

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

Научная статья
УДК 533.6.071.7+005
DOI: 10.34759/vst-2023-1-9-22

АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ ТРУБА Т-2 МАИ: ИСТОРИЯ И ПЕРСПЕКТИВЫ

Сергей Александрович Попов¹✉, Юрий Николаевич Пугачев²

^{1,2} Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
Москва, Россия

¹ flowmech@mail.ru ✉

Аннотация. Изложена история создания сверхзвуковой аэродинамической трубы переменной плотности Т-2 МАИ, представлен круг задач, решаемых с помощью этой экспериментальной установки, рассмотрены ее достоинства, а также проблемы, возникшие при ее эксплуатации, возможные пути модернизации и перспективы ее использования в будущем.

Ключевые слова: аэродинамическая труба, переменная плотность, кафедра аэродинамики, экспериментальные исследования, отраслевая лаборатория, продувочная модель, аэродинамические коэффициенты, критические задачи, проблема турбулентности, вычислительная гидродинамика, модернизация, платформа аэродинамического проектирования

Для цитирования: Попов С.А., Пугачев Ю.Н. Аэродинамическая труба Т-2 МАИ: история и перспективы // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 1. С. 9–22. DOI: 10.34759/vst-2023-1-9-22

AERONAUTICAL AND SPACE-ROCKET ENGINEERING

Original article

WIND TUNNEL T-2 OF MAI: HISTORY AND PERSPECTIVES

Sergei A. Popov¹✉, Yurii N. Pugachev²

^{1,2} Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, Russia

¹ flowmech@mail.ru ✉

Abstract. An aero-physical experiment conducted in wind tunnels (WT) is not aimed only at applied research for determining aerodynamic characteristics of the aircraft models of the widest purpose and their power plants

elements. It is also aimed at fundamental research in the field of fluid, gas and plasma mechanics, physics of condensed state, applied electrodynamics and detailed testing of new physico-mathematical models being developed based on the molecular-kinetic theory, as well as modern computer codes for computational fluid dynamics. Among all types of the WT, a special place is occupied by continuously operating variable density wind tunnels, which simultaneously create subsonic and supersonic dry airflows in a wide range of Mach and Reynolds numbers, as the most universal experimental setups in this area. There are only very few of these worldwide. Typical examples include the NASA John H. Glenn 8x6 supersonic wind tunnel, ONERA S2MA, DLR TWG, TsAGI T-128, and European ETW cryogenic tunnel. A similar wind tunnel is available within the walls of Moscow Aviation Institute (National Research University). This is the T2 multi-mode variable-density wind tunnel, which first draft design was completed at MAI back in 1947. This wind tunnel advent is largely associated with prominent Soviet scientists and engineers such as B.N. Yuriev, G.V. Kamenkov, B.I. Mindrov, K.M. Drobyazgo. This large and unique MAIN experimental facility, put into practice 1959, allowed Soviet designers create advanced aeronautical, rocket prototypes and spacecraft technology, and produce them at the highest world level. Management of MAI aerodynamic laboratory, named after N.E. Zhukovsky, consisted of industrial units T-1 and T-2, was performed through the USSR Ministry of Aviation Industry, which allowed staffing it with highly qualified engineering and technical personnel. At its core, scientific research performed in the laboratory was mainly of experimental nature, dealing with various aircraft models at their design stage, production or flight tests. As the result of the long-term activities based on self-financing, strong ties were established between the laboratory and aviation industry companies, the Ministry of General Mechanical Engineering, the Ministry of Mechanical Engineering, the Ministry of the Shipbuilding Industry, the Ministry of Electronics and others from its conception and well into 1991. Since the moment of its establishing, the average annual production of scientific and technical reports from the laboratory was about 25–30 reports annually. The scientific and technical staff of the laboratory was awarded the State Prize and the 25-th MAI anniversary Prize for their deep scientific contribution to the development of aircraft aerodynamics.

