УДК 621.45.022 ББК 39.55 DOI 10.51955/2312-1327_2022_1_73

СПОСОБ ПОВЫШЕНИЯ ЭКОЛОГИЧНОСТИ АВИАЦИОННОГО ТУРБОВАЛЬНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Сергей Викторович Скоробогатов, orcid.org/0000-0002-9370-6402, кандидат технических наук, Московский государственный технический университет гражданской авиации (Иркутский филиал), ул. Коммунаров, 3 Иркутск, 664047, Россия maestro.ru@mail.ru

Дмитрий Васильевич Вострецов, orcid.org/0000-0002-3023-9480, Московский государственный технический университет гражданской авиации (Иркутский филиал), ул. Коммунаров, 3 Иркутск, 664047, Россия dvvost@mail.ru

Аннотация. Полёт воздушного судна является основным производственным процессом любой авиакомпании. Для того чтобы обеспечить конкурентоспособность и хорошие экономические показатели, время налёта должно в значительной мере превышать совокупное время, которое воздушное судно проводит на земле. Полёт воздушного судна осуществляется за счёт энергии силовой установки, в основе которой находятся тепловые двигатели – тепловые машины, позволяющие преобразовать тепловую энергию в полезную механическую работу. Подвод тепла к рабочему телу в таких двигателях практически повсеместно происходит путём сжигания углеводородного топлива: керосина или авиационного бензина. В процессе сжигания выделяются продукты сгорания, часть из которых наносит существенный вред окружающей среде. Вопрос повышения экологичности авиационных двигателей сегодня является актуальным и злободневным, а несоответствие двигателей международным нормам ИКАО по объёму вредных выбросов накладывает ограничения на продажу и эксплуатацию отечественных воздушных судов за рубежом. В связи с этим, поиск путей повышения экологичности авиационных двигателей является приоритетным направлением авиационной отрасли.

Ключевые слова: камера сгорания, авиационный газотурбинный двигатель, выбросы вредных веществ, экологичность.

THE WAY TO IMPROVE ECO-FRIENDLINESS OF THE AVIATION TURBOSHAFT ENGINE

Sergey V. Skorobogatov, orcid.org/0000-0002-9370-6402, Moscow State Technical University of Civil Aviation (Irkutsk branch), 3, Kommunarov Irkutsk, 664047, Russia maestro.ru@mail.ru

Dmitry V. Vostretsov, orcid.org/0000-0002-3023-9480, Moscow State Technical University of Civil Aviation (Irkutsk branch), 3, Kommunarov Irkutsk, 664047, Russia dvvost@mail.ru

Abstract. Aircraft flight is the main operation of any airline. To ensure competitiveness and good economical indices the flight time should be considerably longer than the total time an airplane spends on the ground. Aircraft flight is provided by a power plant, which is based on heat engines - heat machines that convert heat energy into effective mechanical work. The heat additive to the operating fluid in such engines nearly always occurs by means of hydrocarbon fuel (kerosene or aviation gasoline) combustion. While burning, the combustion products are released, some of which cause significant harm to the environment. Increasing environmental friendliness is an actual task today, and non-compliance of engines with ICAO standards on hazardous emissions limits the domestic aircraft sales and exploitation abroad. In this regard, the search for ways to improve the environmental performance of aircraft engines is a priority for the aviation industry.

Key words: combustion chamber, aviation gas-turbine engine, emissions of harmful substances, environmental friendliness.

Введение

Повышение экологичности авиационного лвигателя непременно сопряжено с изменением и доработкой камеры сгорания – узла двигателя внутреннего сгорания, в котором осуществляется подвод тепла к рабочему телу. Доработка камеры сгорания уже существующего, серийно производимого двигателя, целесообразна в том случае, если её конструкция претерпевает минимальные изменения. В то же время должно обеспечиваться существенное показателей, характеризующих эффективность применяемой улучшение конструкции. Таким минимальным изменением является совершенствование фронтового устройства камеры сгорания, путём изменения его геометрических характеристик.

