УДК 621.45.022

ББК 39.55

ФАКТОРНЫЙ АНАЛИЗ ПРОЦЕССОВ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ КАК ОСНОВА ДЛЯ ОБОСНОВАНИЯ НОМЕНКЛАТУРЫ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ТРЕБОВАНИЙ

Сергей Викторович Скоробогатов

Московский государственный технический университет гражданской авиации (Иркутский филиал)

Иркутск, Россия

maestro.ru@mail.ru

Требования, предъявляемые к авиационному двигателю в целом, в значительной степени определяются процессами, протекающими в камере сгорания (КС). Поскольку обоснование номенклатуры эксплуатационных требований базируется на закономерностях влияния целого комплекса параметров, необходимо провести факторный анализ процессов, протекающих в исследуемой КС, с целью выявления данных закономерностей как в условиях отсутствия теплового воздействия на кинетику потока, так и при наличии данного воздействия при сжигании топлива. Для этого необходимо выстроить целостную систему формирования внешнего облика объекта исследования, что, в свою очередь, подразумевает его фрагментацию на отдельные локации и детальную проработку структурной схемы КС по частям. Затем результаты от отдельных частей согласуют и объединяют в единую систему уже для целостной конфигурации объекта исследования, которая подвергается факторному анализу в ходе расчётов. Факторный анализ как промежуточных, так и конечных результатов оптимизации по выделенным критериям позволяет обосновать перечень эксплуатационных требований, учёт которых обеспечит

© Скоробогатов С.В., 2020

заданный уровень моделируемых процессов. В данной статье выполнен факторный анализ процессов, протекающих во входной части камеры сгорания с поперечной системой вихреобразования (КСПСВ).

Ключевые слова: камера сгорания, авиационный газотурбинный двигатель, эксплуатационные требования, обоснование требований, факторный анализ.

FACTOR ANALYSIS OF PROCESSES INSIDE AN AVIATION ENGINE COMBUSTOR AS A JUSTIFICATION BASIS FOR THE NOMENCLATURE OF OPERATIONAL REQUIREMENTS

Sergej Viktorovich Skorobogatov
Moscow State Technical University
of Civil Aviation (Irkutsk branch)
Irkutsk, Russia
maestro.ru@mail.ru

The requirements for an aircraft engine as a whole are significantly influenced by processes inside its combustor. As justification for the nomenclature of operational requirements is based on some laws of effects of different parameters, it is necessary to carry out a factor analysis of the processes inside the combustor for revealing these laws both without any heat effect on the flow kinetics and with it during fuel combustion. For this purpose, an integrated system of forming external appearance of the research object has to be built and this, in its turn, implies its fragmentation into separate locations and detailed elaboration of the combustor block-diagram piece by piece. Then the results from separate parts have to be matched and integrated into a unified system for coherent configuration of the research object and during calculations this is the system which is under the factor analysis. The factor analysis of both the intermediate and final results of optimization according to the chosen criteria allows justifying the list of operational requirements

necessary for the desired level of simulations. The article presents the factor analysis of processes in the inlet of the trapped vortex combustor.

Key words: combustor, aircraft gas-turbine engine, operational requirements, justification of requirements, factor analysis.

Концепция КСПСВ обладает рядом преимуществ по сравнению с КС традиционной конструкции [Сафарбаков, Скоробогатов, Исаев, пат. 2716992 Рос. Федерация: МПК F23R 3/50 (2006.01), 2020]. Данная концепция предполагает переход от продольной системы образования зоны обратных токов (ЗОТ) к поперечной системе вихреобразования. Такой подход к организации процесса горения считается перспективным, и в данном направлении активно ведутся работы американскими и китайскими специалистами [Bruno, 2007; Yi, 2012; Wu, 2015; Jingyu, 2015; Zhao, 2018]. Однако переход к поперечной системе вихреобразования требует внедрения в конструкцию КС новых элементов. Причём внешний облик этих элементов должен обеспечивать соответствие свойств проектируемой КС эксплуатационным требованиям, которые, в свою очередь, должны иметь под собой научное обоснование.

В работе [Исаев, Скоробогатов, 2018] представлены результаты оптимизации входной части КСПСВ авиационного двигателя, которые, по сути, являются математическим обоснованием нормативного требования по формированию внешнего облика входной части КСПСВ, обеспечивая плавное, безотрывное течение в данной области при её минимальной осевой протяжённости и при условии отсутствия срывных явлений. Также по результатам оптимизации был сформирован набор параметров, учёт которых в конечном итоге обеспечит возможность получить минимальные потери полного давления.

