

НЦМУ «Сверхзвук» в тематике разработки авиационных двигателей

Ланшин А.И., Комратов Д.В., Постников А.А.

Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, г. Москва

e-mail: dvkomratov@ciam.ru

Представлены цели научных центров мирового уровня и роль ЦИАМ в НЦМУ «Сверхзвук». Отражена актуальность проблемы разработки сверхзвукового пассажирского самолета и обозначен ряд проблем, связанных с его созданием, важнейшими из которых применительно к силовой установке являются высокая топливная экономичность, шум на местности, эмиссия вредных веществ, ресурс двигателя, устойчивая работа в условиях большой неоднородности потока на входе в двигатель. По всем этим направлениям начаты исследования и получены предварительные результаты. Приведены показатели ЦИАМ в лаборатории «Газовая динамика и силовая установка», и отмечена роль лаборатории в консорциуме НЦМУ «Сверхзвук».

Ключевые слова: сверхзвук, научный центр мирового уровня, сверхзвуковой пассажирский самолет

The World-Class Research Center “Supersonic” in the field of aircraft engine development

Lanshin A.I., Komratov D.V., Postnikov A.A.

CIAM, Moscow

The article presents the goals of world-class research centers and the role of CIAM in the WCRC “Supersonic”. The relevance of the problem of developing a supersonic passenger aircraft is reflected. A number of problems associated with its creation are identified, the most important of which are related to the propulsion system: high fuel efficiency, environmental noise, emission of harmful substances, engine life, and stable operation in conditions of large flow non-uniformity at the engine inlet. Research has begun in all areas, and preliminary results have been obtained. The indicators of the CIAM laboratory “Gas dynamics and propulsion system” are provided and its role in the consortium of the WCRC “Supersonic” is noted.

Keywords: supersonic, world-class research center, supersonic passenger aircraft

Введение

Научные центры мирового уровня (НЦМУ) РФ имеют основной целью осуществление прорывных исследований фундаментального и поискового характера, направленных на решение задач, соответствующих мировому уровню актуальности и значимости. НЦМУ разного типа решают задачи в разных научных областях: в области математических и смежных наук, в области геномных исследований и разработок генетических технологий, включая технологии генетического редактирования, а также в научных областях, приоритетных для научно-технологического развития Российской Федерации.

Программа НЦМУ утверждена постановлением Правительства РФ от 30 апреля 2019 г. № 538 «О мерах государственной поддержки создания и развития научных

центров мирового уровня» и реализуется в рамках государственной программы «Научно-технологическое развитие Российской Федерации», утвержденной постановлением Правительства от 29 марта 2019 года № 377. НЦМУ уже осуществляют 17 проектов, а в дальнейшем их количество будет только увеличиваться.

НЦМУ «Сверхзвук». В 2019 году ЦАГИ, ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, МГУ им. М.В. Ломоносова, МАИ, ПФИЦ УрО РАН, ГосНИИАС и ЦИАМ им. П.И. Баранова образовали консорциум, который успешно прошел конкурсный отбор по программе НЦМУ.

Цель НЦМУ «Сверхзвук» – разработка методического аппарата и проведение фундаментальных исследований в обеспечение создания сверхзвуковых пассажирских самолетов (СПС) второго поколения и их силовых установок (СУ).

Программа исследований очень обширна, ее реализуют пять лабораторий:

- лаборатория № 1 «Аэродинамика и концептуальное проектирование сверхзвукового пассажирского самолета с низким звуковым ударом»;

- лаборатория № 2 «Аэроакустика и вибрации»;

- лаборатория № 3 «Прочность и интеллектуальные конструкции»;

- лаборатория № 4 «Газовая динамика и силовая установка»;

- лаборатория № 5 «Искусственный интеллект и безопасность полетов».

Все исследования включают в себя разработку методического аппарата, который позволит обеспечить на основе результатов фундаментальных исследований создание СПС нового поколения.

Роль ЦИАМ в НЦМУ «Сверхзвук». ЦИАМ наряду с другими участниками консорциума должен обеспечить решение актуальной проблемы – разработку передовых методик проектирования и обеспечения работоспособности СУ для СПС.

Только за последние 10 лет появилось около десяти зарубежных проектов по разработке СПС, но основной проблемой остается создание СУ с необходимыми характеристиками по тяге и экономичности в условиях жестких экологических норм.

Под руководством ЦИАМ лаборатория «Газовая динамика и силовая установка», где работают и специалисты МАИ, выполняет широкий спектр работ для создания силовой установки СПС:

- фундаментальные исследования с целью создания входных устройств, обеспечивающих безопасную и эффективную работу двигателя в полетных условиях;

- фундаментальные исследования физических процессов и разработку методов расчета генерации широкополосного шума в узлах и элементах двигателя;

- фундаментальные исследования по физическим основам выявления источников образования вредных веществ;

- исследования влияния входной неравномерности на условия работы, характеристики и запасы газодинамической устойчивости вентиляторов и компрессоров с целью повышения эффективных характеристик СУ для перспективных СПС;

- исследования технологий применения в горячих частях двигателя (камера сгорания, турбина) высокотемпературных композиционных материалов на основе керамики с целью обеспечения требуемого ресурса и надежности;

- создание комплекса математических моделей СУ и СПС в целом, в том числе моделей экономического анализа;

- расчетное исследование распространения загрязнений в зоне аэропорта.

Одно из направлений стратегии научно-технического развития Российской Федерации – «Переход к передовым цифровым, интеллектуальным производственным технологиям, роботизированным системам, новым материалам и способам конструирования, создание систем обработки больших объемов данных, машинного обучения и искусственного интеллекта». Так, поставленные в программе научных исследований лабораторией задачи направлены на цифровизацию процесса создания силовых установок для новых летательных аппаратов (ЛА). Исследования призваны пополнить сектор отечественного прикладного программного обеспечения как инженерными методиками, так и валированными алгоритмами численного 3D-моделирования, в том числе и для суперкомпьютерных систем.

