЙ ЭМИССИИ ВРЕДНЫХ ВЕЩЕСТВ ИКАО

Августинович В.Г., Цатиашвили В.В.

ОАО «Авиадвигатель», г. Пермь

PS-90A2 COMBUSTOR REFINEMENT FOR THE ACHIEVEMENT OF ICAO MEDIUM-TERM EMISSION TARGET LEVELS

Avgustinovich, V.G., Tsatiashvili, V.V. Brief description of the concept's essence and combustor demonstrator emission test results are presented.

Принятые в 2010 г. международные нормы ИКАО по дальнейшему сокращению выбросов вредных веществ от авиационных

двигателей предполагают достижение в среднесрочной перспективе (к 2020 г.) технологического уровня снижения пара-

метра эмиссии оксидов азота на 45 % к нормам 2008 г. Этот вызов является очень серьёзным для разработчиков, т.к. потенциально может не позволить проводить в будущем модернизации ТРДД 4-го поколения ПС-90А, если нормы на эмиссию вредных веществ не будут обеспечены. В настоящее время в России активно проектируется только один унифицированный газогенератор пятого поколения для семейства гражданских ТРДД. Хотя этот опыт будет весьма полезен, всего скорее, по целому ряду причин, его не удастся концептуально реализовать в уже существующем ПС-90А. Весьма вероятно, что дорогу эволюции конструкции КС к «целевому уровню эмиссии 2020» придётся пройти самостоятельно, хотя и с оглядкой на современные достижения.

Для ответа на вызовы будущих норм в 2009 г. начались проектные изыскания для обоснования возможности достижения целевых уровней эмиссии в среднесрочной перспективе на эксплуатирующемся семействе ТРДД ПС-90А. Результаты проектных изысканий были сформулированы в концепции низкоэмиссионного сжигания топлива. Концепция выросла и в апреле 2011 г. уже вышла на уровень 4 по шкале технологической готовности (TRL, США) – испытания в составе одnogорелочного отсека в лабораторных условиях. Хотя детали её не будут полностью раскрыты, пока эта технология не достигнет 5-го уровня TRL, можно дать её краткое описание. В отличие от концепций снижения выбросов оксидов азота путём сжигания обеднённой предварительно перемешанной смеси (LPP) эта концепция не направлена на достижение ультранизких эмиссий оксидов азота и углерода. В свою очередь она обеспечивает устойчивость горения и полноту сгорания сходную с традиционными КС и такое же количество топливных коллекторов, как и для традиционных основных КС. Облик фронтального устройства по данной концепции проще облика фронтального устройства КС, основанной на концепции горения обеднённой смеси с прямым впрыском топлива (LDI). Суть концепции состоит в управлении фронтом пламени в обычных КС с диффузионным принципом сжигания топлива и со стадийным подводом воздуха. Анализ процессов образования оксидов азота

в КС с диффузионным сжиганием топлива ОАО «Авиадвигатель» с помощью 3D численного моделирования реагирующих течений, показал, где скрыт потенциал дальнейшего снижения концентрации оксидов азота в отработанном газе [1] и почему долгое время казалось, что уже достигнут предел эмиссионного совершенства традиционной технологии сжигания топлива в ТРДД. В общем, ответ не сводится к тривиальным суждениям о сокращении времени пребывания в КС и т.п. интегральных параметров, т.к. предполагает осмысление процессов образования оксидов азота (а, следовательно, и управление этим процессом) на более высоком уровне абстракции. Именно управление образованием оксидов азота в источнике – вблизи поверхности фронта пламени – является залогом успеха в реализации данной концепции. В отличие от концепций LPP и RQL («богато-бедное» горение) которые поддаются исследованию как идеи в чистом виде [2, 3], абстрагированные от конкретной геометрии КС, реализация концепции с управлением диффузионным фронтом пламени существенно зависит от реального своего воплощения в металле и подобному «простому» исследованию не поддаётся.

С целью снижения технических рисков проекта было решено создать демонстратор концепции путём доработки до необходимого уровня серийной жаровой трубы ПС-90А2. К настоящему времени выполнена первая фаза специальных испытаний демонстратора концепции. Испытания проведены на природном газе с максимальными параметрами $P_K^* = 685$ кПа, $T_K^* = 723$ К и $a_{КС} = 3$ при варьировании коэффициента избытка воздуха в КС, которые сравниваются с теми исходной трубы ПС-90А2. Испытания показывают (рис. 1) существенные различия в эмиссионных характеристиках исходной трубы и демонстратора как по уровню NO_x (примерно в 2 раза меньше при $a_{КС} = 3$), так и по отклику на изменение $a_{КС}$. В демонстраторе реализуются условия подобия процесса образования оксидов азота.

