

## Современное состояние, тенденции развития и новые технические решения в области входных устройств основных камер сгорания газотурбинных двигателей

**И.Н. ВОЛКОВ,**  
аспирант,  
**В.Л. ВАРСЕГОВ,**  
д-р техн. наук  
(КНИТУ-КАИ, Казань),  
varsegov@mail.ru

*Определены актуальный уровень развития и стадии эволюции входных устройств кольцевых камер сгорания. Выявлена проблемная область в проектировании входных устройств камер сгорания. Представлены примеры инженерных подходов к сокращению длины безотрывного участка ступенчатого диффузора.*

### Газотурбинный двигатель, камера сгорания, входной диффузор камеры сгорания

В условиях постоянного ужесточения норм, регламентирующих выбросы вредных веществ авиационными газотурбинными двигателями (ГТД), усилия разработчиков в последние десятилетия были сосредоточены на совершенствовании процессов сжигания углеводородного топлива в основных камерах сгорания и выполнении требований экологической безопасности. В то же время входные устройства камеры сгорания оставались вне сферы приоритетных исследований и разработок. Между тем именно в этой области заложен значительный потенциал для сокращения длины ГТД и, как следствие, массы газотурбинного двигателя, влияющей на топливную экономичность и эксплуатационную эффективность.

ГТД представляют собой высокотехнологичные инженерные системы, достигшие высокого уровня технического совершенства. На данном этапе развития дальнейшее повышение значений их характеристик осуществляется за счет устранения дефектов, проявившихся в ходе стендовых ресурсных испытаний и эксплуатации, а также за счет формирования, освоения приоритетных технологий, выявления недостатков и проблемных областей, возникающих вследствие неравномерного совершенствования отдельных узлов.

Целью работы является выявление технических проблем и их устранение на этапе исследования входных устройств камер сгорания с ориентацией на решение магистральной задачи – сокращения длины ГТД. Достижение поставленной цели, как и любой инженерной задачи, предполагает формализацию замысла на основе ретроспективного изучения эволюции конструкций. В связи с этим определен современный уровень прямочных основных камер сгорания ГТД и диффузоров газовых потоков в каналах, выявлены стадии развития ключевых компонентов – жаровой трубы и входного устройства – в результате геометрического изменения конфигурации устройств камеры сгорания. В силу такого представления установлен дисбаланс в развитии: конструкция жаровой трубы демонстрирует опережающий прогресс по сравнению с уровнем совершенствования входного устройства камеры сгорания.

В настоящей работе на основе анализа эволюции конструкций диффузоров, выполненного по материалам патентных публикаций, представлены новые технические решения, наиболее перспективные для применения в авиационных ГТД.

Развитие основных камер сгорания ГТД можно разделить на два этапа, границей между которыми является введение первых норм ИКАО, регламентирующих выбросы вредных веществ (несгоревших углеводородов, оксида углерода, оксидов азота и дыма) в зоне аэропортов для турбореактивных и турбовентиляторных двигателей гражданских самолетов.

Первое издание нормативных требований к выбросам авиационных двигателей было введено в 1981 г. в рамках Приложения 16 к Конвенции о международной гражданской авиации «Охрана окружающей среды», т. 2. В последующем нормы были ужесточены: в 1996 г. допустимый уровень выбросов оксидов азота снижен на 20 %, в 2004 г. дополнительно на 16 % по сравнению с предыдущим этапом регулирования.

Первый этап развития камер сгорания характеризовался совершенствованием традиционных конструкций с акцентом на обеспечение оптимальных условий для работы турбины, а также повышения

ресурса, устойчивости горения при вариациях состава топливозвоздушной смеси, уменьшения нагарообразования на деталях конструкции. Таким образом, на данном этапе требования к камере сгорания формировались внутри системы ГТД и были направлены на решение внутренних задач.

На втором этапе сохраняются все ранее сформулированные требования со стороны ГТД, однако к ним добавляются экологические требования, обусловленные необходимостью ограничения вредных выбросов в пределах аэродромной зоны. Указанная трансформация требований, заключающаяся в переходе от внутренне ориентированных к внешне детерминированным критериям, схематично представлена на рис. 1.