Несмотря на имеющийся в авиационной промышленности тренд на цифровизацию исследований и разработок, по-прежнему остается актуальной задача экспериментальной отработки. Большинство узлов, необходимых для СПС, не испытывались в полной мере, а многие физические процессы требуют детального экспериментального исследования. Однако измерение некоторых характеристик процессов представляет сложность, и они могут быть получены с помощью численного моделирования. Именно такой комплексный подход позволит получить наиболее полную информацию о процессах и повысить качество разработки узлов.

Обладая передовыми методиками проектирования узлов, возможно разрабатывать узлы с высокими характеристиками, однако такой подход не отражает их влияния на параметры двигателя, СУ и ЛА в целом. Поэтому стратегия работы лаборатории предполагает разработку и учет факторов влияния на ключевые параметры полетного цикла. Так, с помощью одномерных методик разрабатывается модель двигателя, характеристики которого становятся требованиями к узлам. В результате формирования перспективных узлов разрабатываются уточненные, в том числе трехмерные, модели, характеристики которых, в свою очередь, уточняют комплексную модель СУ и ЛА в целом. При таком подходе на каждой итерации циклического исследования и совершенствования узла должно быть учтено его влияние на интегральные характеристики двигателя, СУ и ЛА.

Формирование математической модели силовой установки СПС и выбор ее проектных параметров

Исследования комплекса разнообразных проблем в области создания перспективного СПС проводятся

на протяжении ряда десятилетий, однако при планировании даже предстоящих работ уделяется недостаточное внимание к начальному этапу проектирования – этапу формирования концепции СУ и ЛА, интеграции и согласованию проектных параметров отдельных подсистем в единой сложной системе, способной учитывать противоречивые и до конца не сформированные требования, предъявляемые к СПС нового поколения. Поэтому создание комплексной системы автоматизированного проектирования, включающей методы многофакторной многокритериальной оптимизации, позволяющей сравнительно быстро формировать рациональные облики двигателей в составе СУ и СПС в целом по комплексу наиболее значимых показателей совершенства, является весьма актуальной задачей.

Для формирования требований к математическим моделям проведен анализ возможных решений по двигателю и силовой установке для перспективных СПС и выполнен обзор существующих решений. Двигатели проектов сверхзвуковых самолетов 1990-х годов были выполнены по двухконтурной схеме, имели относительно низкую степень двухконтурности и параметры в основном на уровне двигателей четвертого поколения ($T_{г\max}^* \approx 1550 \dots 1650$ К). Для обеспечения комплекса характеристик во всем диапазоне эксплуатационных режимов ожидается применение схемы силовых установок с большим количеством регулируемых элементов.

На основе анализа сформулирована развернутая программа будущего комплексного исследования, посвященного разработке и отладке комплексной математической модели для формирования облика перспективного сверхзвукового гражданского самолета и предварительного выбора его проектных параметров и параметров СУ.

Предварительно выбрано пространство варьируемых параметров:

- параметры завязки (основные проектные параметры) СПС: тяговооруженность самолета (R_0/G_0), определенная по взлетной тяге (R_0), и удельная нагрузка на крыло ($G_0/S_{кр}$);

- основные параметры рабочего процесса двигателя в крейсерских условиях: температура газа в горле соплового аппарата турбины высокого давления ($T_{г.кр}^*$) (либо температурная раскрутка, $\Delta T_{г.кр}^*$), суммарная степень повышения давления ($\pi_{\Sigma кр}^*$), а также степень двухконтурности ($m_{кр}$).

В качестве основных критериев при формировании оптимальных параметров СУ СПС целесообразно рассматривать практическую дальность полета по сверхзвуковому и дозвуковому профилям, потребную для прерванного-продолженного взлета длину взлетно-посадочной полосы ($L_{ВПП}$), а также экологические показатели с учетом экономических оценок.

С учетом отобранных целевых показателей комплекс должен включать в себя математические модели