In today's economic conditions, the volume of scientific research conducted in MAI experimental laboratory of Aircraft Aerodynamics Department has significantly decreased. Along with this, the opinion that wind tunnels will be substituted in the nearest future by the mathematical models and Computational Fluid Dynamics software packages is being increasingly introduced today into the mass consciousness. This article comprehensively proves that wind tunnels cannot be replaced by their digital counterparts in principle. A key matter is the fact that along the decade from 2010 to 2020, TsAGI has undergone a deep modernization of the entire complex of its wind tunnels. The similar wind tunnels upgrades were performed in the West. According to authors opinion, in the distant future the physical experiment is most likely will be harmoniously combined with the computational one, including promising educational, scientific and applied platforms for aerodynamic design. To solve the problem of sustaining a ceaseless aerodynamic laboratory operation, the authors referred to the experience of leading domestic and foreign industry and academic research institutes. The volume of scientific research can be increased by expanding the range of tasks to be solved, which is possible only after a MAI wind tunnels modernization, measuring systems and methods improvement, both conducting experiments and managing the laboratory with a deeply scientific approach in the field of management.

Keywords: wind tunnel, variable density, department of aerodynamics, experimental studies, applied research laboratory, blow-off model, aerodynamic coefficients, critical tasks, turbulence problem, computational fluid dynamics, modernization, aerodynamic design platform.

For citation: Popov S.A., Pugachev Yu.N. Wind Tunnel T-2 of MAI: History and Perspectives. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 1, pp. 9–22. DOI: 10.34759/vst-2023-1-9-22

Введение

В мире имеется не так много аэродинамических труб (АДТ) переменной плотности непрерывного действия, создающих одновременно до-, транс- и сверхзвуковые потоки сухого воздуха в диапазоне чисел Маха $0 < M_\infty \leq 2$ и позволяющих не только выполнять прикладные исследования по определению аэродинамических характеристик моделей

летательных аппаратов самого широкого назначения [1] и элементов их силовых установок [2], но и проводить фундаментальные исследования в области механики жидкости, газа и плазмы [3], физики конденсированного состояния [4], прикладной электродинамики [5], детальный поверочный эксперимент, используемый для проверки достоверности компьютерных кодов по вычислительной

гидродинамике [6]. В перечисленных работах при выполнении исследований использовались такие известные экспериментальные установки, как 8×6-футовая сверхзвуковая аэродинамическая труба исследовательского центра NASA Джона Х. Гленна, S2MA ONERA, TWG DLR.

В мире есть еще несколько аэродинамических труб, близких по типу, конструктивной схеме и не уступающих перечисленным по многим характеристикам. Это Т-128 ЦАГИ ($M_\infty \leq 1.7$), европейская криогенная труба ETW ($M_\infty \leq 1.35$), в системе охлаждения которой используется не вода, а жидкий азот, что обеспечивает ей возможность проведения экспериментов в более широком диапазоне чисел Рейнольдса. Подобная установка имеется и в Московском авиационном институте (национальном исследовательском университете). В далеком от нас 1959 году на кафедре «Аэродинамика летательных аппаратов» состоялся первый пуск самой крупной экспериментальной установки МАИ — многорежимной аэродинамической трубы переменной плотности Т-2. С ее созданием появилась возможность проведения экспериментальных исследований в области сверхзвуковых чисел Маха до значения $M_\infty \leq 2.5$ с переходом через трансзвук [7]. Завершение строительства Т-2, первый эскизный проект которой был выполнен в 1947 году, оказалось возможным в значительной степени благодаря постоянным заботам профессора, доктора физ.-мат. наук Георгия Владимировича Каменкова



Рис. 1. Г.В. Каменков

(рис. 1), который в период 1949 по 1966 г. заведовал кафедрой, а в период с 1956 по 1958 г. был директором МАИ.

Аэродинамическая труба Т-2 (рис. 2) имеет замкнутый герметичный контур. Закрытая рабочая часть находится внутри камеры давления, в которой размещены рама весов, сопловой ба-