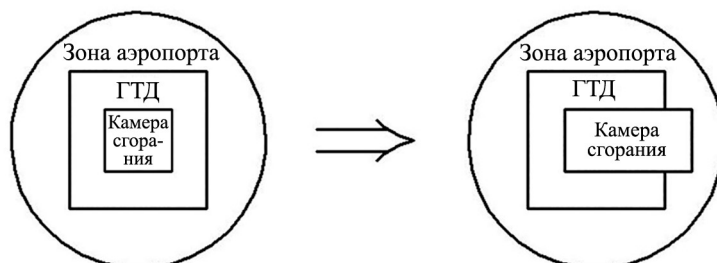


Рис. 1

Анализ эволюции конструкций прямоточных основных камер сгорания во временной перспективе выявляет устойчивую тенденцию, заключающуюся в сокращении длины жаровой трубы  $l_{ж}$  при увеличении ее миделевого сечения  $h_{ж}$ . Это приводит к снижению относительной длины жаровой трубы  $l_{ж}/h_{ж}$  со значения  $l_{ж}/h_{ж} = 3 \div 4$ , характерного для двигателей второго и третьего поколения, до значения  $l_{ж}/h_{ж} = 1,4$  в современных ГТД.

Анализ составных частей камеры сгорания позволяет выделить обобщенные этапы ее эволюции (рис. 2). При этом развитие ГТД как надсистемы по отношению к камере сгорания дифференцируется по годам создания на поколения [1].

Начальному этапу развития камеры сгорания соответствуют ГТД первого и второго поколения (рис. 2, а). Ступенчатый диффузор в составе камеры сгорания практически на всех ГТД появляется с третьего поколения ГТД, примерно с начала 1960-х гг. XX века (рис. 2, б). Следующий этап эволюции камеры сгорания характеризуется выраженным и устойчивым сокращением относительной длины жаровой трубы, что обусловлено в первую очередь повышением значений параметров термодинамического цикла и введением норм ИКАО в отношении выбросов вредных веществ в аэродромной зоне. Данная тенденция прослеживается на всех поколениях ГТД – от третьего по пятое (рис. 2, в). Перспективная камера сгорания с увеличенным углом раствора диффузора в настоящее время в современных ГТД не применяется (рис. 2, г).

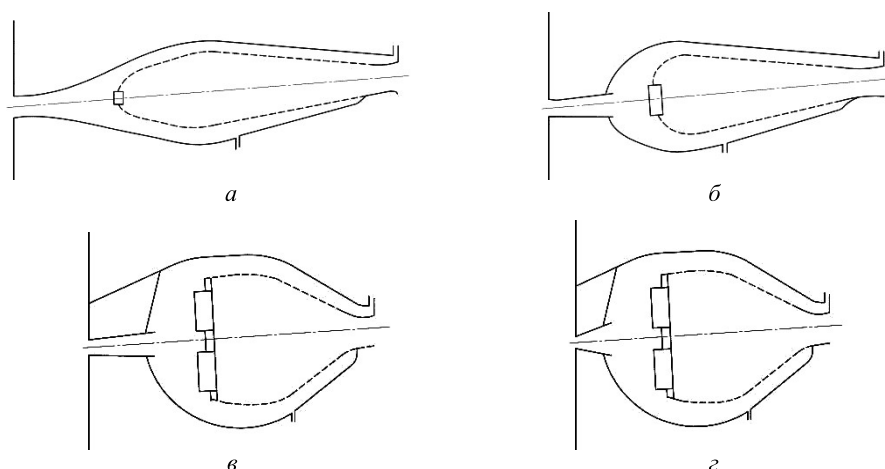


Рис. 2

Сравнительный анализ стадий развития камеры сгорания и поколений ГТД позволяет выявить тенденцию к стабилизации конструктивного исполнения входного устройства, остановившую их прогрессивное развитие. В настоящее время подавляющее большинство двигателестроительных компаний во входном устройстве используют ступенчатый диффузор.