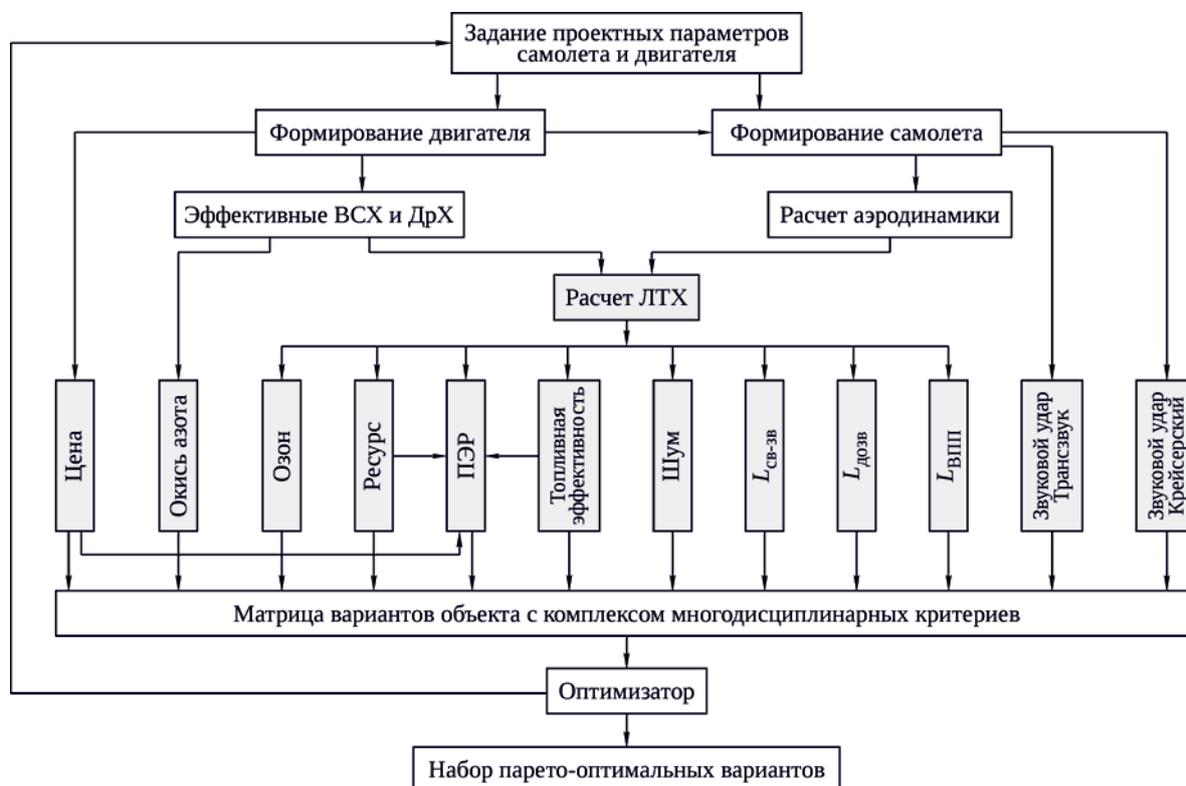


Рис. 1. Архитектура комплексной математической модели

двигателя, СУ, завязки самолета, летно-технических (ЛТХ), взлетно-посадочных и акустических характеристик, а также модуль многокритериальной многофакторной оптимизации. Также комплексная математическая модель должна иметь открытую архитектуру, позволяющую заменять отдельные расчетные компоненты и дополнять ее новыми блоками (рис. 1; ВСХ и ДрХ – высотно-скоростные и дроссельные характеристики, ПЭР – прямые эксплуатационные расходы, $L_{\text{св-зв}}$ и $L_{\text{дозв}}$ – дальность сверхзвукового и дозвукового полета).

Математическая модель СУ должна обеспечивать определение эффективных характеристик СУ при числе Маха в диапазоне $0 \dots 2,5$ с возможностью математического описания широкого регулирования ее элементов. В состав математической модели должны входить модули входного устройства, двигателя и выходного устройства, режимы работы которых должны быть согласованы по условиям совместной работы с учетом уравнений сохранения расхода рабочего тела, энергии и импульса. При этом математическая модель СУ дополнена разработанной еще в XX веке моделью «параллельных компрессоров», которая позволяет учитывать влияние неравномерности потока на входе в двигатель на его характеристики (рис. 2).

Модуль входного устройства должен обеспечивать проектировочный расчет и расчет характеристик входного устройства сложной пространственной геометрии. Модуль газотурбинного двигателя должен позволять выполнять расчеты внутренних параметров ТРДД с заданными на расчетном режиме параметрами термодинамического цикла и степени двухконтурности с учетом возможности применения различных законов регулирования и программ управления. Модуль выходного устройства должен обеспечивать расчет как коэффициента тяги сопла, так и коэффициента внешнего аэродинамического сопротивления кормовой части мотогондолы.

Разработаны базовые программные решения инженерной математической модели силовой установки СПС. Разработан алгоритм согласования входного устройства, двигателя и выходного устройства по расходу газа и параметрам рабочего тела. В части математического

моделирования выходного устройства отработано применение методики ЦАГИ, которая представляет собой алгебраические зависимости, обобщающие результаты теоретических, численных и экспериментальных исследований характеристик регулируемых выходных устройств разной схемы [1]. Реализована аппроксимация двухпараметрических зависимостей интегральных характеристик воздухозаборников сложной формы с помощью двумерных сплайнов.

На основе реализованных базовых программных решений выполнены предварительные параметрические исследования. Следует отметить, что для двигателя СПС очень важно обеспечить оптимальные параметры цикла, степень двухконтурности и высокую топливную эффективность, чтобы обеспечить минимальный вес ЛА и максимальную дальность полета. Так, проведено исследование влияния проектных параметров двигателя на его топливную эффективность в условиях сверхзвукового полета ($H = 18$ км, $M = 1,8$, отбор мощности 150 кВт). Повышение T_r^* с 1575 до 1875 К и $\pi_{\text{к}\Sigma}^*$ с 10 до 20 соответственно (уровни для двигателей IV...V++ поколения) позволяет снизить удельный расход топлива (C_R) на 4...6%. Проведено исследование влияния на удельный расход топлива эффективности узлов двигателя и потерь полного давления по тракту. Влияние резко усиливается с ростом степени двухконтурности двигателя. Наибольшее влияние имеет коэффициент скорости сопла: снижение φ_c на 1% приводит к увеличению удельного расхода топлива на 2,4% даже при степени двухконтурности $m = 1$.

Также проведено исследование двигателей нетрадиционных схем: двигателей с регулируемым смесителем; трехконтурных двигателей, выполненных по схеме с перепуском воздуха в третий контур между ступенями вентилятора; двигателей (силовых установок) с дополнительным выносным вентилятором, имеющим привод от ротора низкого давления. Подразумевается, что двигатели подобных схем могут работать как по сложным схемам, так и по схеме традиционных ТРДД.

Применение схемы с регулируемым смесителем позволяет существенно повысить тягу на ряде режимов.