Однако на данном этапе формирования внешнего облика КСПСВ, имеет место существенный недостаток. На векторной картине течения, в соответствии с рисунком 1, отчётливо прослеживается наличие за уголковым стабилизатором

пламени (УСП) застойной зоны. В дальнейшем это неизбежно отразится на процессе образования топливно-воздушной смеси и горении, что было исследовано в работе [Исаев, Скоробогатов, 2019, с. 27].

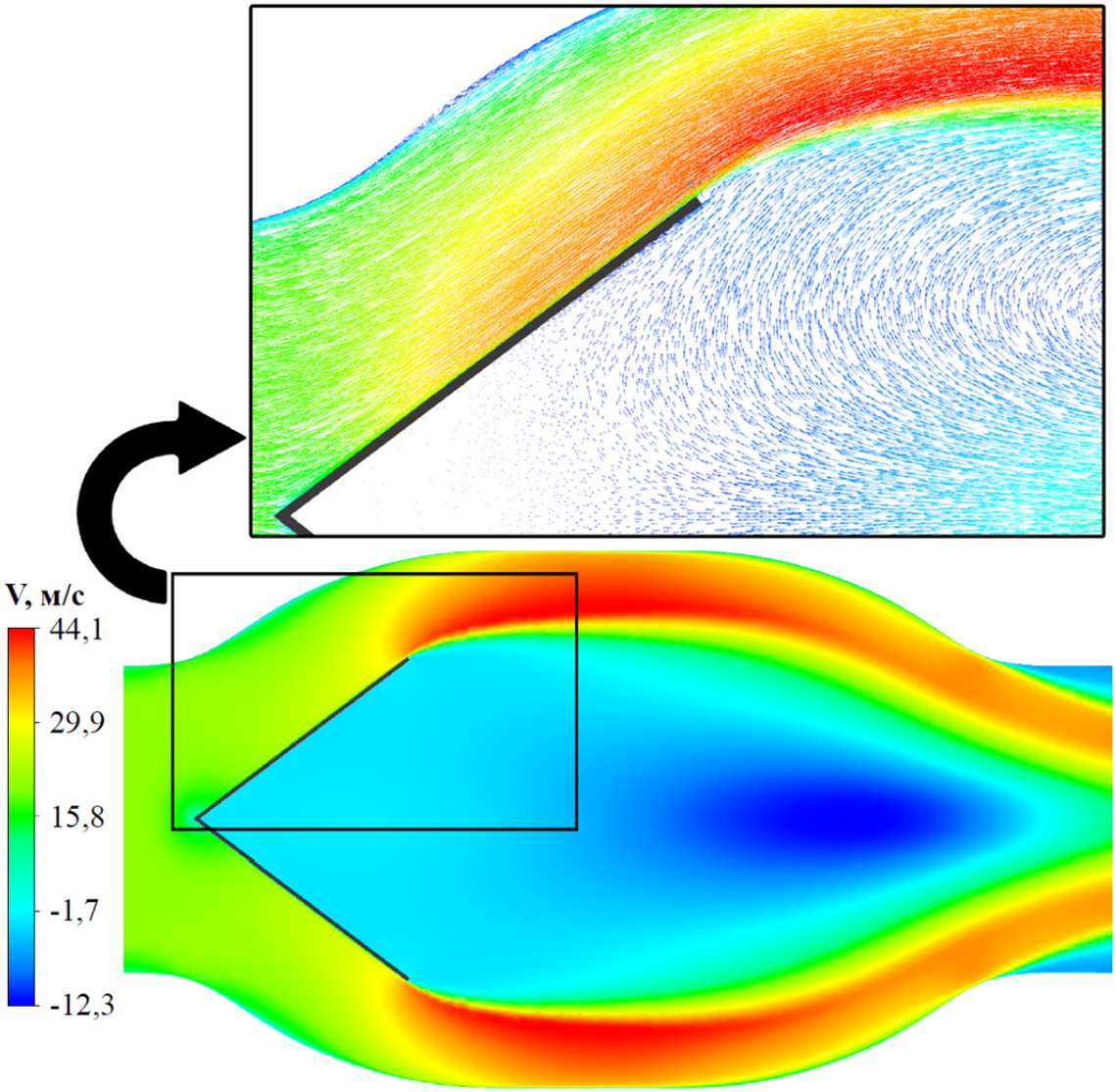


Рисунок 1 – Структура течения во входной части КСПСВ, полученная в итоге выполнения верификационного расчёта по результатам оптимизации

Предотвратить возникновение застойных явлений в данной области возможно путём оказания необходимого геометрического воздействия на структуру потока. Для этого в структурную схему КСПСВ были внедрены дополнительные геометрические параметры (ГП), формирующие элементы внутреннего профилирования УСП, выделенные на рисунке 2 линиями красного цвета. В данной схеме при взаимодействии возвратного течения с УСП поток в ЗОТ рассекается на две части и подкручивается в

противоположном осевом направлении. Причём степень сонаправленности течения в момент присоединения к основному потоку, как и интенсивность эжекции, определяются с помощью дополнительно внедрённых ГП:

- радиусами дуг R3 и R4;
- высотой от края полки УСП до точки соединения дуг H3;
- расстоянием от передней кромки УСП до его внутренней кромки L4.