Так, кольцевая камера сгорания турбовального двигателя ТВЗ-117 имеет в своём составе 12 завихрителей потока, которые наиболее часто используются в качестве фронтовых устройств в современных камерах сгорания [Иноземцев, Циркуляционная создаваемая такими устройствами, 2008. c. 96]. зона, обеспечивает качественное перемешивание топлива и воздуха, так как вращательные составляющие скорости создают области сильного сдвига турбулентности большой течения уровнем И скоростью с высоким

массообмена. Однако, применение завихрителей потока диктует необходимость наличия множества отдельных фронтовых устройств по обводу кольцевого канала камеры сгорания с соблюдением между этими устройствами некоторого расстояния. Таким образом, между завихрителями газового потока всегда присутствует неэффективно используемое пространство, в котором невозможна организация топливно-воздушной смеси. Помимо этого, каждый завихритель формирует за собой отдельную вихревую структуру. В совокупности эти структуры между собой, что ухудшает интерферируют однородность параметров газового потока по периметру кольцевого канала. Устранение этой неоднородности позволит достигнуть более качественного и равномерного распределения температуры по объёму жаровой трубы и возможность более гибкого управления параметрами процесса горения. Как следствие, это обеспечит улучшение основных эмиссионных показателей двигателя.

Для устранения вышеуказанных недостатков предлагается заменить множество отдельных завихрителей газового потока на входе в камеру разместив там уголковый стабилизатор пламени. сгорания, Уголковый стабилизатор пламени обеспечит увеличение гомогенности топливновоздушной смеси и однородности параметров газового потока в целом, что способствует снижению эмиссии вредных веществ. Также размещение уголкового стабилизатора позволит организовать стабилизацию пламени единым фронтом по всему периметру кольцевого канала камеры сгорания. Это позволит сократить число структурных элементов камеры сгорания, снизив массу её конструкции и сократив стоимость производства. Такой подход к организации процесса горения считается перспективным, ИВ данном работы американскими ведутся направлении активно И китайскими специалистами [Bruno et al., 2007; Sun H., Yan P., Le Tian et al.; Wu et al., 2020; Yi J. I. N., Xiaomin H. E., JIANG B., Zejun W. U., & Guoyu D. I. N. G., 2012; Wu, Z., Jin, Y., He, X., Xue, C., & Hong, L., 2015; Jingyu Z., Xiaomin H., Lu W., & Yi J., 2015; Zhao D., Gutmark E., & de Goey P., 2018].

Выбор метода исследования

Процесс горения ЭТО сложный физико-химический процесс. включающий в себя множество промежуточных реакций и параметров рабочего тела в процессе подвода к нему тепла. Самым точным и достоверным методом исследования процесса горения на сегодняшний день по-прежнему остаётся натурный метод, при котором на стендовом оборудовании в лабораторных условиях воспроизводится процесс горения топлива внутри выполненной экспериментальной модели-прототипа камеры сгорания. Несмотря на наибольшую достоверность, данный метод сопряжёт с существенными временными И материальными затратами, а в точности воспроизвести необходимые параметры горения топлива (скорость потока на выходе из компрессора, температура воздуха, давление и пр.) в лабораторных стендовых условиях попросту невозможно. Поэтому В рамках данной работы использовался численный метод решения поставленной задачи.

Численный метод на сегодня позволяет обеспечить достаточно высокую точность при условии соблюдения необходимых допущений и корректного задания граничных условий решаемой задачи. В качестве расчётной среды использовался Ansys Fluent, позволяющий моделировать процесс горения с раздельной подачи топлива с окислителем в газовой и жидкой фазах соответственно.

Разработка способа повышения экологичности авиационного турбовального двигателя

Изначально была воссоздана упрощённая модель исходной геометрии сегмента жаровой трубы камеры сгорания двигателя ТВ3-117 с завихрителем газового потока, в соответствии с рисунком 2.



Рисунок 1 – Расчётная конечно-элементная сетка сегмента камеры сгорания с завихрителем газового потока



б – аксонометрическая проекция (вид сзади)

Рисунок 2 – Упрощённая модель исходной геометрии сегмента жаровой трубы камеры сгорания двигателя ТВ3-117 с завихрителем газового потока

Созданная трехмерная модель сегмента камеры сгорания послужила основой для построения конечно-элементной сетки, в соответствии с рисунком 1. Данная сетка включает в себя 981784 элемента, большую часть из которых составляют тетраэдрические элементы в ядре потока, а также призматические элементы в пристеночных слоях. Также при построении сетки использовался алгоритм сгущения вблизи криволинейных поверхностей. Затем созданная конечно-элементная сетка передавалась в решатель.