В данных диффузорах возникают меньшие потери полного давления, т. е. меньшие потери энергии потока. Кроме этого, ступенчатый диффузор, или диффузор по схеме со стабилизированным отрывом, дополнительно позволяет получить устойчивые выходные характеристики. Это положительно влияет на организацию сжигания топлива в полости жаровой трубы и уменьшает уровень неравномерности температурного поля на выходе из камеры сгорания.

Несмотря на существенные преимущества, ступенчатый диффузор в классическом виде не вполне удовлетворяет последним изменениям в жаровой трубе. Уменьшение  $l_{\text{ж}}/h_{\text{ж}}$  приводит к увеличению угла поворота потока за безотрывным участком перед фронтальным устройством жаровой трубы камеры сгорания и, как следствие, повышению потерь полного давления.

Потери на поворот потока можно уменьшить увеличением угла раствора безотрывного участка ступенчатого диффузора, а также увеличением степени расширения этого же участка, соответственно, дополнительным уменьшением скорости потока в выходном сечении. При реализации указанных мероприятий возникают трудности, связанные с физической природой диффузоров, – с противоположно направленным действием сил давления и инерции, в результате чего происходит быстрое нарастание толщины пограничного слоя, отрыв потока от стенок и образование зон с течением против основного потока. При этом нестабильность места отрыва вдоль по образующей, а также в окружном направлении приводит к значительным пульсациям и потерям давления. Впервые отрыв происходит при полуугле раствора  $4,8...5,1^\circ$  [2].

В научной и технической литературе опубликованы многочисленные теоретические и экспериментальные исследования разных диффузоров, преимущественно с устоявшимся равномерным потоком, в условиях логарифмического закона распределения скорости. В ГТД поток на вход в диффузор поступает из спрямляющего аппарата последней ступени осевого компрессора, фактически из решетки с круто изогнутыми каналами.

При повороте потока в круто изогнутых каналах спрямляющего аппарата возникают вторичные вихри. В работе [3] представлен подробный обзор моделей вторичных течений в решетках газовых турбин.

Согласно общепринятым моделям к числу вторичных течений, оказывающих влияние на рабочий процесс во входных устройствах камеры сгорания, относятся следующие: канальный вихрь, ветвь подковообразного вихря со стороны корыта, ветвь подковообразного вихря со стороны спины, пристенный вихрь, угловой вихрь на входной кромке со стороны спины, угловой вихрь на входной кромке со стороны корыта, угловой вихрь со стороны спины, угловой вихрь со стороны корыта, замыкающий вихрь. В связи с размещением замыкающего вихря за пределами решетки в лопаточных машинах в настоящее время замыкающий вихрь принято относить к профильным потерям.

Классифицированные вихри [3] в явном виде проявляются при достаточной высоте лопаточной решетки спрямляющего аппарата. В современных ГТД суммарная степень повышения давления в компрессоре достигает значений более  $\pi_{\text{к}} > 50$  до  $\pi_{\text{к}} \approx 64$  [4], что предполагает уменьшение высоты лопаток.

В этих условиях ядро потока (область, свободная от вихревых структур) уменьшается относительно высоты решетки, происходит смыкание вихрей и полное загромождение канала в выходном сечении вихревым течением.

Наличие крупномасштабных вихревых структур приводит к неопределенности поля течения на входе в диффузор и вызывает перераспределение скорости в поперечном сечении кольцевого канала. Кроме того, закруточные «стоячие» вихри способствуют более раннему возникновению локальных зон с возвратным течением в теневом следе и отрыва потока от омываемых стенок диффузора при меньшем

угле раствора. При этом вследствие нестабильности потока возможно частое чередование отрыва и вторичного присоединения потока к стенке.

Для уменьшения негативного воздействия возмущений сразу за спрямляющим аппаратом рекомендуется иметь секцию с постоянным проходным сечением – успокоительный участок [5], равный удвоенной ширине хорды лопатки спрямляющего аппарата, где происходит заполнение потоком закруженных зон, смыкание струй, разделенных на выходе из круто изогнутых каналов решеток, диссипация и частичный распад крупномасштабных вихрей. Однако на практике проектирования авиационных ГТД эти рекомендации не применяются [6, 7], главным образом из соображений сокращения длины двигателя в целом.