Аналогично базовому набору ГП, дополнительные параметры также должны быть оптимизированы в соответствии с целевой функцией (ЦФ), которой, в данном случае, являлось:

- скорость потока в ЗОТ, набегающего на элементы внутреннего профилирования УСП;
- скорость потока в области присоединения возвратного течения к основному;
- отсутствие застойной зоны и локальных срывных явлений в области УСП.

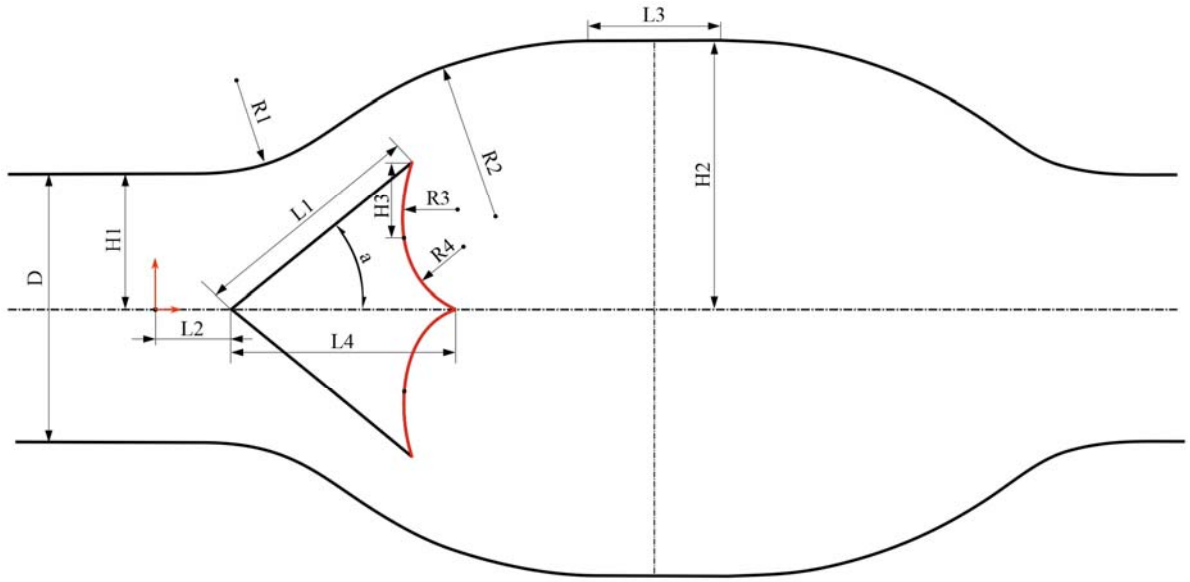


Рисунок 2 – Структурная схема КСПСВ, включающая в себя элементы внутреннего профилирования уголкового стабилизатора пламени

В качестве расчётной среды использовался Ansys Fluent. Все расчёты осуществлялись в двумерной стационарной постановке. За счёт значительного количества ГП математическая модель объекта исследования имеет большое

число степеней свободы. Это потребовало чётко определить диапазон принимаемых значений ГП, который приведён в таблице 1. Данный диапазон устанавливался исходя из условия сохранения целостности геометрии расчётной области при любых возможных комбинациях ГП, а также из условия возможности выделения значений требуемой ЦФ. При этом все значения приведённых ГП отнесены к базисной величине – ширине входного канала D, в соответствии с рисунком 2.

Таблица 1 – Диапазон значения ГП входной части КСПСВ, формирующих элементы внутреннего профилирования

Обозначение ГП	**Диапазон принимаемых значений**
H3	0,0925D…0,187D
R3	0,1D…0,3125D
R4	0,375D…0,75D
L4	0,46875D…0,6875D

Поскольку число ГП в структурной схеме КСПСВ велико́, то решить оптимизационную задачу путём перебора всех возможных значений ГП не представляется возможным. Поэтому использовались математические методы, которые реализованы в среде Ansys в рамках отдельного модуля Design of Experiments, функционал которого обеспечивает возможность построения поверхности отклика по расчётным данным и выполнения на её основе оптимизации по множеству различных критериев. Данный модуль включает в себя различные схемы выполнения оптимизационного расчёта, у каждой из которых имеются свои преимущества, недостатки и ограничения.

