

УДК 621.45
DOI: 10.26467/2079-0619-2026-29-2-93-105

Сравнительный анализ проточной части промежуточного корпуса газотурбинного двигателя с встроенным на вал ротора стартер-генератором

А.Д. Кондряков^{1,2}

¹Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва, Россия

²ОКБ им. А. Льюльки – филиал ПАО «ОДК-УМПО», г. Москва, Россия

Аннотация: Представлена работа по сравнительному анализу проточной части промежуточного корпуса газотурбинного двигателя с встроенным на вал ротора стартер-генератором в концепции более электрического двигателя. В ходе работы была обозначена необходимость изменения конструкции и газодинамического исследования промежуточного корпуса двухкаскадного компрессора газотурбинного двигателя, дано описание конструкции промежуточного корпуса двигателя прототипа и были построены несколько вариантов геометрии проточной части увеличенного по осевому габариту переходного канала, а также выполнено изменение конструкции в части окружного расположения стоек, их формы, назначения и количества в сравнении с промежуточным корпусом двигателя прототипа. На базе проекта конструкции разработаны расчетные модели, которые были посчитаны в газодинамическом модуле импортного расчетного программного обеспечения на определенном режиме работы двигателя. Для построения геометрии и расчетных моделей, а также для задания граничных условий использовались методики известных специалистов с учетом рекомендаций по изменению площадей, форме канала, углам наклона, моделям турбулентности, качеству сетки, заданий условий на входе и выходе из переходного канала. В качестве результатов были получены градиенты скоростей и давлений в продольном и поперечном направлениях. По полученным данным были посчитаны потери полного давления в каждый из каскадов двигателя. На основе исследования выделены направления по необходимому изменению конструкции существующих промежуточных корпусов в случае установки в газотурбинный двигатель интегрированного стартер-генератора вместе с центральным коническим приводом и улучшению параметров течения в канале для обеспечения минимальных потерь полного давления на входе в газогенератор.

Ключевые слова: конструкция промежуточного корпуса газотурбинного двигателя, встроенный на вал ротора стартер-генератор, определение потерь полного давления, установка центрального конического привода, сравнительный анализ проточной части.

Для цитирования: Кондряков А.Д. Сравнительный анализ проточной части промежуточного корпуса газотурбинного двигателя с встроенным на вал ротора стартер-генератором // Научный вестник МГТУ ГА. 2026. Т. 29, № 2. С. 93–105. DOI: 10.26467/2079-0619-2026-29-2-93-105

The flow part comparative analysis of a gas turbine engine intermediate casing with a starter generator integrated onto the rotor shaft

A.D. Kondryakov^{1,2}

¹Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia

²Experimental Design Bureau named after A. M. Lyulka (Branch of PJSC UEC-UMPO), Moscow, Russia

Abstract: The paper presents a flow part comparative analysis of a gas turbine engine intermediate casing with a starter-generator integrated onto the rotor shaft based on a more electric aircraft engine concept. This paper identified the need for design modifications and a gas-dynamic study of the intermediate casing of a two-stage compressor in a gas turbine engine. A description

of the prototype engine's intermediate casing design was provided, and several flow path geometry variants were constructed for a transition channel with an enlarged axial dimension. The design was also modified in terms of the circumferential arrangement of the racks, their shape, purpose, and quantity, compared to the intermediate casing of the prototype engine. Based on the design, computational models were developed and calculated in the gas-dynamic module of imported computational software at a specific engine operating mode. To construct the geometry and computational models, as well as to define the boundary conditions, we used methods developed by renowned experts, taking into account recommendations for changing the area, channel shape, inclination angles, turbulence models, mesh quality, and specifying conditions at the inlet and outlet of the transition channel. The velocity and pressure gradients in the longitudinal and transverse directions were obtained as the results. Based on the data obtained, the total pressure losses in each of the engine stage were calculated. Based on this research, areas for necessary modifications to the design of existing intermediate casings were identified when installing an integrated starter-generator with a central bevel drive in a gas turbine engine, as well as improvements to the channel flow parameters to ensure minimal total pressure losses at the gas generator inlet.

Keywords: the design of the intermediate casing in the gas turbine engine, starter-generator integrated onto the rotor shaft, determination of total pressure losses, installation of a central bevel drive, comparative analysis of the flow part.

For citation: Kondryakov, A.D. (2026). The flow part comparative analysis of a gas turbine engine intermediate casing with a starter generator integrated onto the rotor shaft. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 29, no. 2, pp. 93–105. DOI: 10.26467/2079-0619-2026-29-2-93-105

Введение

Одним из перспективных направлений совершенствования авиационной техники и газотурбинных двигателей, в частности, является переход к более электрическому исполнению изделия. В рамках данного направления предполагается повышение энергоэффективности в сравнении с традиционным конструктивным лицом, что возможно при монтаже электрического стартер-генератора с кратно большей вырабатываемой электрической мощностью во внутреннюю полость авиационного двигателя [1].

Самой благоприятной полостью для установки встроенной электрической машины в системе газотурбинного двигателя с точки зрения теплового и напряженно-деформированного состояний является расположенная между каскадами компрессоров полость промежуточного корпуса, где имеется достаточное пространство для проектирования, с установкой на вал ротора высокого давления [2].

Для обеспечения надежности и безболезненной трансформации при переходе от традиционных конструкций газотурбинных двигателей к более электрическим исполнениям с учетом прогноза развития электрических удельных параметров в России и за рубежом, величин данных параметров на уже существующих изделиях, а также необходимости

резервирования агрегатов и систем приоритетным направлением является разработка конструкций промежуточных корпусов, в которых традиционный центральный конический привод размещен вместе с интегрированным стартер-генератором последовательно. Данное конструктивное решение позволяет обеспечить надежную работу двигателя и его агрегатов в случае выхода из строя интегрированного стартер-генератора [3]. Проект совместной установки встроенного стартер-генератора и центральной конической передачи во внутренней полости промежуточного корпуса представлен на рис. 1.