Целью работ по исследованию входных устройств камеры сгорания ГТД является сокращение длины безотрывного участка ступенчатого диффузора. Сокращение длины способствует улучшению технико-экономических показателей ГТД, снижению массы из-за уменьшения габаритных размеров в осевом направлении корпусных деталей и валов. Кроме этого, повышается жесткость валов (чем короче валы, тем жестче), и, как следствие, улучшаются условия работы опор качения.

Единственный путь сокращения длины в геометрических диффузорах – увеличение угла раствора. При технической реализации такого магистрального направления можно получить синергетический эффект – снижение гидравлических потерь полного давления, связанное с уменьшением угла поворота потока в полости перед фронтальным устройством при обтекании жаровой трубы камеры сгорания. Важность данного фактора подтверждают параметрические исследования морской газотурбинной установки МТ30 [8], где показано существенное влияние изменения перепада давления в камере сгорания на выходные показатели свободной газовой турбины, соединенной с гребным винтом. Так, увеличение перепада давления в камере сгорания на 1 % снижает доступную мощность газовой турбины на 2,5 % при одновременном увеличении расхода топлива на аналогичный уровень.

Известны различные способы увеличения угла раствора диффузора [9–13], связанные с различными методами воздействия на пограничный слой. Эти методы в классифицированном виде представлены на рис. 3.



Рис. 3

Достаточно подробно преимущества и недостатки применения того или иного способа рассмотрены в работе [14]. Отметим причины, вследствие которых известные решения не получили практического применения в камерах сгорания ГТД.

Активные методы управления течением (отсос или слив пограничного слоя, вдув воздуха со значительным избыточным давлением в пограничный слой) не применяются в ГТД вследствие снижения общего КПД цикла. Пассивные методы управления пограничным слоем, основанные на модификации геометрии обтекаемых поверхностей (канавки, выступы, изменение профиля и др.), также не применяются в конструкциях ГТД. Основными причинами являются неопределенность влияния добавленных элементов конструкции на поток в условиях вихревой структуры на входе и увеличение турбулентности и пульсационной скорости в расширяющихся каналах. Применение метода перемещения обтекаемой поверхности совместно с пограничным слоем в пространстве в направлении движения ядра потока [15, 16] ограничено значительными конструктивными трудностями его реализации в кольцевых диффузорах. Следует отме-

туть, что данный подход впервые был исследован Л. Прандтлем [17], которым была продемонстрирована его высокая эффективность.

В качестве основы для дальнейшей проработки активных методов управления пограничным слоем целесообразно обратиться к ранним техническим решениям данного направления [18, 19], появившимся в начале 1960-х гг. Эти решения предполагали использование низконапорных перепадов давления, возникающих в самом потоке из-за гидравлических закономерностей течения, для активного управления пограничным слоем. В современной литературе искусственно организованные струи, создаваемые без привлечения внешних источников, получили название «синтетических».

Результаты исследований диффузоров в межтурбинных каналах (стандартной длины и укороченной на 20 %), выполненные в ЦИАМ им. П.И. Баранова (Москва) с помощью RANS/ILES-метода высокого разрешения при перепаде давления  $\Delta p = 5000$  Па, демонстрируют возможность существенного сокращения отрывной зоны в укороченном диффузоре и ее полного устранения в диффузоре исходной конфигурации при использовании синтетических струй [20].

Применительно к основной камере сгорания отбор повышенного давления для организации подачи синтетических струй в пограничный слой входного диффузора целесообразно выполнить в месте наивысшего полного давления по газодинамическому тракту ГТД, т. е. за рабочим колесом последней ступени компрессора [21].

На рис. 4, а представлена схема организации отбора воздуха повышенного давления и последующего возврата в проточную часть ГТД.