Central composite design представляет собой схему распределения расчётных случаев, при которой вокруг одной центральной точки формируется $2 \cdot N$ осевых точек, располагаемых на вертикальной и горизонтальной осях, а также $2^{(N-f)}$ факторных точек, располагаемых на диагональных линиях. Здесь N – число входных параметров. На рисунке 3 изображено графическое представление данной схемы для пары параметров P1 и P2. В данной схеме

фактор оптимизации f служит для удержания числа расчётных случаев в допустимых пределах, в соответствии с рисунком 4.

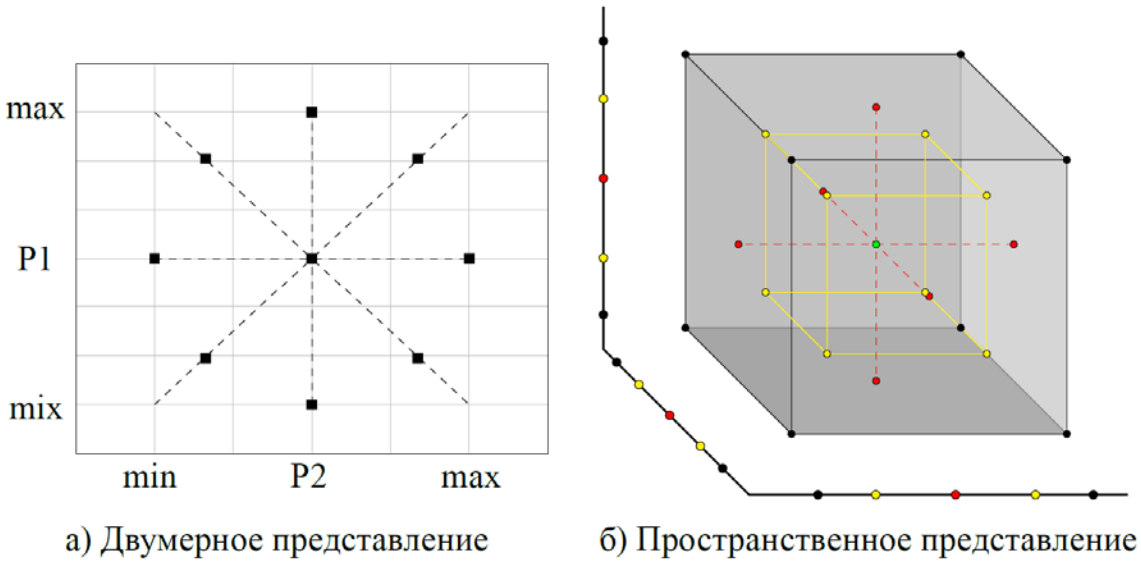


Рисунок 3 – Схема central composite design

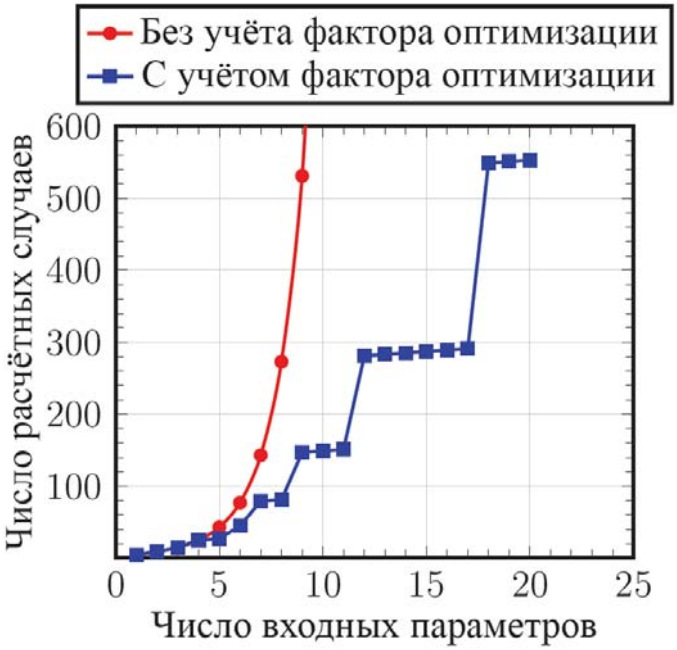


Рисунок 4 –Влияние фактора оптимизации на число расчётных случаев

Box Behnken. Данная схема комбинирует расчётные случаи таким образом, что значения параметров располагаются на серединах рёбер, образуемых любыми двумя факторами, в соответствии с рисунком 5. Относительно схемы Central composite design, схема Box Behnken обладает тем преимуществом, что при определённом количестве входных параметров данной схеме требуется меньше расчётных случаев, в соответствии с рисунком 6.