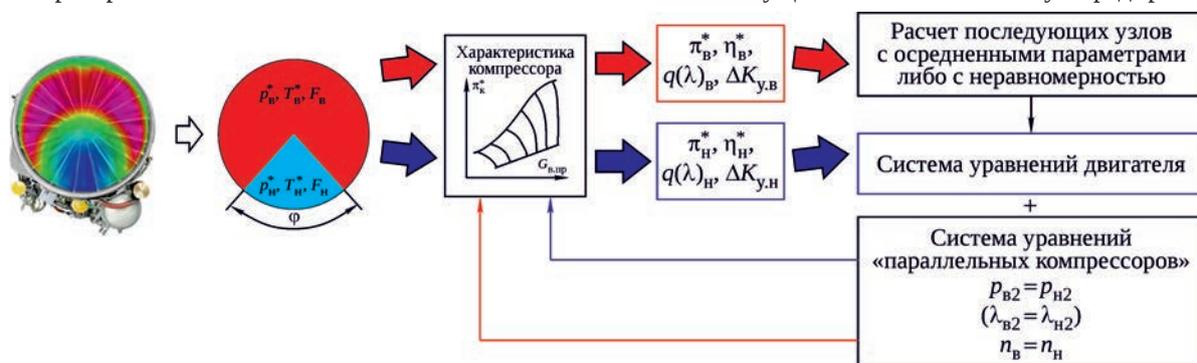


Рис. 2. Модель «параллельных компрессоров»

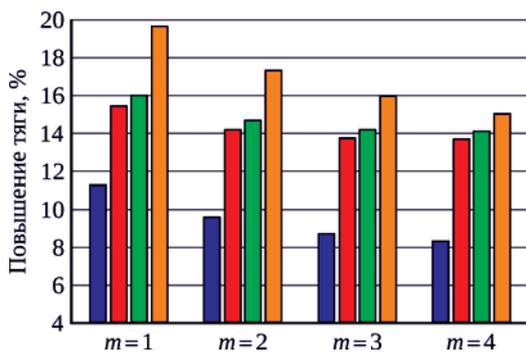


Рис. 3. Характеристики ТРДД СУ СПС при применении схемы с регулируемым смесителем ($H=0\dots 18$ км, $M=0\dots 1,8$)

Так, на трансзвуковом режиме повышение тяги может достигать 15% при некотором (на 2...3%) увеличении удельного расхода топлива (рис. 3). Температура газа при этом повышается примерно на 100 К, не достигая максимального значения.

В трехконтурных двигателях задействование третьего контура приводит к снижению тяги на крейсерском режиме приблизительно на 5% с одновременным увеличением удельного расхода топлива в пределах 2%. Величина температуры газа при этом снижается на 10...30 К.

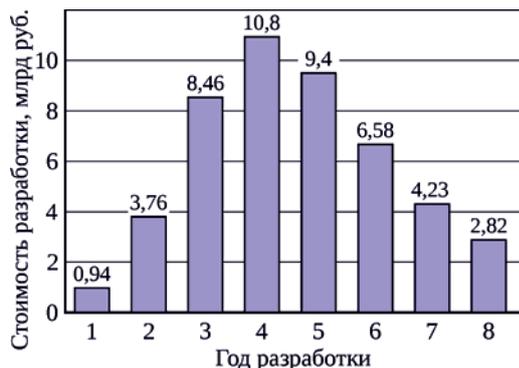


Рис. 4. Стоимость разработки (ОКР) двигателя для СПС

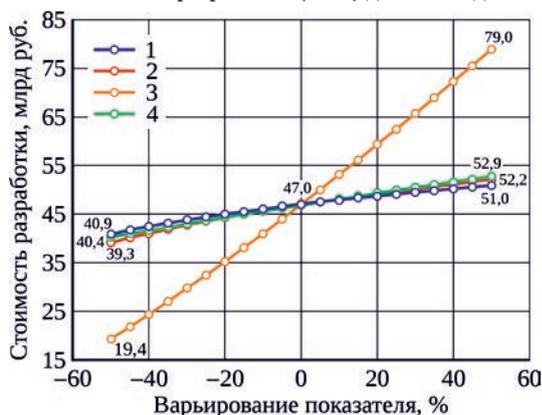
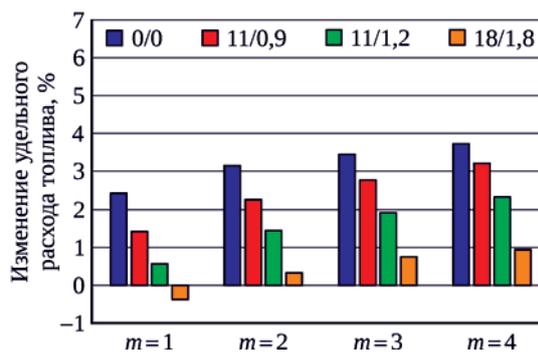


Рис. 5. Влияние проектных параметров на стоимость разработки (ОКР) двигателя:

- 1 – суммарная степень повышения давления ($\pi_{\Sigma \text{взл}}^*$);
- 2 – расход воздуха на взлетном режиме ($G_{\text{взл}}$);
- 3 – максимальная температура газа перед турбиной ($T_{\text{г}}^*$);
- 4 – степень двухконтурности ($m_{\text{взл}}$)



Применение схемы с дополнительным выносным вентилятором позволяет повысить тягу на ряде режимов на 20...40%. При этом в условиях дозвукового полета повышается экономичность в пределах 4%. Увеличение температуры газа может достигать 150...200 К.