а – изоповерхность, построенная по контуру зон обратных токов



Рисунок 3 – Картина течения в камере сгорания с завихрителем газового потока

В ходе компьютерного моделирования в среде Ansys Fluent применялась модель турбулентности Shear-Stress Transport (SST) κ - ω , которая основана на системе усреднённых по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса Reynolds-Averaged Navier--Stokes (RANS). Ранее в ходе гидродинамических исследований было установлено, что κ - ω SST модель обеспечивает набольшее соответствие результатам эксперимента на количественном и на качественном

уровне [Исаев и др., 2017]. Также эта модель показала высокую устойчивость и быструю сходимость в процессе расчёта.



б – испарение капель керосина в ходе горения

Рисунок 4 – Картина горения в камере сгорания с завихрителем газового потока

Для расчёта горения была выбрана модель non-premixed combustion. Данная модель позволяет осуществлять подачу топлива отдельно от окислителя, что необходимо в случае диффузионного горения [Исаев и др., 2019].



а – массовая доля монооксида углерода (СО) в зоне горения



б – массовая доля оксидов азота (NO_x) в зоне горения

Рисунок 5 – Картина распределения продуктов сгорания в ходе горения топливно-воздушной смеси в камере сгорания с завихрителем газового потока

Также была задействована модель дискретной фазы, которая позволяет сконфигурировать инжекцию топлива в расчётную область в виде мелкодисперсных капель. В ходе расчёта использовалось двухстороннее сопряжение движения частиц топлива с непрерывной фазой, учитывалось влияние температуры и давления на процесс испарения капель. В качестве топлива использовался керосин с химической формулой $C_{12}H_{23}$.

В результате расчётов была получена структура течения (рисунок 3) и картина горения с распределения продуктов сгорания (рисунки 4 и 5) в камере сгорания с завихрителем газового потока.

Как видно на рисунке 3, наличие резких сдвиговых течений при закрутке потока обеспечивают существенное снижение осевых скоростей, что необходимо для образования зоны циркуляции и стабилизации пламени. Зона обратных токов имеет достаточно большую площадь поперечного сечения, но, при этом, довольно малую протяжённость относительно канала жаровой трубы. Кроме того, данная изоповерхность, построенная из условия равенства нулю осевой составляющей скорости потока, распространяется также на участки, расположенные между завихрителями газового потока. Это говорит о наличии застойных зон между завихрителями и о неэффекивном использовании объёма жаровой трубы в целом.

Скорость испарения и качество смешения топлива с воздухом можно оценить как очень хорошее, что достигается за счёт наличия больших градиентов скоростей и интенсивного массообмена в ходе закрутки потока в соответствии с рисунком 4.

Затем была построена трёхмерная модель сегмента камеры сгорания двигателя ТВ3-117, где в качестве фронтового устройства использовался уголковый стабилизатор пламени, размещённый единым контуром по всему периметру кольцевого канала камеры сгорания, в соответствии с рисунком 6. Построение конечно-элементной сетки, её передача в решатель и определение граничных условий расчётного случая осуществлялись аналогично модели камеры сгорания с завихрителем газового потока.

Результаты расчёта позволили установить, что наличие уголкового стабилизатора пламени обеспечивает прирост объёма зоны вплоть до двукратной величины, в соответствии с рисунком 7. В то же время, отсутствие дискретности на входе в камеру сгорания благоприятно сказывается на однородности структуры течения, в частности это позволяет полностью устранить застойные явления с внутренней стороны фронтового устройства.