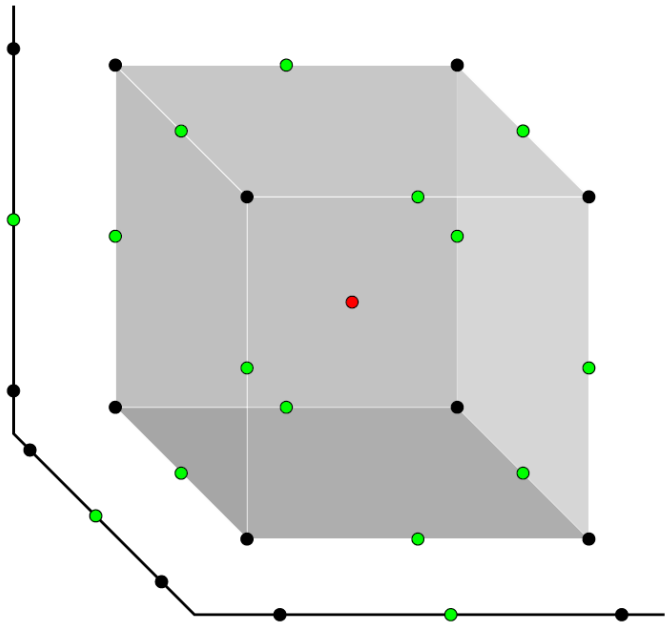


Рисунок 5 – Графическое представление схемы Box Behnken

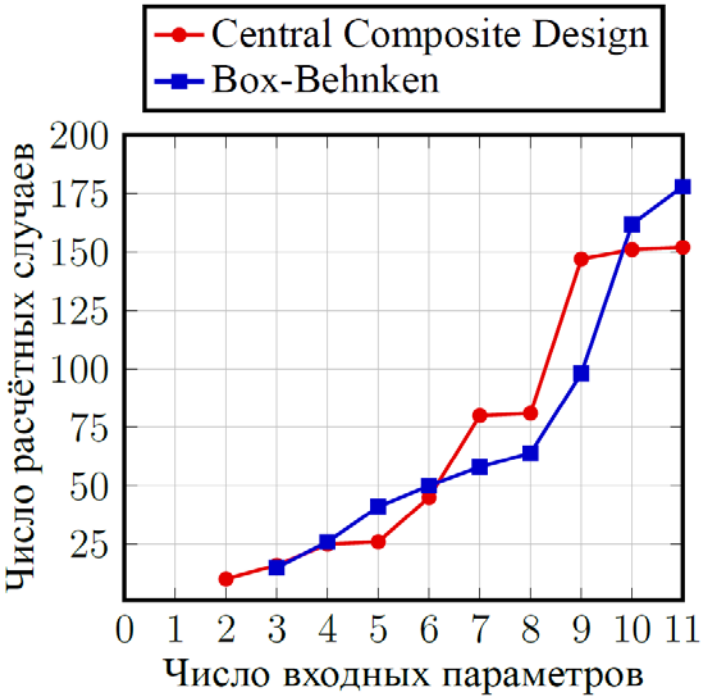
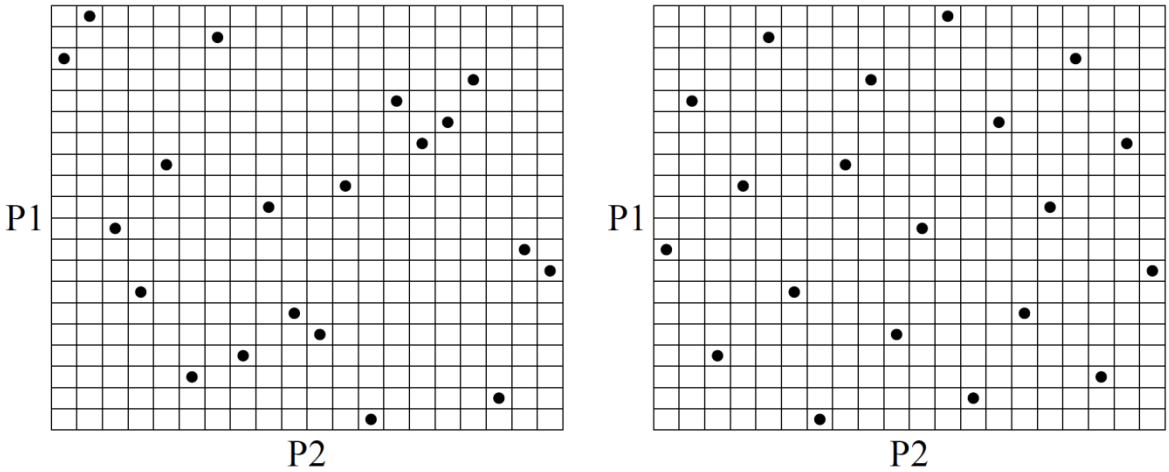