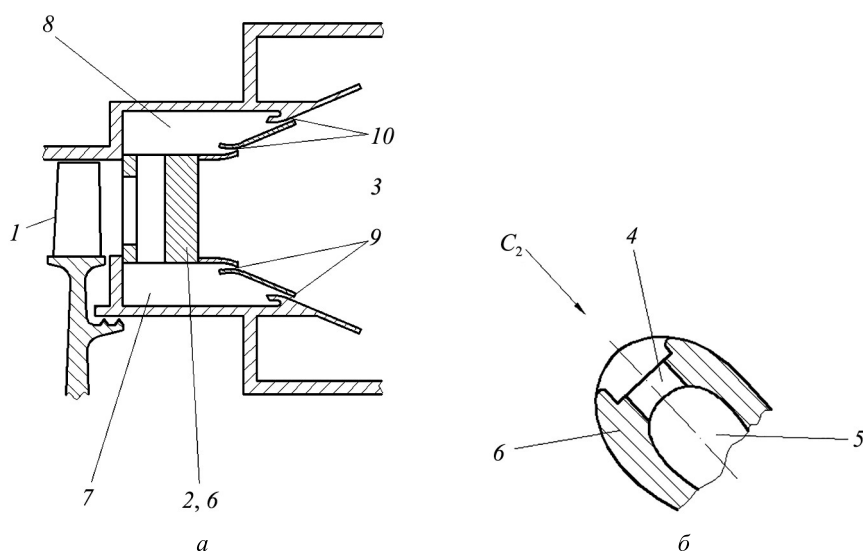


Рис. 4

Работа такого входного устройства камеры сгорания осуществляется следующим образом. Завихренный воздух из рабочего колеса 1 последней ступени осевого компрессора проходит через спрямляющий аппарат 2, где его закрутка устраняется, и поток выравнивается в осевом направлении. Далее воздух поступает в безотрывной диффузор 3 и затем в полость перед фронтовым устройством. При этом одна часть воздуха за рабочим колесом в направлении абсолютной скорости потока  $C_2$  через целевой паз 4 поступает на вход во внутреннюю полость 5 лопаток 6 спрямляющего аппарата и далее в кольцевой канал 7 внутреннего патрубка. Конструкция входной части лопатки приведена на рис. 4, б. Другая часть воздуха аналогичным образом поступает в кольцевой канал 8 наружного патрубка. Из кольцевых каналов 7, 8, являющихся, по сути, ресиверами полного давления на выходе из лопаток рабочего колеса последней ступени компрессора, осуществляется вдув (инжекция) воздуха с повышенным давлением через конические щели 9, 10 вдоль расходящихся конических обечаек.

Активная подача потока воздуха через конические щели 9, 10, в свою очередь, приводит к возрастанию кинетической энергии в пограничном слое, что способствует уменьшению толщины потери им-

пульса – параметра, ответственного за отрыв потока от поверхностей обечаек. Угол раствора при безотрывном течении в диффузоре увеличивается. Для обеспечения стабильного перепада давления в зазорах между коническими обечайками суммарная площадь щелей 9, 10 должна быть 75 % от суммарной площади щелевых пазов лопаток спрямляющего аппарата.

Представленная конструкция обеспечивает активное управление пограничным слоем в расширяющемся канале без потери массы рабочего тела (воздуха) для увеличения угла раствора безотрывного диффузора.

В общем случае из-за значительной доли радиальной и поперечной составляющих скорости взаимодействие крупных вихрей и запутанность потока в центральной полости (ядре потока) способствуют лучшему заполнению канала с расходящимися обечайками и расширению с более равномерным распределением осевых составляющих турбулентного потока. Для устранения эффекта затенения потока в следе за лопатками требуется обеспечить энергетическое насыщение пограничного слоя и изолировать пристенную область от возвратных течений. С этой целью непосредственно за спрямляющим аппаратом предлагается разместить чередующиеся в окружном направлении выпуклые выступы и вогнутые впадины. Их поверхности образованы относительно образующих и ориентированы вдоль оси коаксиальных патрубков [22]. В таком случае в пристенной области коаксиальных патрубков крупномасштабные вихри распадаются на мелкомасштабные завихрения, которые из-за пологой формы выступов и впадин на выходе по потоку упорядоченно малыми дозами взаимодействуют с активным ядром потока. Это способствует диссипации неоднородностей потока на короткой длине, переходу энергии распадающихся вихрей в турбулентный пограничный слой и, как следствие, уменьшению толщины пограничного слоя. В итоге благодаря равномерному потоку на входе в диффузор с энергонасыщенным тонким пограничным слоем создаются условия для увеличения угла раствора расходящегося участка.