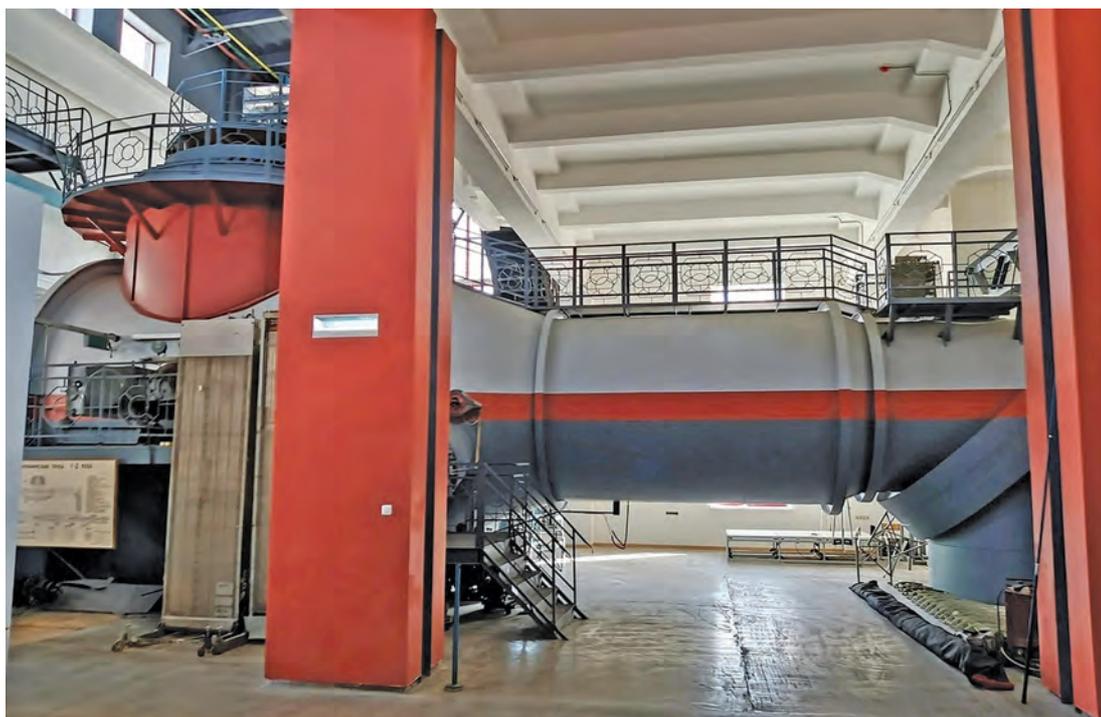


Рис. 2. Аэродинамическая труба Т-2 МАИ

рабан револьверного типа, экспериментальное оборудование. Воздушный поток в контуре трубы создается с помощью многоступенчатого осевого компрессора, приводимого во вращение главным электродвигателем постоянного тока мощностью 5 МВт. До момента его запуска используется разгонный электродвигатель мощностью 1 МВт. Применяется реостатный способ управления частотой вращения вала двигателя. Реостат по конструкции представляет собой жидкостный резистор. Между валом основного электродвигателя и валом осевого компрессора установлен упорный подшипник, предназначенный для снятия осевой нагрузки. Поток воздуха, создаваемый осевым компрессором, устремляется вдоль контура трубы через охлаждающую установку и поворотные лопатки в форкамеру, перед которой размещен хонейкомб, а затем в сопло и рабочую часть. Рабочая часть имеет перфорированные стенки с системой отсоса пограничного слоя. Положение продувочной модели в рабочей части изменяется автоматически в процессе проведения эксперимента с помощью специального α -механизма. За рабочей частью находится расширяющийся диффузор.

Эта аэродинамическая труба по своей конструкции идентична самой совершенной установке ЦАГИ — многорежимной аэродинамической трубе непрерывного действия переменной плотности Т-128 [8], первый пуск которой состоялся только 25 декабря 1982 г. Труба Т-2 отличается от Т-128 меньшим размером рабочей части (0.6×0.6 м), вертикальным расположением контура, но более высокими рабочими числами Маха и большим допустимым давлением внутри герметичного контура. Давление внутри контура установки может уменьшаться до сотых долей атмосферы или подниматься до значений более десяти атмосфер. В первом случае используются вакуумные насосы, во втором — баллонная станция, воздух внутри которой может быть сжат двумя компрессорами высокого давления «Борец» до значений в несколько сотен атмосфер. Баллонная станция используется также для осушки атмосферного воздуха. Она состоит из 66 баллонов, способных выдержать давление до 150 атм, по 400 литров каждый. Эта станция используется также для создания сверхзвуковых потоков воздуха в учебной сверхзвуковой трубе МАИ кратковременного действия (СТ).

Определение силовых и моментных характеристик моделей самолетов и других летательных аппаратов в трубе Т-2 осуществлялось с помощью 2- и 4-компонентных тензометрических весов.