Рисунок 6 – Сравнение схем Central Composite Design и Box Behnken

К недостаткам схемы Box Behnken относится то, что она довольно плохо прогнозирует значения в угловых точках, имеет только 3 уровня для каждого из параметров, а также несёт в себе ограничение на максимальное число входных параметров – не более 12 штук.

Latin Hypercube Sampling. Данная схема случайным образом распределяет значения параметров в некоторой квадратной области, в

соответствии с рисунком 7а. Главное преимущество этой схемы заключается в том, что в ней невозможно существование ни одной пары точек, имеющих одинаковые значения выходных параметров.



а) Latin Hypercube Sampling б) Optimal Space-Filling Design

Рисунок 7 – Сравнение схемы Latin Hypercube Sampling со схемой Optimal Space-Filling Design на примере распределения значений для 20 расчётных случаев по двум входящим параметрам

Optimal Space-Filling Design. Данная схема является частным случаем Latin Hypercube Sampling. По этой схеме происходит равномерное распределение значений параметров, в соответствии с рисунком 7б. Преимущество данной схемы в том, что в ней у пользователя есть возможность определить количество расчётных случаев. Также эта схема организует более качественное заполнение расчётного пространства.

К недостаткам можно отнести то, что в результате распределения возможно отсутствие точек на границах области принимаемых значений. Кроме того, выбор пользователем слишком малого числа расчётных случаев может привести к понижению качества прогнозирования.

Таким образом, проанализировав преимущества и недостатки вышеописанных схем, был сделан выбор в пользу схемы Central composite design. Данный выбор обусловлен тем, что другие схемы довольно плохо прогнозируют значения в экстремумах, которые в данной задаче подлежат рассмотрению. Кроме того, число входных параметров в данном случае равно

4. Как видно на графике, изображённом на рисунке 6, при таком числе параметров схема Box Behnken не обеспечивает преимущества по числу расчётных случаев.

Поверхность отклика – это не что иное, как суррогатная мета модель, а именно функция, характеризующая зависимость выходных параметров от входных параметров. Для построения поверхности отклика использовался алгоритм **Generic Aggregation**. Данный алгоритм подразумевает итеративное объединение нескольких мета моделей с последующим выявлением наиболее подходящей из них. Такую поверхность отклика можно определить как некоторое множество, использующее средневзвешенное от различных мета моделей:

$$\hat{y}_{ens}(x) = \sum_{i=1}^{N_M} \omega_i \cdot \hat{y}_i(x) \tag{1}$$

где $\hat{y}_{ens}$ – прогнозирование множества;

$\hat{y}_i$ – прогнозирование i-ой поверхности отклика;

N_M – число используемых мета моделей, $N_M \geq 1$;

ω_i – весовой множитель i-ой поверхности отклика.

При этом все весовые множители удовлетворяют условию:

$$\sum_{i=1}^{N_M} \omega_i = 1 \text{ и } \omega_i \geq 0,\ 1 \leq i \leq N_M \tag{2}$$

В процессе решения оптимизационной задачи было рассмотрено более сотни расчётных случаев, среди которых возникали ситуации, когда в расчётной области по-прежнему присутствовала застойная зона, или даже возникали срывные явления. Возникновение локальных срывных течений напрямую зависит от значений дополнительно внедрённых ГП, определяющих степень кривизны элементов внутреннего профилирования УСП. В пределах

установленного диапазона значений ГП удалось определить оптимальный вариант геометрии расчётной области, удовлетворяющий всем условиям течения в данной области КСПСВ, который соответствует значениям ГП, представленным в таблице 2. Опираясь на данные значения ГП, был сформирован расчётный случай для верификации результатов оптимизации.