С учетом наличия турбулентного потока с крупномасштабными вихрями на входе в безотрывной участок ступенчатого диффузора наиболее эффективным пассивным методом управления пограничным слоем представляется размещение вдоль образующих коаксиальных патрубков продольных ребер [23]. В этом случае (рис. 5) ядро потока в диапазоне между продольными осевыми кромками продольных ребер расширяется, как в обычном безотрывном диффузоре. Отличие состоит в отсутствии ограничивающей поверхности и, как следствие, возможности закрепления зоны отсоединения (разделительного пузыря) за омываемые стенки для формирования возвратных течений.

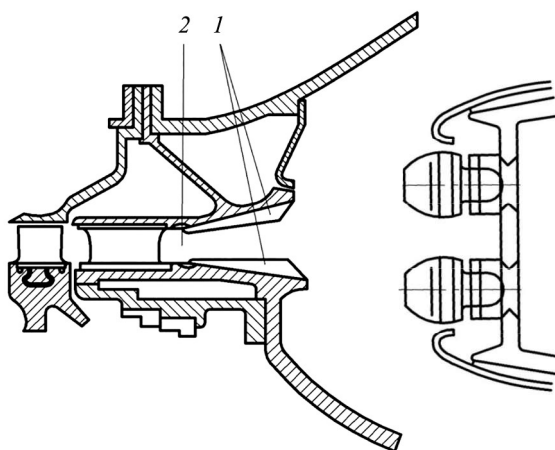


Рис. 5

В пристенной области на коротком успокоительном участке 2 происходит механическое дробление крупномасштабных вихревых структур. Энергия распадающихся вихрей переходит в турбулентный пограничный слой, способствуя уменьшению его толщины, а расширение потока происходит преимущественно в каналах между продольными ребрами 1 с малым углом раствора порядка 1–4°, исключая отрыв потока.

Таким образом, происходит трансформация потока, расширение в ядре осуществляется в радиальном направлении, как в обычном диффузоре, а в пристенной области преимущественно в окружном направлении, между ребрами. Из-за выполнения выходной кромки каждого продольного ребра со скосом относительно образующих наружного и внутреннего коаксиальных патрубков, начиная от выходной кромки безотрывного участка диффузора к ядру потока с углом  $30...60^\circ$  в направлении против потока, обеспечивается растянутый по времени равномерный слив потока в полость камеры сгорания перед жаровой трубой.