Немаловажно при проектировании СУ учитывать экономические показатели разработки. На основе методического аппарата ЦИАМ, базирующегося на применении статистических моделей, проведена доработка экономической модели создания силовой установки, включая опытно-конструкторские работы [2]. Рассмотрены подходы к оценке затрат, связанные с разработкой вариантов двигателей для СУ с разной степенью двухконтурности, $m = 1\dots 4$. Получено, что разработка двигателя может занять около восьми лет, а суммарные затраты составят ~47 млрд руб. (рис. 4). Однако при изменении проектных параметров следует ожидать как изменения сроков разработки, так и ее стоимости. С помощью данной модели получено, что наибольшее влияние на стоимость разработки двигателей при прочих равных условиях оказывает максимальная температура газа перед турбиной (рис. 5).

Ожидаемые результаты работы лаборатории

С помощью одномерных моделей двигателя могут быть предварительно получены проектные параметры силовой установки, однако отдельного фундаментального исследования требует изучение возможности реализации узлов с характеристиками, обеспечивающими создание СУ, а также изучение физических основ протекающих процессов.

При создании СПС второго поколения возникает ряд проблем. Одна из них – создание входных устройств, обеспечивающих безопасную работу двигателя в полетных условиях. Следует отметить, что проблема звукового удара накладывает ограничения на интеграцию и облик входных устройств. Располагаемые над фюзеляжем воздухозаборные устройства работают в возмущенном потоке и должны обеспечивать ста-

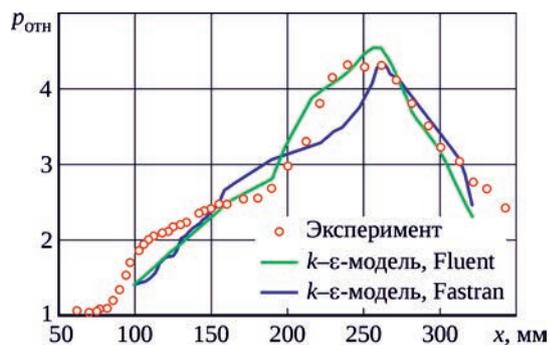


Рис. 6. Распределение относительного давления в области взаимодействия скачка уплотнения

бильную работу на всех режимах полета. Поэтому в лаборатории ведутся работы по исследованию взаимодействия скачка уплотнения с пограничными слоями, так как отрыв потока на входе в воздухозаборник существенно снижает характеристики двигателя и может приводить к помпажу.

Так, было показано, что возможны два типа взаимодействия, характер которых зависит от ряда параметров. На текущем этапе работы проведены расчеты в усло-

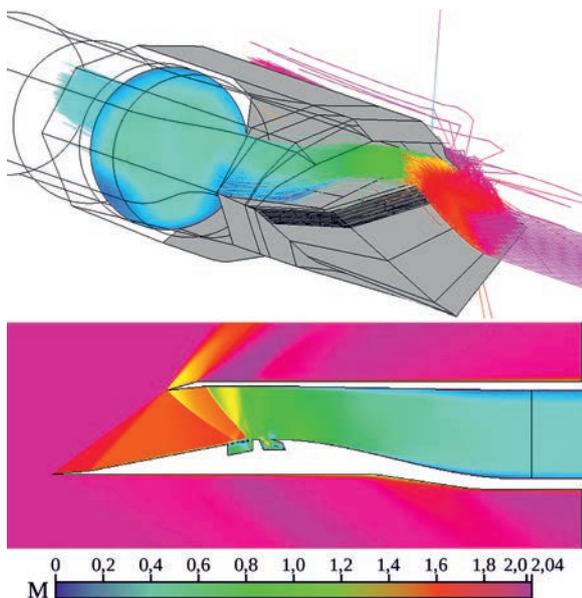


Рис. 7. Картины течения в воздухозаборном устройстве при $M = 1,9$

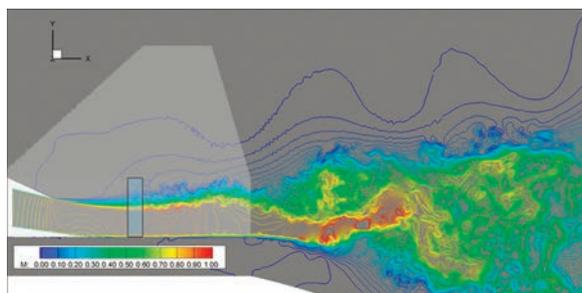


Рис. 8. Поле изолиний числа Маха для плоского прямоугольного сопла

виях, соответствующих эксперименту в [3]. По результатам моделирования проведена валидация по данным эксперимента (рис. 6) и получены необходимые параметры математической модели для корректного исследования влияния числа Рейнольдса на распределение давления по длине поверхности.

Также для разработки математической модели воздухозаборного устройства на основе аппроксимационных многомерных полиномов и задела по интеграции с фюзеляжем ЛА проведено трехмерное численное моделирование течения в модели пространственного воздухозаборного устройства при числе Маха в диапазоне $0,25 \dots 1,9$. Получено распределение газодинамических параметров (рис. 7), а также интегральные характеристики, которые в угловой точке дроссельной характеристики на крейсерском режиме полета составили: коэффициент расхода – 0,942, коэффициент восстановления полного давления – 0,927.