Над созданием аэродинамической трубы Т-2 трудился большой коллектив инженеров специально созданного в 1945 г. конструкторского бюро по проектированию аэродинамических труб. Следует отметить огромную роль академика АН СССР Бориса Николаевича Юрьева, первого заведующего кафедрой аэродинамики МАИ, в создании аэродинамических труб в нашей стране. В первую очередь он внес большой вклад в строительство аэродинамических труб ЦАГИ, работая сначала в должности заместителя начальника ЦАГИ, а затем в качестве консультанта. С первых дней в МАИ ему не давала покоя идея создания в институте первоклассной аэродинамической лаборатории. Очень скоро в его сознании созрел план строительства в МАИ комплекса из пяти аэродинамических труб, обеспечивающего решение всех задач того времени по аэродинамике самолета, воздушного винта и авиационного двигателя. К 1949 г. в МАИ были построены четыре новые аэродинамические трубы (АДТ), из которых одна (Т-1) полностью соответствовала его плану. На месте же старого, построенного до 1941 г., железобетонного корпуса трансзвуковой аэродинамической трубы Т-2 после детального анализа было принято решение построить новую сверхзвуковую аэродинамическую трубу. «Плоская» труба Н.Е. Жуковского, о которой Борис Николаевич говорил, что ее надо поместить в золотой футляр, была передана в музей Н.Е. Жуковского. На ее месте в 1947 г. было завершено строительство также плоской трубы, но с более высокими числами Рейнольдса и более низкой начальной степенью турбулентности потока. Эта установка позволяет проводить фундаментальные исследования по ламинарно-турбулентному переходу в пограничных слоях [9]. На основе баллонной станции была построена малая учебная сверхзвуковая труба СТ, в которой отрабатывались некоторые элементы будущей сверхзвуковой трубы Т-2.

Под руководством Б.Н. Юрьева был заново построен корпус трубы «Круглая», оборудованный новыми трехкомпонентными механическими аэродинамическими весами и винтовым прибором, спроектированным Д.С. Горшениным. Борис Николаевич довольно часто рассказывал о своем учителе Н.Е. Жуковском на лекциях. Так же как и Н.Е. Жуковский, педагогическую работу Борис Николаевич неизменно совмещал с научными исследованиями и практической деятельностью инженера. Он всегда был занят какими-то научными идеями или осуществлением своих планов строительства аэродинамических лабораторий.

Занимаясь совершенствованием теории воздушного винта, работая над созданием учебников по экспериментальной аэродинамике и воздушным винтам, Б.Н. Юрьев оставшееся время отдавал инженерной работе по проектированию новых аэродинамических труб, их оборудования и, что особенно удивительно, иногда выполнял роль главного конструктора при проработке самих зданий новых аэродинамических лабораторий. Грандиозный план новой аэродинамической лаборатории МАИ был предложен им уже вскоре после создания авиационного института. Прекрасно спроектированный корпус — это только один из корпусов задуманной лаборатории. Опытные архитекторы поражались его эрудиции в области строительного дела и архитектуры. Аэродинамический корпус МАИ был сооружен в 1937 г.

В период с 06.1945 по 07.1947 г. аэродинамической лабораторией МАИ руководил бывший инженер ЦАГИ С.С. Щедровицкий, который в трудных условиях послевоенных лет выполнил исключительно плодотворную работу по наведению порядка в аэродинамической лаборатории и набору квалифицированного персонала в конструкторское бюро по проектированию новых аэродинамических труб. В этом КБ под его руководством и был выполнен первый эскизный проект новой аэродинамической трубы Т-2. К работе в КБ широко привлекались студенты разных факультетов МАИ. В 1949 г. с приходом к руководству кафедрой аэродинамики самолета Г.В. Каменкова на должность начальника КБ по проектированию аэродинамических труб был назначен инженер кафедры К.М. Дробязго, проявивший самоотверженность еще в сентябре 1941 г. при демонтаже и отправке на прилегающую к территории МАИ железнодорожную ветку оборудования аэродинамической лаборатории во время эвакуации МАИ в г. Алма-Ату. С приходом Константина Михайловича на должность начальника КБ работы по проектированию Т-2 приобрели более развернутый характер. Им было предложено уникальное инженерное решение, не имеющее мировых аналогов. Для изменения скорости потока внутри рабочей части трубы система сопел была соединена в виде барабана револьверного типа. Реализован также механизм, позволяющий поворачивать сопловой барабана в ходе эксперимента без остановки потока в трубе. Для сравнения, в трубе Т-128, СТ МАИ и других аналогичных установках в мире используется специальный механизм деформации стенок сопла.