Традиционные конструкции промежуточных корпусов в значительной степени оптимизированы в части течения газодинамического потока в проточной части и размещения коммуникаций в его стойках. Для реализации совместного размещения стартер-генератора вместе с центральным коническим приводом необходимо увеличивать осевой габарит промежуточного корпуса и изменять конфигурацию и назначение его стоек, так как к традиционным коммуникациям двигателя добавляются дополнительные от стартер-генератора: электрические провода и коммуникации системы охлаждения [4].

Для обеспечения соответствия заданным параметрам, минимальной массы, минимальных потерь полного давления на входе в газогенератор конструкцию измененного про-

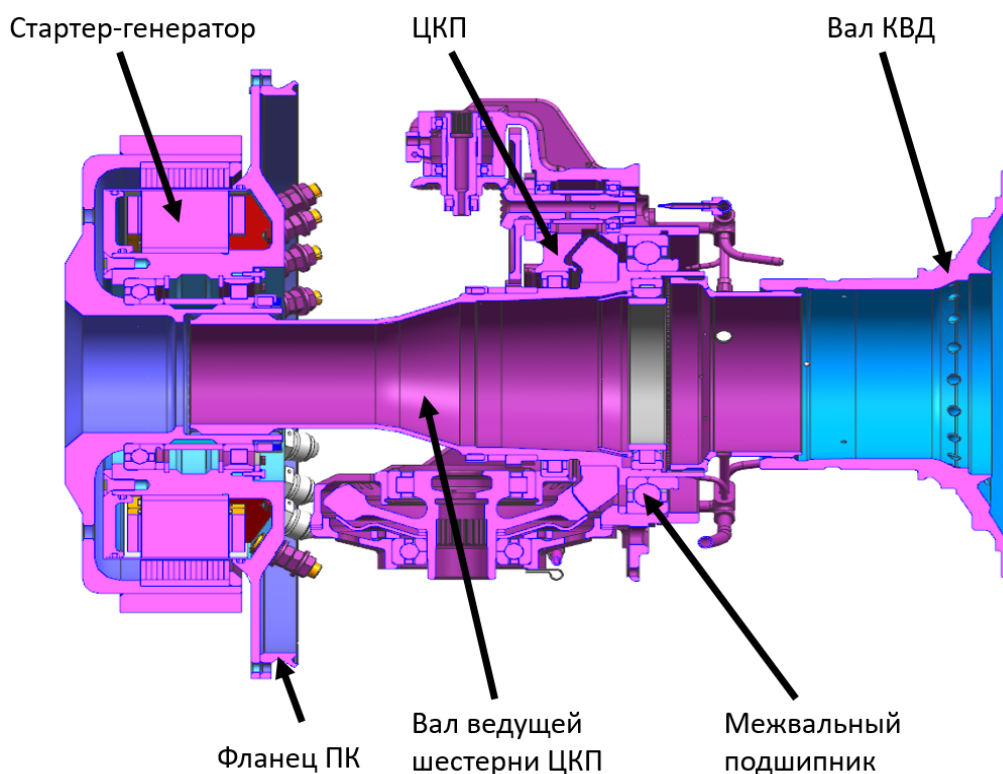


Рис. 1. Проект совместной установки встроенного стартер-генератора и центральной конической передачи во внутренней полости промежуточного корпуса

Fig. 1. The project of an integrated starter generator and a central gear drive joint installation in the inner cavity of the intermediate casing

межуточного корпуса необходимо оптимизировать и анализировать с точки зрения газодинамики, прочности и технологичности [5].

Конструкция переходного канала прототипа

Промежуточный корпус размещен между компрессорами низкого и высокого давлений и выполняет важную функцию по разделению потока воздуха, который поступает из компрессора низкого давления на два направления: внутренний и внешний каналы. Промежуточный корпус является центральным корпусом двигателя, на который приходятся основные суммарные силы, которые возникают в различных узлах двигателя. Переходный корпус воспринимает на себя результирующие осевые и радиальные нагрузки, передаваемые через шариковые подшипники от роторов компрессоров и турбин, которые за-

тем через узлы подвески передаются на внешние силовые элементы летательного аппарата и обратно. Продольный разрез конструкции промежуточного корпуса двигателя прототипа представлен на рис. 2.

Конструкция промежуточного корпуса состоит из множества деталей и сборочных единиц, которые соединены между собой сваркой. Основными подсистемами являются: наружный обод, обод опорный, стойки и разделитель. Обод наружный состоит из обечайки, к которой приварены передний и задний фланцы для стыковки со статором КНД и наружным контуром. На внешней грани наружного обода размещены следующие коммуникации:

- два главных кронштейна подвески двигателя к летательному аппарату;
- рычаги механизации поворота направляющих аппаратов компрессора;
- фланцы стыковки клапана переключения наддува опор ротора двигателя;

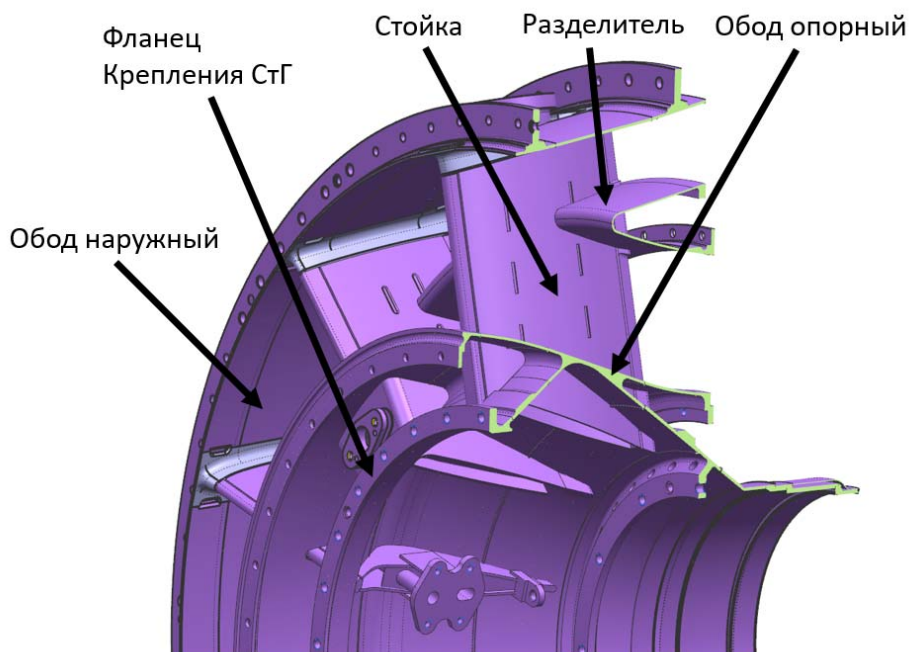


Рис. 2. Продольный разрез конструкции промежуточного корпуса двигателя прототипа
Fig. 2. Cross section view of the intermediate jet engine casing design of the prototype