Еще одна проблема создания СПС связана с акустикой. Значительный вклад в уровень шума от самолета на взлете, при наборе высоты и посадке вносит шум струи, для снижения которого применяются разные способы управления в выходных устройствах. В рамках исследований, проводимых лабораторией, рассматриваются различные конфигурации выходного устройства с целью возможного снижения шума струи СУ. Рассматриваются также сопла с прямоугольным сечением. Из экспериментальных работ ЦИАМ, проведенных ранее, известно, что в соплах такой конфигурации при дозвуковом перепаде генерировались сильные тональные составляющие шума, исчезающие при переходе к сверхзвуковому режиму истечения. При наличии пластины на выходном устройстве отмечалось наличие тоновых составляющих в шуме, проявляющихся тем сильнее, чем длиннее пластина. Данная конфигурация представляет возможности по снижению шума, и именно для нее проведены расчетные исследования по выявлению источников шума при настройке вычислительных методов. Применялся зонный RANS-IDDES-метод [4; 5], с помощью которого получено, что при сопоставлении частоты основного тона и структуры поля Фурье для него (рис. 8) полученные на разных сетках и с разным разбиением на области URANS и LES поля близки, а значит явление нечувствительно к URANS-описанию начального участка слоя смешения. Проведена верификация численных подходов, получены предварительные поля распределения параметров (рис. 9).

В условиях ужесточающихся норм по выбросам вредных веществ необходимо также обладать методиками расчета индексов эмиссии и выявления источников образования вредных веществ. При определении таких параметров камеры сгорания двигателя, как устойчивость работы и энергоэффективность, а также

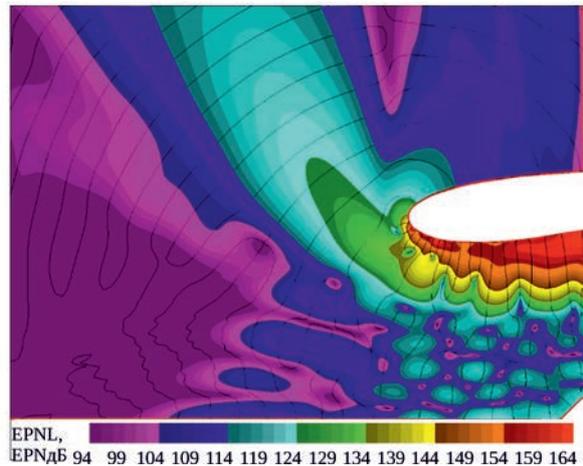
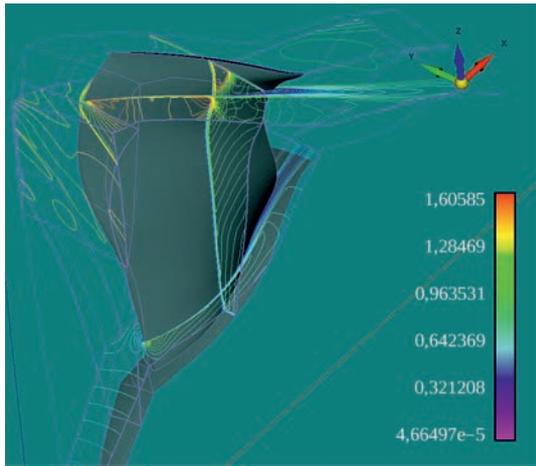


Рис. 9. Поля параметров на лопатке вентилятора и в дозвуковом канале воздухозаборного устройства

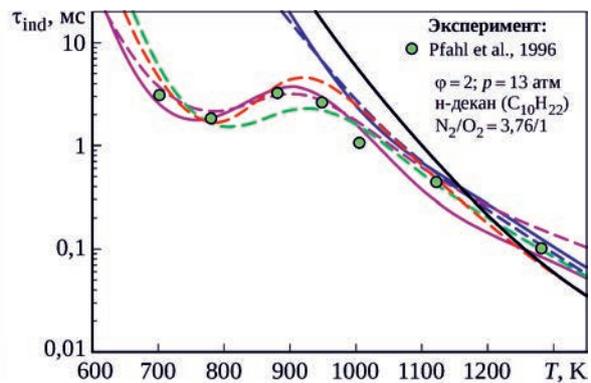
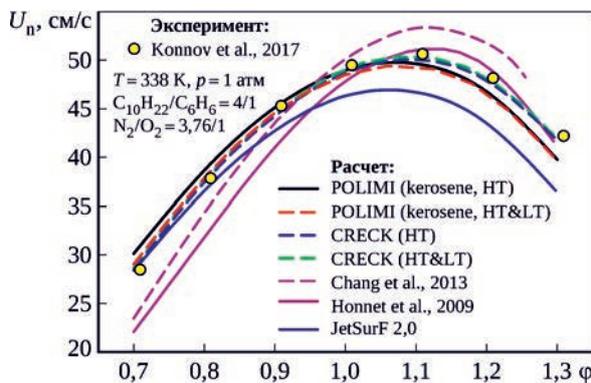


Рис. 10. Валидация кинетических механизмов химических реакций в камере сгорания

индексов эмиссии загрязняющих атмосферу веществ необходимо иметь кинетический механизм реализации химических реакций, позволяющий моделировать процессы воспламенения и горения авиационного топлива, как с точки зрения времени задержки воспламенения и удельного энерговыделения, так и с точки зрения правильного описания процесса образования вредных веществ (NO_x , CO, несгоревшие углеводороды) в тракте двигателя. Специалистами ЦИАМ проведен анализ кинетических механизмов химических реакций по определению скорости ламинарного фронта пламени и времени индукции в широком диапазоне температуры, давления и коэффициента избытка воздуха для чистого н-декана и суррогата керосина (смесь н-декана с бензолом). Всего рассмотрено семь кинетических механизмов, позволяющих моделировать воспламенение и горение тяжелых углеводородов. В результате валидации (рис. 10) по экспериментальным данным выбран механизм CRECK (HT<) [6]. Данный механизм позволяет с достаточной точностью определять индекс эмиссии NO_x .