Введенная в эксплуатацию на 23 года раньше трубы ЦАГИ Т-128, экспериментальная установ-

ка МАИ позволила советским конструкторам, создающим передовые образцы авиационной и ракетно-космической техники, делать их на самом высоком мировом уровне. К слову сказать, пакеты прикладных программ в области вычислительной аэрогидродинамики приобрели свое современное состояние, пригодное для широкого инженерного использования, только с началом нового тысячелетия.

С октября 1947 г. и по 1970 г. аэродинамической лабораторией МАИ руководил переведенный из ЭАО ЦАГИ ведущий инженер Борис Иванович Миндров (рис. 3). В это время было завершено проектирование и строительство Т-2. После первого пуска установки в течение почти двух лет осуществлялись работы по наладке потока и подготовке к проведению простейших опытов с применением измерительной аппаратуры. При этом механизмы трубы при запуске и управлении потоком приводились в действие вручную. Проведение эксперимента требовало участия около 25 человек. С 1961 г. была начата инициативная работа по автоматизации всех механизмов. Некоторые результаты этой работы были оформлены авторскими свидетельствами и внедрены в Т-2. К 1970 г. в результате этой работы проведение эксперимента в Т-2 обеспечивалось бригадой в составе трех-четыре человек, несмотря на то что содержание опытов в некоторых случаях существенно усложнялось.



Рис. 3. Б.И. Миндров

По инициативе и благодаря настойчивости Г.В. Каменкова после сдачи в эксплуатацию трубы Т-2 на кафедре аэродинамики летательных

аппаратов приказом Министерства авиационной промышленности СССР была организована отраслевая аэродинамическая лаборатория, выделено финансирование, которое позволило укомплектовать ее штаты высококвалифицированным инженерно-техническим персоналом. Организация лаборатории была целиком заслугой Георгия Владимировича, обладавшего завидными способностями убеждать министерское руководство в необходимости просимого.

Направления научных исследований

По своему содержанию научные исследования, выполняемые в лаборатории, носили в основном характер экспериментальных исследований моделей различных летательных аппаратов в период их проектирования, постройки и летных испытаний. Во многих случаях такие исследования завершались не только получением исходных данных для проектирования, но и выдачей рекомендаций по улучшению аэродинамических характеристик изучаемых изделий.

В итоге длительного времени на основе хозяйственной деятельности были установлены прочные связи лаборатории с предприятиями авиационной промышленности, Министерства общего машиностроения, Министерства машиностроения, Министерства судостроительной промышленности, Министерства электроники и др.

Эта деятельность достигла максимального развития к 1957 г. В период с 1957 по 1961 г. средний ежегодный выпуск научно-технических отчетов кафедры аэродинамики МАИ составлял около 20, после 1957 до 1970 г. — около 25, с 1970 по 1991 г. — до примерно 30 отчетов ежегодно.

Рассмотрим направления научных исследований, под которые была создана Т-2.

В первую очередь это, конечно, решение задач внешней аэродинамики самолетов, ракет, спускаемых космических аппаратов, беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) и других летательных аппаратов. Они заключаются в определении коэффициентов аэродинамических сил и моментов, действующих на ЛА, исследовании влияния надстроек на аэродинамику перечисленных объектов, чтобы затем по полученным результатам составить инженерные методики, учитывающие влияние этих элементов. Полученные данные могут использоваться конструкторами при проектировании и специалистами по динамике полета для моделирования траекторий движения ЛА.

Другое направление исследований — определение распределенных параметров (в основном

давления) вдоль элементов поверхностей ЛА всех перечисленных типов и для отдельных элементов ЛА (стабилизатора, киля, законцовок крыла, лопастей вертолета и т.п.). Для проведения таких исследований обычно делается дренированная модель либо используются пьезорезонансные датчики или пленки.