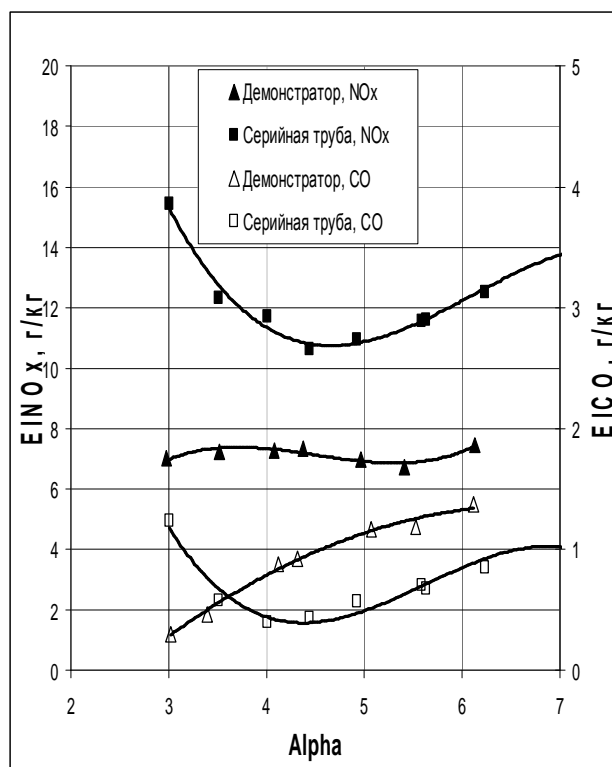


Рис. 1. Зависимость индекса эмиссии оксидов азота и оксида углерода на выходе из серийной жаровой трубы и трубы – демонстратора.
 $P_K=685$ кПа, $T_K=723$ К.

Уровень CO сохраняется низким, на уровне серийной трубы, но монотонно снижается при увеличении расхода топлива. Хотя первая фаза испытаний проведена с существенными отклонениями от расчётных зна-

чений из-за несовершенства материальной части (отклонение от расчётного распределения воздуха), её результаты положительны. Однако, предстоит ещё проведение, по крайней мере, второй фазы эмиссионных испытаний демонстратора на керосине в лабораторных условиях для перехода на 5-й уровень технологической готовности демонстратора концепции.

Библиографический список

1. Иноземцев, А.А. Эмиссионное совершенствование камеры сгорания богато-бедного типа на этапе проектирования / А.А. Иноземцев, В.Г. Августинович, В.В. Цатишвили. - Изв. вузов. Авиационная техника. 2010. № 4.
2. Бурико, Ю.Я. Разработка концепции и исследование схем сжигания «бедной» и «богато-бедной» смеси с целью существенного снижения выбросов окиси азота газотурбинными двигателями / Ю.Я. Бурико, В.Ф. Гольцев, И.И. Гомзякова [и др.]. // Научно-технический отчёт ЦИАМ, № 005-2311, 1997.
3. Иноземцев, А.А. Прогнозирование эмиссионных характеристик на основе реакторной модели камеры сгорания / А.А. Иноземцев, В.Г. Августинович, В.В. Цатишвили // Изв. вузов. Авиационная техника. 2011. № 1.

УДК 622

ПЕРСПЕКТИВЫ И ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ ДВИГАТЕЛЬНЫХ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК НА ПОРОШКООБРАЗНОМ МЕТАЛЛИЧЕСКОМ ГОРЮЧЕМ

Егоров А.Г., Тизилов А.С.

Тольяттинский государственный университет

PROSPECTS AND PROBLEMS OF MOVEMENT AND POWER PLANTS IN POWDER METAL FUEL

Egorov A.G., Tizilov A.S. The possibility of improving the energy characteristics of missile systems by the use of powdered metal powder as the main fuel in a ramjet engine and their basic dignity.

В 1903 году К.Э. Циолковский опубликовал в журнале «Научное обозрение» статью «Исследование мировых пространств

реактивными приборами», где впервые указал на ракету с жидкостным ракетным двигателем, как на средство передвижения в