- коммуникации суфлирования масляных и предмасляных полостей опор роторов;
- фланцы установки трубопроводов маслосистемы;
- фланцы установки коробки приводов агрегатов.

На входной фланец кольца наружного устанавливается статор компрессора низкого давления, на задний – передний переходный корпус между промежуточным корпусом и камерой сгорания. На внутреннюю грань наружного обода установлено 12 стоек с помощью сварки. Стойки промежуточного корпуса являются пустотелыми и имеют разную конфигурацию геометрии: с узким сечением, средним и широким. Внутри пустотелых стоек располагаются: рессора связи центральной конической передачи с коробкой двигательных агрегатов, рессора связи приводного масляного насоса, рессора определения физической частоты вращения компрессора низкого давления, а также прочие коммуникации. Разделитель имеет соединительный фланец и отверстия под стойки приварных стоек. На фланец разделителя устанавливается

статор компрессора высокого давления. Втулочной частью приварные стойки устанавливаются в соответствующие отверстия опорного обода промежуточного корпуса. Опорный обод промежуточного корпуса является также сварным и имеет четыре соединительных фланца. На передний внутренний фланец устанавливается корпус шарикового подшипника компрессора низкого давления, на наружный передний фланец устанавливается внутреннее кольцо направляющего аппарата последней ступени компрессора низкого давления. На задний внутренний фланец устанавливается корпус шарикового подшипника опоры ротора компрессора высокого давления и корпус центральной конической передачи, на внешний задний – обечайка для обеспечения суфлирования полости контактного масляного уплотнения опоры и внутреннее кольцо входного направляющего аппарата компрессора высокого давления [6].

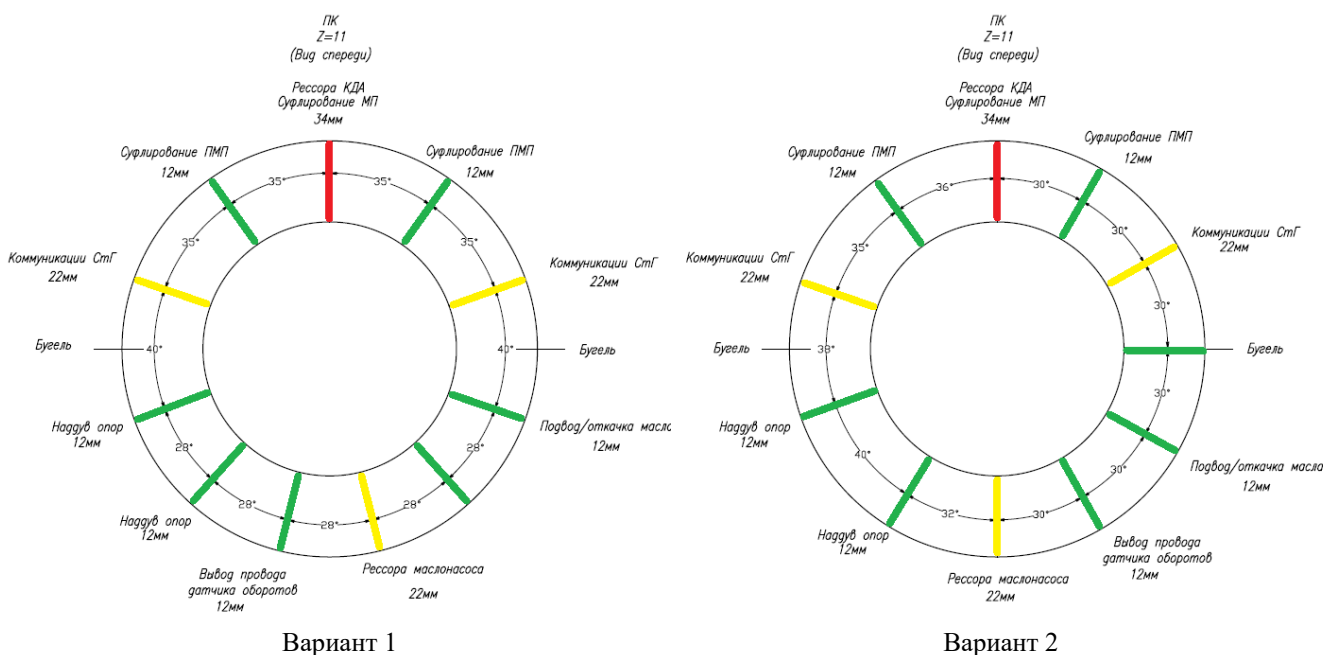


Рис. 3. Конструкция двух вариантов расположения стоек модифицированного промежуточного корпуса
Fig. 3. Two variants design of the racks arrangement in the modified intermediate casing system

Модификация конструкции промежуточного корпуса

Модификация промежуточного корпуса сохраняет преимущество конструкции прототипа, но имеет некоторые изменения. Для обеспечения совместной установки встроенного стартер-генератора и центральной конической передачи осевой габарит был увеличен \approx на 100 мм. Вместе с увеличением осевого габарита целесообразно было увеличить и осевой габарит стоек на соразмерную величину для обеспечения аналогичного с прототипом характера течения потока. При этом полезная площадь внутренних полых стоек из-за увеличения габарита стала больше, в результате чего было принято решение о сокращении количества стоек с 12 до 11, что обеспечивает сохранение коммуникаций конструкции-прототипа с добавлением новых: электрических проводов и труб системы охлаждения электрической машины. Ввиду того что 11 стоек в окружном расположении не обеспечивают равномерную установку, они были установлены на разные угловые координаты так, что сочетание ширины профиля нивелирует окружную неравномерность. При данном

расположении необходимо рассмотреть и требуемую площадь коммуникаций, из-за чего было разработано два варианта окружного расположения стоек. Конструкция двух вариантов окружного расположения стоек модифицированного варианта промежуточного корпуса представлена на рис. 3.