а – аксонометрическая проекция (вид спереди)



б – аксонометрическая проекция (вид сзади)

Рисунок 6 – Упрощённая модель исходной геометрии сегмента жаровой трубы камеры сгорания двигателя ТВ3-117 с уголковым стабилизатором пламени



а – изоповерхность, построенная по контуру зон обратных токов



б – значения осевой скорости потока по сечениям

Рисунок 7 – Картина течения в кольцевой камере сгорания с уголковым стабилизатором пламени



а – распределение температуры внутри жаровой трубы



б – картина испарения капель керосина в ходе горения

Рисунок 8 – Картина горения в камере сгорания с уголковым стабилизатором пламени



а – массовая доля монооксида углерода (СО) в зоне горения



б – массовая доля оксидов азота (*NO_x*) в зоне горения

Рисунок 9 – Картина распределения продуктов сгорания в ходе горения в камере сгорания с уголковым стабилизатором пламени

По рисунку 8а видно, что ядро пламени сосредоточено на некотором удалении от внутренних поверхностей уголкового стабилизатора. Это

необходимо для обеспечения температурного режима элементов уголкового стабилизатора пламени и достигается за счёт геометрического воздействия на поток его элементами, а также схемой подачи топлива в зону горения.

В то же время по рисунку 8б видна неравномерность испарения топлива в поперечном направлении жаровой трубы, что сказывается и на характере распределения температуры в поперечном направлении. Это объясняется тем, что расчётный сегмент камеры сгорания является вырезанным сектором кольцевого канала, по боковым поверхностям которого задавалось свойство радиальной симметрии. Наличие кольцевой крутки обуславливает неравномерность расхода воздуха относительно верхней и нижней кромок уголкового стабилизатора, в связи с чем для выравнивания температурного поля в поперечном отношении необходимо уменьшить расход топлива через нижний каскад форсунок топливного коллектора.

Несмотря на имеющуюся неравномерность в подаче топлива, внедрение уголкового стабилизатора пламени позволяет увеличить гомогенность топливовоздушной смеси и однородность параметров газового потока.

Сопоставляя картину распределения CO и NO_x в камере сгорания с уголковым стабилизатором пламени на рисунке 9 с аналогичной картиной в камере сгорания с завихрителем газового потока на рисунке 5, можно судить о снижении пиковых концентраций оксидов азота на 9%. Области локализации пиковых концентраций NO_x при этом в обоих расчётных случаях сопоставимы и практически идентичны по своим размерам.

Анализ картин распределения монооксида углерода позволяет сделать вывод о сопоставимом уровне пиковых концентраций данного компонента смеси для обеих вариантов камер сгорания. Тем не менее, в камере сгорания с уголковым стабилизатором пламени область с повышенной концентрацией СО занимает больший объём жаровой трубы. Это объясняется низкой интенсивностью испарения керосиновых капель вблизи элементов внутреннего профилирования уголкового стабилизатора. Как результат имеет место низкая полнота сгорания топлива в данной области и повышение выбросов монооксида углерода.

Заключение

Внедрение уголкового стабилизатора пламени в конструкцию кольцевой сгорания позволило устранить ключевых недостатков, камеры ряд свойственных традиционным фронтовым устройствам. Придя на смену завихрителям газового потока, уголковый стабилизатор позволил устранить дискретность во входной части камеры сгорания. В результате удалось достичь устранения застойных явлений, имевших место между завихрителями потока, увеличить объём зоны обратных токов на 100% и повысить однородность параметров газового потока. В ходе расчёта было выявлено снижение пиковых концентраций оксидов азота в совокупности с уменьшением объёма их повышенных концентраций в зоне горения на 9%. Концентрации монооксида углерода для усовершенствованной камеры сгорания остались на прежнем уровне, однако область повышенных концентраций увеличилась. Это связано с недостаточно качественной организацией подачи топлива в зону горения. Показатели по выбросу *CO* также могут быть уменьшены, однако это требует дополнительных исследований.

Библиографический список

Иноземцев А. А. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. Том 2. М.: Машиностроение, 2008. 366 с.

Исаев А. И. Гидродинамическая верификация и валидация численных методов расчёта течения в камере сгорания газотурбинного двигателя [Электронный ресурс] / А. И. Исаев, С. В. Скоробогатов // Труды МАИ. 2017. № 97. – URL: https://cutt.ly/EtQRqSN; (дата обращения: 26.01.2022).

Исаев А. И. Обеспечение эксплуатационных требований при проектировании фронтового устройства камеры сгорания с поперечной системой вихреобразования / А. И. Исаев, С. В. Скоробогатов // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2019 Т. 25. № 336. С. 21–31.