Большинство исследований для создания СПС могут оказаться неактуальными, если двигатель не будет иметь необходимый ресурс. Температуры цикла для обеспечения крейсерского полета очень высоки. Следует отме-

тить, что даже для маневренной летательной техники нахождение двигателя на режимах близких к максимальным составляет до 10%, тогда как для СПС это время будет составлять до 80% полетного цикла. Именно поэтому важно обеспечить необходимый ресурс в горячих частях двигателя, для чего необходимо применение технологий высокотемпературных композиционных материалов на основе керамики [7; 8]. В нашей стране в настоящее время отсутствуют развитая экспериментальная база, технологии изготовления и методики конструкционного проектирования изделий с применением композиционных материалов.

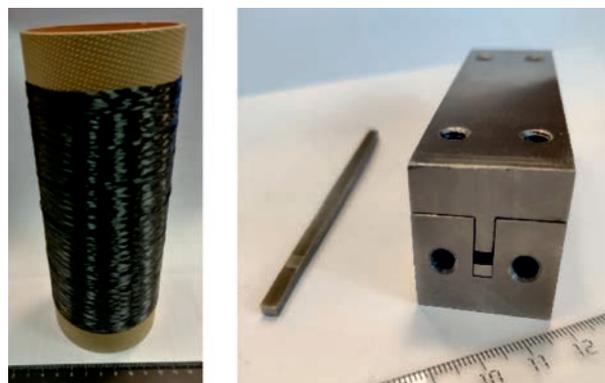


Рис. 11. Волокна SiC и оснастка для изготовления образцов

В рамках программы исследования определен минимальный перечень необходимого экспериментального оборудования для испытаний стандартных образцов из керамических композиционных материалов ($\text{SiC}_f/\text{SiC}_m$) на прочность, разработан перечень основных программ и методик испытаний для образцов, конструктивно подобных элементов из керамического композиционного материала. Разработана технологическая оснастка для изготовления и формования экспериментальных образцов на трех- и четырехточечный изгиб при комнатной и повышенной (до 1500°C) температуре. Оснастка позволяет производить выкладку волокон SiC с фиксацией в натянутом состоянии и формованием образцов с различными размерами (рис. 11).

Научный уровень лаборатории ЦИАМ

Наряду с научно-техническими аспектами проекты НЦМУ и программа исследований лаборатории «Газовая динамика и силовая установка» подразумевают формирование кадрового потенциала, публикационную активность и трансфер научных знаний.

Лаборатория на базе ЦИАМ лидирует по наличию в своем составе ведущих ученых. В соответствии с определением проекта НЦМУ, ведущий ученый – это исследователь, имеющий за последние два года не менее одной статьи в изданиях первого и второго квартиля, индексированных в международных базах данных, или не менее одного патента на изобретение за рубежом. В лаборатории уже насчитывается пять таких специалистов, двое из них моложе 39 лет. Доля молодых исследователей в лаборатории составляет 35%, а к 2025 году должна достичь 41,7%, при этом доля работ, проводимых под руководством молодых исследователей, составляет 11,8%.

Для формирования кадрового потенциала в лаборатории разрабатываются обучающие программы по

актуальным проблемам и направлениям. В 2021 году разработаны две образовательные программы: «Решение задач аэроакустики с использованием современных вихреразрешающих методов» (реализована в 2021 году) и «Методы и средства моделирования авиационных ГТД» (будет реализована в 2022 году). Программы будут направлены на формирование школы исследователей, использующей зонный подход при решении задач аэродинамики и аэроакустики в постановке LES, и школы по созданию перспективных программных средств моделирования авиационных ГТД и силовых установок СПС.

Большое значение имеет всестороннее обсуждение сложных проблем, возникающих при создании СПС, поэтому важной задачей для лаборатории будет организация и участие в тематических семинарах, конференциях и форумах, а также публикация результатов в рецензируемых изданиях, индексированных международными базами Web of Science и Scopus. В 2021 году опубликованы и приняты к публикации две статьи в международных журналах, а также организованы круглый стол «Гражданский сверхзвуковой полет. Задачи и перспективы» в рамках конференции ICAM и секция «Прочность деталей турбомашин» на конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения» в г. Самаре.

Все эти достижения находят свое отражение в показателях лаборатории, приведенных в таблице.

Заключение

Успех разработки СПС второго поколения будет зависеть от множества факторов, зачастую не входящих в область компетенции сотрудников лаборатории на базе ЦИАМ. Коллективу в ближайшей перспективе предстоит решать задачи в разных направлениях. Реализация данного проекта НЦМУ и программы исследова-

Таблица. Показатели ЦИАМ в лаборатории «Газовая динамика и силовая установка»

Показатель	2021	2022	2023	2024	2025
Разработка образовательных программ	2	2	2	1	0
Количество публикаций ¹⁾	2	1	1	1	1
Организация конференций и семинаров	6	3	уточняется	уточняется	уточняется
Ведущие ученые ²⁾ , из них молодые исследователи ³⁾	5 2	5 2	5 2	6 2	6 2
Научные сотрудники, из них молодые исследователи ³⁾	15 5	16 6	18 7	19 8	19 8
Доля молодых исследователей, %	35	38,1	40,9	41,7	41,7
Доля исследований под руководством молодых ученых, %	11,8	13	13	14,3	уточняется
Всего сотрудников	35	38	40	43	43

¹⁾ В научных изданиях первого и второго квартилей, индексированных в международных базах WoS, Scopus. ²⁾ Исследователь, имеющий за последние два года не менее одной статьи в изданиях первого и второго квартиля, индексированных в международных базах данных, или не менее одного патента на изобретение за рубежом. ³⁾ До 39 лет.

ний лаборатории на базе ЦИАМ не предполагает создания демонстраторов, опытных образцов, однако будут получены результаты на долгосрочную перспективу – методики и способы для разработки сверхзвуковой пассажирской техники.