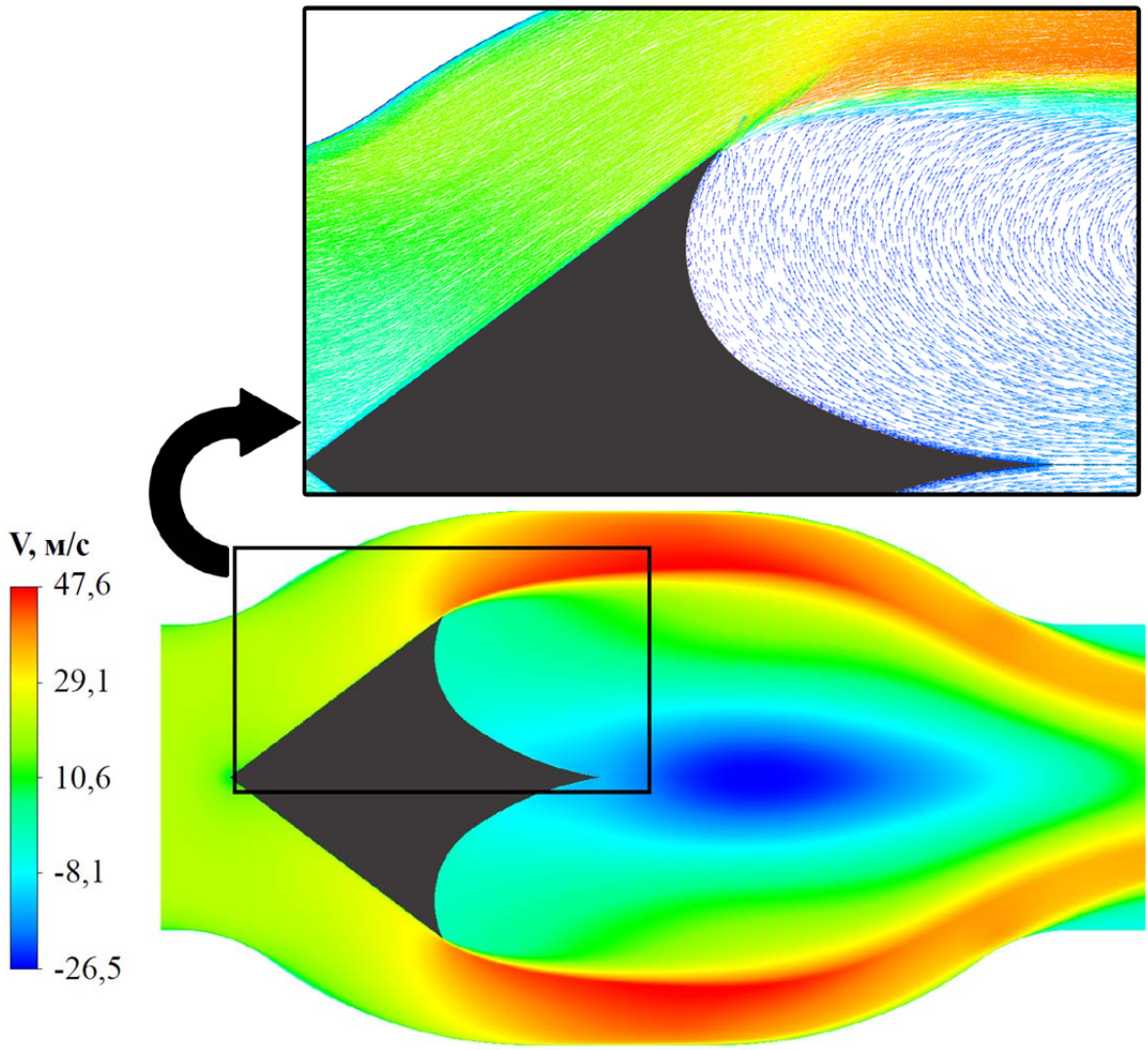


Рисунок 8 – Структура течения в оптимизированной входной части КСПСВ без застойной зоны

По итогу оптимизации дополнительных ГП, полученная структурная схема входной части КСПСВ успешно прошла верификацию. Визуализация верификационного расчёта представлена на рисунке 8. По ней можно судить о том, что в результате формирования элементов внутреннего профилирования застойная зона полностью вытесняется телом УСП, а застойные явления отсутствуют. При взаимодействии возвратного течения с элементами

профилирования поток разделяется на две части и закручивается в противоположном осевом направлении. При этом возрастает степень сонаправленности и интенсивность эжекции в момент присоединения возвратного потока к основному.

Таблица 2 – Итоговые значения ГП входной части КСПСВ, полученные в результате оптимизации

Обозначение ГП	**Оптимальное значение**
H3	0,187D
R3	0,131D
R4	0,4625D
L4	0,6275D

Расчёт горения, результаты которого представлены в работе [Исаев, Скоробогатов, 2019, с. 26], показал, что внедрение в расчётную схему элементов внутреннего профилирования позволило добиться сокращения объёма области с повышенным содержанием CO более чем на 50% относительно исходной конфигурации без профилирования УСП. Это объясняется более качественным перемешиванием топливно-воздушной смеси и более высокой полнотой сгорания, а также устранением влияния на химическую кинетику со стороны застойной зоны.