Проведенный анализ позволил выделить стадии развития основных частей камеры сгорания (жаровой трубы и входного устройства), обусловленные геометрическим изменением ее конфигурации. Также разработана классификация методов увеличения угла раствора диффузора. Предложены новые технические решения для использования в составе авиационных ГТД, обеспечивающие увеличение угла раствора безотрывного участка ступенчатого диффузора, сокращение длины камеры сгорания и снижение гидравлических потерь на поворот потока при обтекании фронтального устройства.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Бабкин В.И. и др. Развитие авиационных ГТД и создание уникальных технологий // Двигатель. 2013. № 2 (86). С. 2–7.
2. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. М.: Наука, 1974. 712 с.
3. Пискунов С.Е., Попов Д.А., Самойленко Н.А. Общая классификация потерь и обзор моделей вторичных течений в решетках газовых турбин // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2020. № 63. С. 30–39.
4. Палкин В.А. Обзор работ в США и Европе по авиационным двигателям для самолетов гражданской авиации 2020...2040 годов // Авиационные двигатели. 2019. № 3 (4). С. 63–83.
5. Лефевр А. Процессы в камерах сгорания ГТД. М.: Мир, 1986. 566 с.
6. Газотурбинный двигатель: пат. 2613101 Рос. Федерация, № 2015145851; заявл. 26.10.2015; опубл. 15.03.2017, Бюл. № 8.
7. Тарасенко А.Н. и др. Разработка и расчетный анализ обливок малоэмиссионных камер сгорания авиационных двигателей с использованием редуцированного кинетического механизма // Изв. вузов. Авиационная техника. 2025. № 2. С. 128–136.
8. Идельчик И.Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям. М.: Машиностроение, 1992. 672 с.
9. Дейч М.Е. Техническая газодинамика. М. – Л.: Госэнергоиздат, 1961. 671 с.
10. Повх И.Л. Техническая газодинамика. Л.: Машиностроение, 1976. 504 с.
11. Зарянкин А.Е. Основы физического моделирования, элементы теории размерностей и примеры ее практического использования в задачах гидрогазодинамики. М.: МЭИ, 2017. 120 с.
12. Грибин В.Г., Дмитриев С.С., Парамонов А.Н. Аэродинамическое совершенствование осерадиального диффузорного выходного патрубка газотурбинной установки // Вестник Московского энергетического института. 2015. № 2. С. 44–50.
13. Herdzyk J. Impact of Pressure Drop in Combustion Chamber on Gas Turbine Performance // Journal of Civil Engineering and Transport. 2020. Vol. 2. № 3. P. 131–138.
14. Веретенников С.В. Снижение гидравлических потерь в отрывном диффузоре камеры сгорания газотурбинного двигателя путем управления пограничным слоем: Автореф. дис. ... канд. техн. наук. Рыбинск, 2008. 16 с.
15. Плоский диффузор: пат. 2820363 Рос. Федерация, № 2023128644; заявл. 6.11.2023; опубл. 3.06.2024, Бюл. № 16.
16. Воздухозаборник воздушно-реактивного двигателя: пат. 2820363 Рос. Федерация, № 2024100226; заявл. 9.01.2024; опубл. 23.07.2024, Бюл. № 21.
17. Прандтль Л., Титъенс О. Гидро- и аэромеханика. М.: 1935. Т. 2. 283 с.
18. А. с. 141488 РФ (СССР), МПК F01D25/30; F01D9/02. Диффузор / Р.И. Дьяконов, И.Г. Гоголев, А.А. Климцов (РФ). № 7225669/24-6; заявл. 20.03.1961; опубл. 1961. Бюл. № 19.
19. Cornell W.G. et al. US Patent 3216455, 1965.
20. Потехина И.В., Любимов Д.А. Численное исследование управления с помощью синтетических струй отрывными течениями в переходных межтурбинных диффузорах // Наука и образование: Научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2015. № 1. С. 68–86.
21. Входное устройство кольцевой камеры сгорания: пат. 2822979 Рос. Федерация, № 2024102761; заявл. 5.02.2024; опубл. 16.07.2024, Бюл. № 20.
22. Входное устройство кольцевой камеры сгорания: пат. 2823833 Рос. Федерация, № 2024102703; заявл. 2.02.2024; опубл. 30.07.2024, Бюл. № 22.

23. Входное устройство кольцевой камеры сгорания: пат. 2845759 Рос. Федерация, № 2024138817; заявл. 23.12.2024; опубл. 25.08.2025, Бюл. № 24.

Поступила в редакцию 20.08.25

После доработки 9.09.25

Принята к публикации 9.09.25

## **Current State, Development Trends, and New Technical Solutions in the Field of Inlet Devices for Main Combustion Chambers of Gas Turbine Engines**

I.N. VOLKOV AND V.L. VARSEGOV

Tupolev Kazan National Research Technical University, Kazan

*The current level of development and evolutionary stages of inlet devices for annular combustion chambers are determined. The problematic area in the design of combustion chamber inlet devices is identified. Examples of engineering approaches to reducing the length of the attached flow section in a stepped diffuser are presented.*

**Gas turbine engine, combustion chamber, combustion chamber inlet diffuser**