Одним из направлений является также проведение специальных исследований, например таких, как исследование взаимодействия струи из сопла двигателя (моделируется струей инертного газа) с хвостовым оперением и корпусом ЛА; исследование процесса отделения груза от ЛА, что может быть реализовано с помощью подвижных державок, расположение которых изменяется в ходе эксперимента по заданной программе испытаний.

В качестве заказчиков работ выступали многие фирмы, проектирующие объекты авиационной, космической и другой направленности. Для ряда КБ авиационной направленности («Сухого», «Туполева», «Ильюшина») исследовалась аэродинамика ЛА и их элементов, эффективность органов управления, взаимодействие струй с корпусом ЛА. Для КБ, создающих ЛА специального назначения, исследовалась их аэродинамика с учетом некоторых особенностей. В процессе сотрудничества с НПО им. С.А. Лавочкина в рамках научных тем космической направленности, посвященных исследованию Венеры, кометы Галлея и Марса, изучалась аэродинамика спускаемых аппаратов. При выполнении этих работ выяснилось, что аэродинамические трубы МАИ Т-1 и Т-2 обеспечивают близкие к натурным режимы экспериментального моделирования для планеты Марс. Результаты исследований ученых из МАИ с высокой точностью совпали с результатами, полученными другими НИИ СССР. В рамках работ по исследованию Венеры и кометы Галлея академик Ю.А. Рыжов (1983) за глубокий научный вклад в разработку аэродинамической компоновки ЛА и доцент С.Б. Свирщевский (1988) за разработку методов исследования аэродинамики ЛА были удостоены Государственной премии. Также коллектив преподавателей и научных сотрудников кафедры (В.В. Бабонин, Г.А. Колесников, Ю.А. Колмаков, Н.В. Королев, Ю.А. Рыжов, Е.Л. Тархов, Г.Ф. Чернов, В.М. Шашин, О.В. Яковлевский) в 1980 г. за цикл работ по исследованию аэродинамических компоновок спускаемых космических ЛА были удостоены премии им. 25-летия МАИ. Был выполнен и ряд зарубежных контрактов.

Остановимся вкратце на опубликованных в печати исследованиях, выполненных с помощью

аэродинамической трубы Т-2 МАИ. Так, например, в работе [10] приведены результаты экспериментальных исследований аэродинамической интерференции сверхзвуковой неизобарической струи со спутным потоком в области конической кормовой части корпуса летательного аппарата с кольцевым соплом в транс- и сверхзвуковом потоке. Проанализирована волновая структура течения перерасширенных и недорасширенных изобарических струй в донной области кормы. Установлено влияние степени расширения струи ($N = 2.47, \dots, 16.5$) и числа Маха невозмущенного внешнего потока ($M_\infty = 0.89, \dots, 1.68$) на аэродинамические характеристики кормы конической формы. На рис. 4, в качестве примера, приведено изменение аэродинамического коэффициента сопротивления конической кормовой части $C_{x_{A_1}}$ в зависимости от степени нерасчетности струи и числа Маха невозмущенного потока.

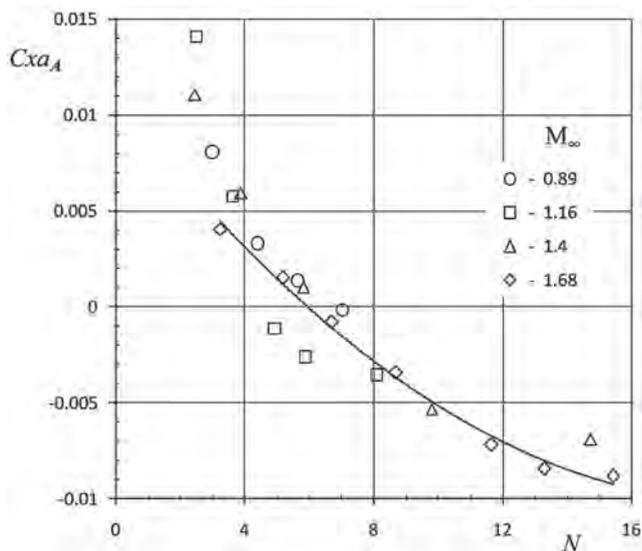


Рис. 4. Влияние степени расширения струи на сопротивление давления суживающейся кормовой части модели при различных числах Маха

Из него видно, что для исследованной короткой формы кормовой части ЛА рост полного давления в струе уменьшает коэффициент сопротивления кормы. На режимах перерасширенной и недорасширенной струи значение этого аэродинамического коэффициента имеет разные знаки.