Bruno C., Losurdo M. (2007). The Trapped Vortex Combustor: An Advanced Combustion Technology for Aerospace and Gas Turbine Applications. In: Syred N., Khalatov A. (eds) Advanced Combustion and Aerothermal Technologies. NATO Science for Peace and Security Series C: Environmental Security. Springer, Dordrecht. https://doi.org/10.1007/978-1-4020-6515-6

Jingyu Z., Xiaomin H., Lu W., & Yi J. (2015). Experimental and numerical investigations on liner cooling characteristics of a trapped vortex combustor. Applied Thermal Engineering, 80, 66-75.

Sun H., Yan P., Le Tian et al. (2021). Numerical Simulation of Inverse Diffusion Combustion and Flow Characteristics in a Trapped Vortex Combustor. Int. J. Aeronaut. Space Sci. 22, 625–637. https://doi.org/10.1007/s42405-020-00335-x.

Wu Z., He X. (2020). Investigations on Emission Characteristics of a Liquid-Fueled Trapped Vortex Combustor. J. Therm. Sci. 29, 69–80. https://doi.org/10.1007/s11630-019-1232-3

Wu, Z., Jin, Y., He, X., Xue, C., & Hong, L. (2015). Experimental and numerical studies on a trapped vortex combustor with different struts width. Applied Thermal Engineering, 91, 91-104.

Yi J. I. N., Xiaomin H. E., JIANG B., Zejun W. U., & Guoyu D. I. N. G. (2012). De-sign and performance of an improved trapped vortex combustor. Chinese Journal of Aeronautics, 25(6), 864-870.

Zhao D., Gutmark E., & de Goey P. (2018). A review of cavity-based trapped vortex, ultracompact, high-g, inter-turbine combustors. Progress in Energy and Combustion Science, 66, 42-82.

References

Bruno C., Losurdo M. (2007). The Trapped Vortex Combustor: An Advanced Combustion Technology for Aerospace and Gas Turbine Applications. In: Syred N., Khalatov A. (eds) Advanced Combustion and Aerothermal Technologies. NATO Science for Peace and Security Series C: Environmental Security. Springer, Dordrecht. https://doi.org/10.1007/978-1-4020-6515-6 *Inozemtsev A. A.* (2008). Fundamentals of designing aircraft engines and power plants. Volume 2. Moscow: Mashinostroenie, 366 p. [In Russian].

Isaev A. I, Skorobogatov S. V. (2017). Hydrodynamic verification and validation of the numerical methods of the flow calculation in the combustion chamber of a gas turbine engine, *Trudy MAI*, 97. – URL: http://trudymai.ru/published.php?ID=87336. (accessed 26.01.2022). [In Russian].

Isaev A. I, Skorobogatov S. V. (2019). Assuring of operational requirements when designing the flame head of the combustion chamber with a transverse vortex system. *Nauchnyj vestnik GosNII GA - Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow: MSTU CA, 25: 32-40. [In Russian].*

Jingyu Z., Xiaomin H., Lu W., & Yi J. (2015). Experimental and numerical investigations on liner cooling characteristics of a trapped vortex combustor. *Applied Thermal Engineering.* 80: 66-75.

Sun H., Yan P., Le Tian et al. (2021). Numerical Simulation of Inverse Diffusion Combustion and Flow Characteristics in a Trapped Vortex *Combustor. Int. J. Aeronaut. Space Sci.* 22: 625–637. https://doi.org/10.1007/s42405-020-00335-x

Wu Z., He X. (2020). Investigations on Emission Characteristics of a Liquid-Fueled Trapped Vortex Combustor. *J. Therm. Sci.* 29: 69–80. https://doi.org/10.1007/s11630-019-1232-3

Wu Z., Jin Y., He X., Xue C., & Hong L. (2015). Experimental and numerical studies on a trapped vortex combustor with different struts width. *Applied Thermal Engineering*. 91: 91-104.

Yi J. I. N., Xiaomin H. E., JIANG B., Zejun W. U., & Guoyu D. I. N. G. (2012). De-sign and performance of an improved trapped vortex combustor. *Chinese Journal of Aeronautics*. 25(6): 864-870.

Zhao D., Gutmark E., & de Goey P. (2018). A review of cavity-based trapped vortex, ultracompact, high-g, inter-turbine combustors. *Progress in Energy and Combustion Science*. 66: 42-82.