При этом установка стартер-генератора возле центрального конического привода накладывается на редуктор определения частоты вращения ротора низкого давления, что свидетельствует о необходимости его исключения и использования других способов определения физической частоты вращения. Положительным эффектом от данного исключения является освобождение стойки от рессоры привода данного редуктора и использование свободной площади для других нужд [7].

Помимо изменения осевого габарита и расположения стоек, были рассмотрены несколько вариантов геометрии внутренней и наружной обечаек, которые обеспечивают переход от компрессора низкого давления к компрессору высокого давления. Ввиду научно-технического характера работы и отсутствия определенного конструктивного лица двигателя с установленным вместе с цен-

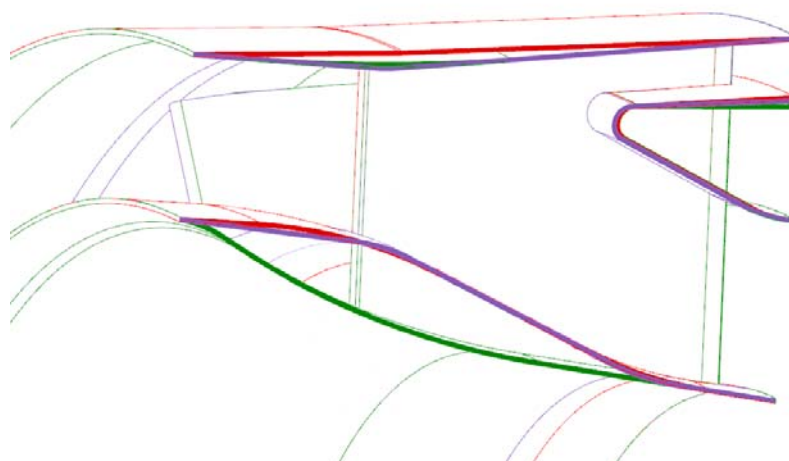


Рис. 4. Геометрия модифицированных форм переходного канала
(красный, фиолетовый – варианты 1, 2, зеленый – вариант 3)

Fig. 4. Geometry of the transition channel modified shapes (red, purple – variants 1, 2, green – variant 3)

тральной конической передачей стартер-генератором было принято решение рассмотреть варианты проточной части под различные компоновки: с преемственностью геометрии проточной части двигателя прототипа, с обеспечением постоянства площадей по внутреннему обводу диффузорного канала, с преемственностью обводов геометрии компрессора низкого давления новой модификации. В ходе работы с помощью импортного программного обеспечения Siemens NX были смоделированы конструкции измененного промежуточного корпуса двухконтурного газотурбинного двигателя, при этом координаты проточной части (наружный и внутренний обод, разделитель) были разбиты на простые формы (цилиндр, конус, радиус) и параметризованы (диаметры, углы, радиусы) для обеспечения требований различных методик и с учетом подобного характера работ [8, 9]. При этом в качестве окружного расположения стоек был принят второй вариант из-за наличия узкой стойки напротив пояса основных подвесок двигателя, что обеспечит лучшее напряженно-деформированное состояние корпуса с точки зрения аналитического анализа. Геометрия модифицированных форм переходного канала представлена на рис. 4.

При формировании варианта промежуточного корпуса с обеспечением постоянства площадей дополнительно в осевом направлении

канал был разрезан плоскостями с шагом в 5 мм. При анализе площадей выполнялся расчет суммарной площади межстоечных каналов от входа к выходу во всех плоскостях. В случае несоответствия закону постоянства площадей выполнялась корректировка координат продольного сечения с повторением расчета. Данная методика предусматривает итерационный процесс. По результатам перепроектирования созданы три расчетные модели, которые были использованы при газодинамическом анализе.

Методы и методология исследования

Для проведения стационарных расчетов в работе использовался газодинамический модуль CFX программного обеспечения ANSYS Workbench 2019R2. В качестве рабочего тела использовался совершенный газ, в котором учитывалось изменение параметров среды (вязкость, удельная теплоемкость, теплопроводность) в зависимости от температуры потока. В качестве модели турбулентности была выбрана популярная на сегодняшний день модель Ментера (Shear Stress Transport), так как она обладает достоинствами моделей турбулентности k-w и k- ϵ , что является актуальным ввиду сложной геометрии промежуточного корпуса, разделения потока, кривиз-

Таблица 1
Table 1

Потери полного давления по проточной части промежуточного корпуса (отношение осредненного по расходу полного давления к фактическому)
Total pressure losses along the flow part of the intermediate casing (ratio of the flow-averaged total pressure to the actual pressure)

| Вариант | $\Delta\sigma_{гг}, \%$ | $\Delta\sigma_{нк}, \%$ |
|---------|-------------------------|-------------------------|
| 1 | 0,45 | 0,79 |
| 2 | 0,42 | 0,83 |
| 3 | 0,95 | 0,84 |

ны и закрутки потока. Во многих работах отечественных инженеров-расчетчиков используется модель турбулентности k- ϵ , но при этом она обладает недостатками, связанными с описанием пограничных слоев с градиентом давления, сильных вихрей с кривизной линий тока, перехода из ламинарного в турбулентное течение, трехмерных течений с реламинаризацией погранслоя, а также при моделировании сжимаемых и отрывных течений. Вследствие увеличения параметров потока за компрессором низкого давления, увеличения радиальной кривизны потока по тракту от вентилятора к компрессору, различных технологических особенностей изготовления деталей сварного промежуточного корпуса (штамповка, сварка, шероховатость поверхности, поводки при термообработке), низкой сходимости с результатами эксперимента модель турбулентности k- ϵ нецелесообразно использовать с точки зрения конструкции промежуточного корпуса двигателя нового поколения для выполнения расчетов на полетных режимах работы двигателя. При всем многообразии моделей турбулентности конечный выбор используемой зависит от опыта инженера-расчетчика и сходимости результатов расчета с экспериментом [10, 11].