Лишь малой частью результатов в соответствии с программой исследований лаборатории будут следующие:

– подтвержденные с использованием программно-аппаратного комплекса «Цифровая модель силовой установки для СПС» проектные решения по силовой установке;

– рекомендации по выбору материалов в горячей части двигателя;

– рекомендации по выбору схем СУ и их узлов;

– предложения в дорожную карту создания и развития СПС;

– рекомендации по отработке демонстратора СУ для СПС.

Важными результатами будут знания, полученные в поисковых исследованиях, а также сам сформированный коллектив лаборатории.

Публикация подготовлена в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020...2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (соглашение от 24 июня 2021 г. № 075-15-2021-605).

Литература

1. Лаврухин Г.Н., Иванькин М.А., Талызин В.А. Аэрогазодинамика реактивных сопел : в 3 т. М. : Физматлит, 2017.
2. Программа для оценки технико-экономической эффективности авиационного двигателестроения с учетом рисков («СТЭРАД») : свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2020663105 / Смоляков О.А., Оздоева Э.А., Поляков А.Р. ; правообладатель Центр. ин-т авиац. моторостроения им. П.И. Баранова. № 2020661781, заявл. 07.10.2020 ; опублик. 22.10.2020, Бюл. № 11.
3. Belyanin N.M., Stepanov V.A. Research of a shock wave interaction with a “thick” boundary layer at Mach numbers $M=3-4$. 1999. (9th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference : 1-5 November 1999, Norfolk, VA, U.S.A. ; AIAA 99-4857).
4. Unsteady simulations of a fan/outlet-guide-vane system. Part 3: Broadband noise computation / T. Suzuki, and Ph.R. Spalart, M.L. Shur, M.Kh. Strelets and A.K. Travin. 2018. 18 p. (2018 AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference : June 25-29, 2018, Atlanta, Georgia ; AIAA 2018-3918).
5. Шорстов В.А., Макаров В.Е. Развитие зонного RANS-IDDES-подхода к моделированию обтекания тел с целью снижения требований к вычислительным ресурсам при решении задач аэроакустики // Ученые записки ЦАГИ. 2019. Т. 50, № 6. С. 41-52.
6. Hierarchical and comparative kinetic modeling of laminar flame speeds of hydrocarbon and oxygenated fuels / E. Ranzi, A. Frassoldati, R. Grana, A. Cuoci, T. Faravelli, A.P. Kelley, C.K. Law // Progress in Energy and Combustion Science. 2012. Vol. 38, iss. 4. P. 468-501.
7. Светлов И.Л., Чубаров В.М., Булагина Т.И. Прочность при растяжении однонаправленного боралюминиевого композиционного материала // Композиционные металлические материалы. М. : ОНТИ, 1972. С. 82-90.
8. Padgett W.J., Durham S.D., Mason A.M. Weibull analysis of the strength of carbon fibers using linear and power law models for the length effect // Journal of Composite Materials. 1995. Vol. 29, iss. 14. P. 1873-1884.

References

1. Lavrukhin G.N., Ivan'kin M.A., Talyzin V.A. Aerogazodinamika reaktivnykh sopel [Aerogasodynamics of jet nozzles] in 3 volumes. Moscow: Fizmatlit, 2017.
2. Smoliakov O.A., Ozdueva E.A., Poliakov A.R. Programma dlia otsenki tekhniko-ekonomicheskoi effektivnosti aviatsionnogo dvigatelestroeniia s uchetom riskov (“STERAD”) [The software for evaluation of technical and economic efficiency of aviation engine development with risk assessment (“STARAD”)] : certificate of state registration of the computer program No. 2020663105; copyright holder – Central Institute of Aviation Motors. No 2020661781, application on 07.10.2020; published on 22.10.2020, Bulletin No. 11.
3. Belyanin N.M., Stepanov V.A. Research of a shock wave interaction with a “thick” boundary layer at Mach numbers $M=3-4$. 1999. (9th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference : 1-5 November 1999, Norfolk, VA, U.S.A. ; AIAA 99-4857).

-
4. Unsteady simulations of a fan/outlet-guide-vane system. Part 3: Broadband noise computation / T. Suzuki, and Ph.R. Spalart, M.L. Shur, M.Kh. Strelets and A.K. Travin. 2018. 18 p. (2018 AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference : June 25–29, 2018, Atlanta, Georgia ; AAIA 2018-3918).
 5. Shorstov V.A., Makarov V.E. Development of a zonal RANS-IDDES approach to simulate flow around bodies in order to reduce the computational requirements in computational aeroacoustics. TsAGI Science Journal. 2019. Vol. 50. No. 6. P. 621–633.
 6. Hierarchical and comparative kinetic modeling of laminar flame speeds of hydrocarbon and oxygenated fuels / E. Ranzi, A. Frassoldati, R. Grana, A. Cuoci, T. Faravelli, A.P. Kelley, C.K. Law // Progress in Energy and Combustion Science. 2012. Vol. 38, iss. 4. P. 468–501.
 7. Svetlov I.L., Chubarov V.M., Bulagina T.I. Prochnost' pri rastiashenii odnonapravlenogo boraliumnievogo kompozitsionnogo materiala [Tensile strength of unidirectional boraluminium composite material]. Kompozitsionnye metallicheskie materialy [Composite metal materials]. Moscow: United Scientific and Technical Publishing House, 1972. P. 82–90.
 8. Padgett W.J., Durham S.D., Mason A.M. Weibull analysis of the strength of carbon fibers using linear and power law models for the length effect // Journal of Composite Materials. 1995. Vol. 29, iss. 14. P. 1873–1884.

Материалы получены редакцией 23.02.2022