Таким образом, из оптимизации дополнительного набора ГП, внедрённого в расчётную схему, вытекает нормативное требование по формированию внешнего облика элементов внутреннего профилирования УСП, обеспечивая устранение застойной зоны и усиление эжекции течений, не допуская возникновения локальных срывных явлений в данной области. Также в результате оптимизации обосновывается перечень параметров, учёт которых позволит в итоге получить необходимое поле температур, условия формирования топливно-воздушной смеси и низкий уровень эмиссии вредных веществ.

Библиографический список

1. *Исаев А. И.* Оптимизация входной части кольцевой камеры сгорания газотурбинного двигателя с поперечной системой образования зон обратных токов / А. И. Исаев, С. В. Скоробогатов // Материалы XV Всероссийской конференции «Новые технологии». – 2018. С. 86-94.
2. *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.
3. Кольцевая камера сгорания газотурбинного двигателя и способ организации рабочего процесса в ней [Текст] : пат. 2716992 Рос. Федерация : МПК F23R 3/50 (2006.01) / Сафарбаков А. М., Скоробогатов С. В., Исаев А. И.; заявитель и патентообладатель Иркутск. ФГБОУВО «ИрГУПС». – № 2018130927; заявл. 27.08.2018; опубл. 17.03.2020, Бюл. № 8. 16 с.: ил.
4. *Bruno C.* The trapped vortex combustor: an advanced combustion technology for aerospace and gas turbine applications / C. Bruno, M. Losurdo // Advanced combustion and aerothermal technologies. Springer, 2007. P. 265–384.
5. *Jingyu Z.* Experimental and numerical investigations on liner cooling characteristics of a trapped vortex combustor / Z. Jingyu [et al.] // Applies Thermal Engineering. 2015. Vol. 80. P. 66–75.
6. *Wu Z.* Experimental and numerical studies on a trapped vortex combustor with different struts width / Z. Wu [et al.] // Applied Thermal Engineering. 2015. Vol. 91. P. 91–104.
7. Yi J. Design and performance of an improved trapped vortex combustor / J. Yi [et al.] // Chinese Journal of Aeronautics. 2012. Vol. 25, no. 6. P. 864–870.
8. *Zhao D.* A Reviev of cavity–based trapped vortex, ultra–compact, high-g, interturbine combustors / D. Zhao, E. Gutmark, P. de Goey // Progress in Energy and Combustion Science. 2018. Vol. 66. P. 42–82.

References

1. An annular combustion chamber of a gas-turbine engine and the way of organizing a working process in it [Text] : pat. 2716992 the RF : MPK F23R 3/50 (2006.01) / Safarbakov A. M., Skorobogatov S. V., Isaev A. I.; applicant and patent-holder Irkutsk. Irkutsk Institute of Railway Engineering – № 2018130927; appl. 27.08.2018; publ. 17.03.2020, bul. № 8. 16 p.: il. (in Russian)

2. *Bruno C.* The trapped vortex combustor: an advanced combustion technology for aerospace and gas turbine applications / C. Bruno, M. Losurdo // Advanced combustion and aerothermal technologies. Springer, 2007. P. 265–384. (in English)

3. *Isaev A. I.* Meeting operational requirements in designing an inlet of a trapped vortex combustor / A. I. Isaev, S. V. Skorobogatov // Scientific Bulletin of The State Scientific Research Institute of Civil Aviation. 2019. V. 25. № 336. P. 21–31. (in Russian)

4. *Isaev A. I.* Optimization of the inlet of an annular combustion chamber of a gas-turbine engine with a lateral system of forming reverse current zones / A. I. Isaev, S. V. Skorobogatov // Materials of 15th All-Russian conference "New technologies". – 2018. P. 86-94. (in Russian)

5. *Jingyu Z.* Experimental and numerical investigations on liner cooling characteristics of a trapped vortex combustor / Z. Jingyu [et al.] // Applies Thermal Engineering. 2015. Vol. 80. P. 66–75. (in English)

6. *Wu Z.* Experimental and numerical studies on a trapped vortex combustor with different struts width / Z. Wu [et al.] // Applied Thermal Engineering. 2015. Vol. 91. P. 91–104. (in English)

7. *Yi J.* Design and performance of an improved trapped vortex combustor / J. Yi [et al.] // Chinese Journal of Aeronautics. 2012. Vol. 25, no. 6. P. 864–870. (in English)

8. *Zhao D.* A Reviev of cavity–based trapped vortex, ultra–compact, high-g, interturbine combustors / D. Zhao, E. Gutmark, P. de Goey // Progress in Energy and Combustion Science. 2018. Vol. 66. P. 42–82. (in English)