Для моделирования течения на входе в расчетную область задавались радиальные градиенты полного давления и температуры, а также закрутка потока на выходе из компрессора низкого давления на заданном режиме работы двигателя, которые были получены по результатам газодинамического мо-

делирования измененного компрессора низкого давления. На выходном сечении расчетной модели задавался расход воздуха, который соответствовал режиму работы изделия. Выход из расчетной области был значительно отодвинут вправо по потоку (в сторону сопла) в сравнении с первоначальной геометрией. Это сделано для того, чтобы устранить влияние заданных на границе параметров на течение непосредственно в интересующей части расчетной области [12, 13].

При моделировании вязких отрывных течений в пространственных каналах для правильного определения потерь очень важно использовать сетки, позволяющие правильно учитывать влияние стенок. Для этого разностные сетки должны быть адаптированы к поверхности путем сгущения вдоль сеточных линий к стенкам. При этом скорость нарастания размера ячеек по мере удаления от стенки не должна превышать 10 %. Сеточная модель состоит из тетраэдров с разрешением в пристеночной зоне. Размеры сеточных моделей варьируются в зависимости от конфигурации и достигают ≈ 50 млн элементов [11, 12].

Результаты исследования

По результатам расчета было получено распределение полей полного давления и чисел Маха на выходе из расчетной области, а также были рассчитаны потери полного давления в различных вариантах расчетных моделей [14, 15]. В табл. 1 приведены значения потерь полного давления по проточной части

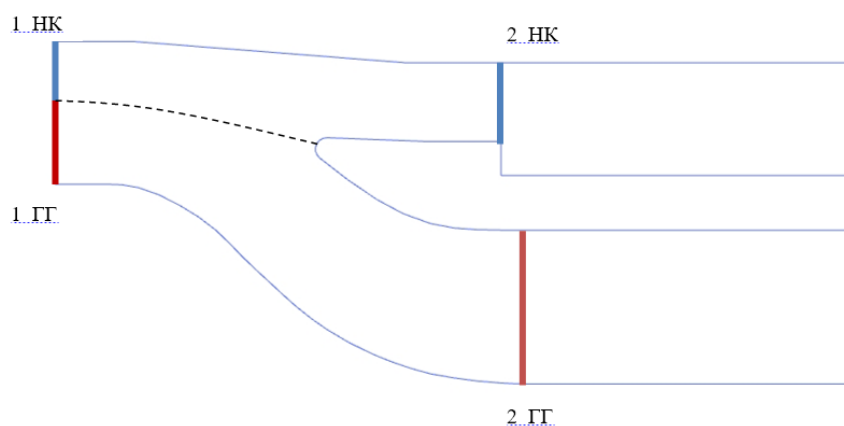


Рис. 5. Расположение контрольных сечений (определение потерь полного давления)
Fig. 5. Location of control sections (determination of total pressure losses)

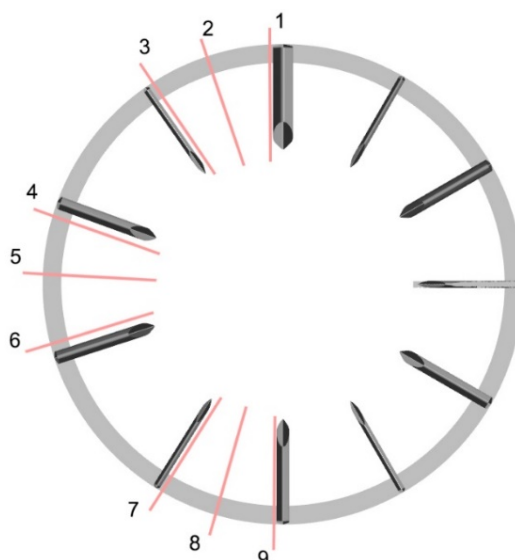


Рис. 6. Расположение контрольных сечений в расчетной области
Fig. 6. The location of the control sections in the design area

промежуточного корпуса в процентном соотношении.

Потери полного давления для каждого из контуров рассчитывались по формуле

$$\Delta\sigma_{ГГ} = \left(1 - \frac{\overline{P^*_{2ГГ}}}{\overline{P^*_{1ГГ}}}\right) \cdot 100;$$

$$\Delta\sigma_{НК} = \left(1 - \frac{\overline{P^*_{2НК}}}{\overline{P^*_{1НК}}}\right) \cdot 100$$

при условии, что $G_{1 НК} = G_{2 НК}$ и $G_{1 ГГ} = G_{2 ГГ}$,

где $\overline{P^*}$ – значение осредненного по расходу полного давления в рассматриваемом сечении.

На рис. 5 изображены контрольные сечения, в которых определялись потери полного давления.

Расположение сечений для отображения картин течения показано на рис. 6. Сечение 1 вблизи «толстой» стойки, сечение 2 между «толстой» и «тонкой» стойкой, сечение 3 вблизи «тонкой» стойки. Сечение 5 между «тонкой» и «средней» стойками, сечение 8 между «тонкой» и «средней» стойкой. Приведенные сечения позволяют проанализировать течения в характерных местах конструкции.

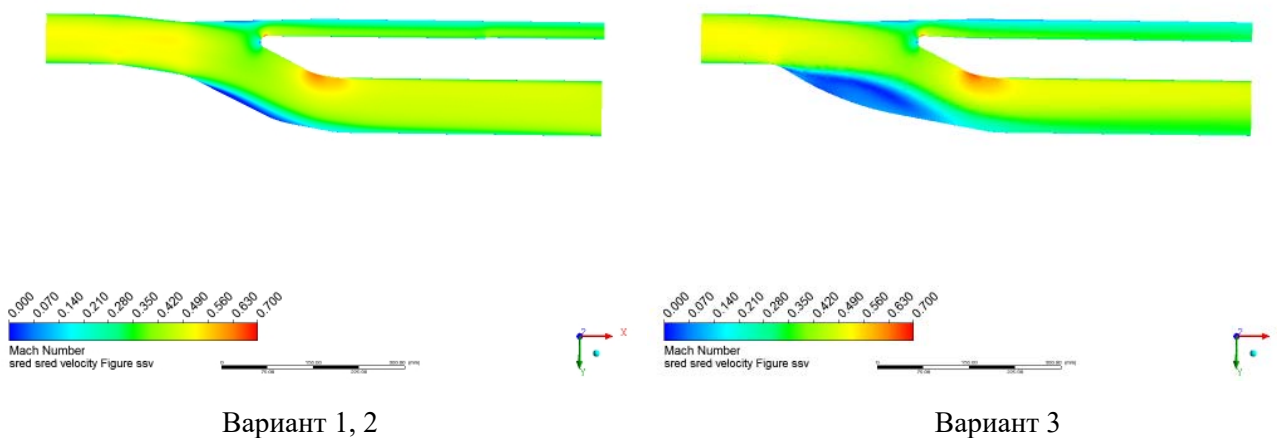


Рис. 7. Распределение числа Маха в меридиональном сечении
Fig. 7. Distribution of the Mach number in the meridional section

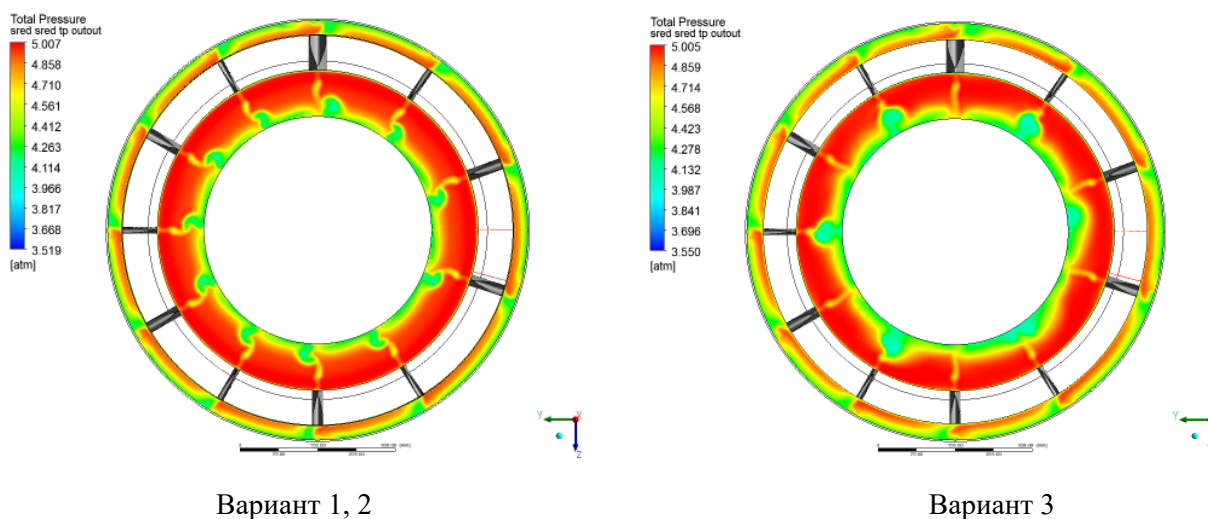


Рис. 8. Распределение полного давления в выходном сечении
Fig. 8. Distribution of total pressure in the outlet section

Расчеты для первого и второго вариантов геометрии показывают сравнимый уровень потерь полного давления, поэтому в дальнейшем полученные картины распределения характеристик по тракту канала можно обобщить, для третьего варианта конструкции наблюдается резкий локальный разгон потока на разделителе вблизи стоек с наибольшей и средней толщиной, что соответствует максимальному числу Маха 0,8. Также возникает интенсивное торможение потока во внешнем канале вблизи стоек.

Распределение числа Маха в меридиональном сечении показано на рис. 7. В вариантах 1 и 2 обтекание разделителя происходит без значительного ускорения потока, что соответствует низким потерям как во внешнем, так и во внутреннем контуре. В варианте 3 ранний срыв потока на внутреннем кольце приводит к увеличению неравномерности на входе в компрессор высокого давления.

Распределение полного давления в сечениях на входе в наружный контур и газогенератор представлено на рис. 8. Характер тече-

ния на входе в наружный контур является практически идентичным для рассматриваемых вариантов. На выходе из расчетной области, в сечении входа в компрессор высокого давления, для варианта 3 характер течения за стойками выглядит более развитым и неравномерным, что вызвано неудовлетворительным обтеканием стоек из-за особенностей геометрии нижнего обвода конструкции опорного обода промежуточного корпуса [14, 16].

Обсуждение полученных результатов и заключение

По результатам газодинамического моделирования предложенных конструкций можно сделать выводы о низкой зависимости потерь давления торможения от изменения обводов канала промежуточного корпуса, что в первую очередь зависит от плавного изменения диаметров входа и выхода канала. По результатам изменения осевого размера, получения новой геометрии стоек и изменения их номенклатуры удалось достигнуть локального уменьшения скоростей λ в зоне наружного обвода разделительного кольца на входе в компрессор высокого давления и внутреннего обвода на выходе из компрессора низкого давления приблизительно на 10 % в сравнении с промежуточным корпусом двигателя прототипа. Для более точного моделирования предложенной конструкции необходимо произвести расчет на прочих режимах работы двигателя, в том числе и переходных, а также принять во внимание взаимное влияние компрессоров низкого и высокого давления, дроссельные режимы работы, регулирование внутри двигателя, технологические отклонения и радиальные зазоры в компрессорах.

При проектировании промежуточного корпуса целесообразно обеспечить постоянство площадей по каналу внутреннего контура, что позволит минимизировать потери полного давления на входе в компрессор высокого давления. Таким образом, рекомендацией по профилированию разделителя является использование в качестве образующей

линии непрерывно меняющейся кривизны, без резких изменений площадей на входе и выходе в каналы между стойками. Постоянство площадей по каналу внутреннего контура позволит минимизировать потери полного давления на входе в компрессор высокого давления.

Результаты данных исследований могут быть использованы для промежуточных корпусов турбореактивного двухконтурного двигателя с размерностью диаметра входа ≈ 1 метр. При этом встроенная электрическая машина для стартерного режима проектируется согласно данным по потребной мощности и крутящему моменту традиционного стартера, который расположен на коробке агрегатов, с пересчетом передаточных отношений зубчатых передач в случае с директивной связью.

В конечном итоге ввиду тенденций по улучшению удельных показателей газотурбинных двигателей при высоких числах Маха на высоте, увеличению диаметра компрессора низкого давления и уменьшению диаметра компрессора высокого давления увеличение осевого габарита благоприятно влияет на характер течения воздуха и обеспечивает низкий уровень потерь полного давления, но при этом масса узла также увеличивается. Для нивелирования отрицательного эффекта от увеличения массы целесообразно рассмотреть другие технологические способы изготовления промежуточного корпуса вместо сварки, например крупногабаритное литье или аддитивное производство, что исключит дополнительный материал в сварных швах. Также необходимо увеличивать удельную мощность электрических машин (кВт/кг) для уменьшения их осевых габаритов.

Список литературы

1. Охотников М.В. О возможности внедрения интегрированного стартер-генератора в корпус газотурбинного двигателя / М.В. Охотников, И.Г. Лисовин, В.Е. Вавилов, Ф.Р. Исмагилов // Электротехника. 2023. № 12. С. 3–7. DOI: 10.53891/00135860_2023_12_3

2. **Исмагилов Ф.Р.** Концепция создания электрифицированного авиационного двигателя / Ф.Р. Исмагилов, В.Е. Вавилов, Р.Р. Уразбахтин, Р.С. Старков // Вестник УГАТУ. 2020. Т. 24, № 3 (89). С. 52–58.
3. **Мусаев А.Г.** Повышение надежности системы запуска турбореактивного двигателя // Символ науки: международный научный журнал. 2023. № 2-2. С. 14–16.
4. **Горячкин Е.С.** Метод оптимизации многоступенчатых компрессоров / Е.С. Горячкин, В.Н. Матвеев, Г.М. Попов, О.В. Батурин, Ю.Д. Новикова // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия Машиностроение. 2021. № 3 (138). С. 38–59. DOI: 10.18698/0236-3941-2021-3-38-59
5. **Алендарь А.Д., Грунин А.Н., Силюнова М.В.** Анализ концепций базовых обликов перспективных двигателей сверхзвуковых гражданских летательных аппаратов на основе опыта зарубежных разработчиков // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2021. Т. 20, № 3. С. 24–36. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-3-24-36
6. **Марчуков Е.Ю., Волков А.И., Федоров С.А. и др.** Турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой сгорания АЛ-31Ф: учеб. пособие. М.: Издательство МАИ, 2021. 121 с.
7. **Балакин Д.А., Зубко А.И., Комаров А.А.** Бесконтактный аппаратно-программный комплекс диагностики газотурбинного двигателя [Электронный ресурс] // Союз машиностроителей России. Национальная научно-техническая конференция. 2022. № 1. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/beskontaktnyy-apparatno-programmnyy-kompleks-diagnosticski-gazoturbinnogo-dvigatelya> (дата обращения: 29.06.2025).
8. **Потапов В.А., Санько А.А.** Моделирование характеристик многоступенчатого осевого компрессора турбовального газотурбинного двигателя с учетом нелинейности эрозионного износа его лопаток // Научный вестник МГТУ ГА. 2020. Т. 23, № 5. С. 39–53. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-5-39-53
9. **Попов А.Н., Федечкин К.С.** Расчетные исследования по влиянию разделителя потока на характеристики вентилятора // Научный вестник МГТУ ГА. 2008. № 134. С. 96–104.
10. **Волков К.Н., Емельянов В.Н.** Моделирование крупных вихрей в расчетах турбулентных течений. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2008. 368 с.
11. **Золотухин А.С., Давлетгареева Е.И., Малышев Ф.А.** Учет влияния производственных отклонений от формы проточной части многоступенчатого осевого компрессора // Омский научный вестник. Серия Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение. 2024. Т. 8, № 2. С. 45–51. DOI: 10.25206/2588-0373-2024-8-2-45-51
12. **Ануров Ю.М.** Численный анализ возможностей 2-D и 3-D методов проектирования осевых турбомашин / Ю.М. Ануров, С.О. Беляева, В.А. Коваль, Е.А. Ковалева, С.В. Ярославцев // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. 2009. Т. 4, № 5 (40). С. 12–18.
13. **Попов С.С., Черкасов А.Н., Клепиков Д.С.** Методика оценивания влияния сепарации абразивных частиц в осевых компрессорах на характеристики авиационных газотурбинных двигателей: моделирование газодинамики осевого компрессора // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия Машиностроение. 2025. № 1 (152). С. 37–58.
14. **Кашкин Ю.Ф., Коновалов А.Е., Крашенинников С.Ю. и др.** Исследование пространственных отрывных течений в диффузорных каналах // Техника воздушного флота. 2009. Т. 83, № 1. С. 65–70.
15. **Ремизов А.Е., Карелин О.О.** Экспериментальное исследование аэродинамических характеристик переходного канала со стойками в системе турбины ГТД в условиях аэродинамических следов // Вестник УГАТУ. 2021. Т. 25, № 3 (93). С. 56–63. DOI: 10.54708/19926502_2021_2539356
16. **Бакланов А.В.** Влияние конструкции кольцевых диффузоров на потери давления [Электронный ресурс] // Труды МАИ. 2022. № 122. DOI: 10.34759/trd-2022-122-08 (дата обращения: 29.06.2025).

References

1. Okhotnikov, M.V., Lisovin, I.G., Vavilov, V.E., Ismagilov, F.R. (2023). About the possibility of introducing an integrated start-generator into the body of a gas turbine engine. *Elektrotehnika*, no. 12, pp. 3–7. DOI: 10.53891/00135860_2023_12_3 (in Russian)

2. Ismagilov, F.R., Vavilov, V.E., Urazbaktin, R.R., Starkov, R.S. (2020). The concept of creating a more electric aircraft engine. *Vestnik UGATU*, vol. 24, no. 3 (89), pp. 52–58. (in Russian)

3. Musaev, A.G. (2023). Improving the reliability of the turbojet engine launch system. *Symbol of Science: International Scientific Journal*, no. 2-2, pp. 14–16. (in Russian)

4. Goryachkin, E.S., Matveev, V.N., Popov, G.M., Baturin, O.V., Novikova, Yu.D. (2021). Optimisation method for multistage compressors. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*, no. 3 (138), pp. 38–59. DOI: 10.18698/0236-3941-2021-3-38-59 (in Russian)

5. Alendar, A.D., Grunin, A.N., Siluyanov, M.V. (2021). Analysis of basic concepts of advanced engines for supersonic civil aircraft on the basis of foreign designer's experience. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*, vol. 20, no. 3, pp. 24–36. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-3-24-36 (in Russian)

6. Marchukov, E.Yu., Volkov, A.I., Fedorov, S.A. et al. (2021). AL-31F Afterburning Turbofan Engine: Study Guide. Moscow: Izdatelstvo MAI, 121 p. (in Russian)

7. Balakin, D.A., Zubko, A.I., Komarov, A.A. (2022). The contactless hardware and software complex for diagnostics of a gas turbine engine. In: *Soyuz mashinostroyteley Rossii. Natsional'naya nauchno-tehnicheskaya konferentsiya*, no. 1. Available at: <https://cyberleninka.ru/article/n/beskontaktnyy-apparatno-programmnyy-kompleks-diaagnostiki-gazoturbinnogo-dvigatelya> (accessed: 29.06.2025). (in Russian)

8. Potapov, V.A., Sanko, A.A. (2020). Performance simulation of multi-stage axial-flow compressor of turbo-shaft engine with account for erosive wear nonlinearity of its blades.

Civil Aviation High Technologies, vol. 23, no. 5, pp. 39–53. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-5-39-53 (in Russian)

9. Popov, A.N., Fedechkin, K.S. (2008). Calculated exploration on influence of the stream separator on characteristics of the fan. *Nauchnyy vestnik MGTU GA*, no. 134, pp. 96–104. (in Russian)

10. Volkov, K.N., Yemelyanov, V.N. (2008). Modeling of large vortices in calculations of turbulent flows. Moscow: FIZMATLIT, 368 p. (in Russian)

11. Zolotukhin, A.S., Davletgareeva, E.I., Malyshev, F.A. (2024). Consideration of the effect of manufacturing deviations from the shape of a multistage axial compressor. *Omsk Scientific Bulletin. Series Aviation-Rocket and Power Engineering*, vol. 8, no. 2, pp. 45–51. DOI: 10.25206/2588-0373-2024-8-2-45-51 (in Russian)

12. Anurov, Yu.M., Belyaeva, S.O., Koval, V.A., Kovaleva, E.A., Yaroslavtsev, S.V. (2009). Numerical analysis possibilities of 2-D and 3-D design methods for axial turbomachines. *Vostochno-Yevropeyskiy zhurnal peredovykh tekhnologiy*, vol. 4, no. 5 (40), pp. 12–18. (in Russian)

13. Popov, S.S., Cherkasov, A.N., Klepikov, D.S. (2025). Methodology for assessing abrasive particles separation in the axial compressors influencing characteristics of the aerial vehicle gas turbine engines: dynamics simulation in an axial compressor. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*, no. 1 (152), pp. 37–58. (in Russian).

14. Kashkin, Yu.F., Kononov, A.E., Krashenninnikov, S.Y. et al. (2009). Investigation of spatial separation currents in diffusor channels. *Tekhnika vozdušnogo flota*, no. 1, pp. 65–70. (in Russian)

15. Remizov, A.E., Karelin, O.O. (2021). An experimental study of the aerodynamic characteristics of gte interturbine duct with struts in conditions of aerodynamic wakes simulated with a model wheel. *Vestnik UGATU*, vol. 25, no. 3 (93), pp. 56–63. DOI: 10.54708/199265_02_2021_2539356 (in Russian)

16. **Baklanov, A.V.** (2022). The effect of the annular diffuser design on pressure loss. *Trudy MAI*, no. 122. DOI: 10.34759/trd-2022-122-08 (accessed: 29.06.2025). (in Russian)

Сведения об авторе

Кондряков Артур Дмитриевич, аспирант и ассистент кафедры конструкции и проектирования двигателей Московского авиационного института (национального исследовательского университета), начальник бригады статора конструкторского отдела компрессоров ОКБ им. А. Люльки филиала ПАО «ОДК-УМПО», tetra1337@mail.ru.

Information about the author

Arthur D. Kondryakov, Postgraduate Student and Assistant of the 203 Chair “Engine Design and Engineering”, Moscow Aviation Institute (National Research University), The Head of the Stator Sub-department in the Compressor Design Department of Experimental Design Bureau named after A. M. Lyulka – Branch of Public Joint-Stock Company United Engine Corporation – Ufa Engine Building Production Association (PJSC UEC-UMPO), tetra1337@mail.ru

| | | | |
|-------------------------------|------------|--------------------------|------------|
| Поступила в редакцию | 22.08.2025 | Received | 22.08.2025 |
| Одобрена после рецензирования | 01.11.2025 | Approved after reviewing | 01.11.2025 |
| Принята в печать | 26.03.2026 | Accepted for publication | 26.03.2026 |