В работе [11] представлены результаты экспериментальных трубных исследований аэродинамических нормальных сил и моментов тангажа, индуцируемых на теле вращения поперечными сверхзвуковыми нерасчетными струями в транс- и сверхзвуковом потоке. Исследования проведены при числах Маха невозмущенного потока

$M_\infty = 0.7, \dots, 1.5$, углах атаки $= -10, \dots, +15^\circ$ и степени расширения сопла $N = 0 \dots 450$. Выявлено влияние различных типов выдува струй на аэродинамические характеристики тела. В работе [12] представлены результаты экспериментальных исследований взаимодействия одиночных и блочных двойных недорасширенных струй со встречным сверхзвуковым потоком. Исследования выполнены при числе Маха невозмущенного набегающего потока $M_\infty \approx 1.99$, относительном давлении торможения струи $N = 1 - 1389.9$, степени нерасчетности струи от $n < 1$ до $n = 34.8$ и числе Маха на срезе сопла $M_j = 4.3$. Изучены волновые структуры и поля полных давлений в окрестности одиночных и блочных струй. Выявлены характерные режимы течения взаимодействия. Установлено, что расположение зон с различным характером течения около струи и значения коэффициентов давления торможения в них зависят от определяющих параметров подобия: N , r (r — геометрический фактор блочной струи) при фиксированных значениях чисел Маха M_∞ , M_j и геометрии соплового источника $D = D_M/d_j$.

Проблемы вычислительной гидродинамики и ее место

В настоящее время в массовое сознание все более широко внедряется мнение, что в скором будущем аэродинамические трубы будут заменены математическими моделями и комплексами программ по вычислительной аэрогидродинамике. Такие работы уже активно проводятся в ЦАГИ и других мировых институтах. Надо сказать, что это мнение не ново. Оно существовало и на заре становления вычислительной гидродинамики (CFD — computational fluid dynamics). Такой вопрос в конце 80-х гг. XX в. поднимал в своих лекциях для студентов-аэрогидромехаников МАИ один из ведущих сотрудников ЦАГИ Е.Л. Берджицкий. Также хорошо известно высказывание одного из пионеров CFD Р.В. МакКормака: «Уравнения Навье—Стокса в принципе позволяют получить исчерпывающую информацию о структуре обтекания при обычных температурах и давлении. Если бы мы располагали эффективными методами численного решения этих уравнений, отпала бы необходимость в экспериментальных исследованиях обтекания летательных аппаратов». То время характеризовалось значительным прогрессом в области создания разностных методов решения систем уравнений Эйлера и Навье—Стокса. Еще практически не было коммерческих программ в этой области, предназначенных для широко круга

пользователей. Еще только недавно трудами Чакраварти, Ошера и Хартена были созданы TVD-схемы высокого разрешения. Велись работы над созданием новых монотонных схем ENO-WENO высокого порядка точности. Вычислительная гидродинамика была уделом ученых, среди которых в нашей стране были такие известные специалисты, как С.К. Годунов, А.В. Забродин, В.В. Русанов, А.Н. Любимов и др. Поэтому вопрос о замене установок их математическими моделями решался однозначно в виде паритета расчетных и экспериментальных методов исследования со смещением акцента в сторону вторых. Тут стоит отметить, что даже эксперименты в крупных научных проектах проводились в нескольких местах, как правило не менее чем в трех. Это делалось, чтобы в случае расхождения результатов принять верное решение по двум наиболее совпадающим.

С развитием методов построения расчетных сеток, численных методов решения систем дифференциальных уравнений в частных производных, с коммерциализацией науки и появлением первоклассных пакетов прикладных программ эта проблема выходит на новый уровень.

Этот вопрос, вероятно, имел бы положительный ответ, если бы на пути развития научно-технического прогресса не встала одна из фундаментальных на сегодня проблем тысячелетия — проблема турбулентности. Эта проблема заключается не только в математическом моделировании этого явления. Построены сотни математических моделей этого явления: алгебраические модели, среди которых наиболее известны первая и вторая модели Л. Прандтля, модели с одним, двумя дифференциальными уравнениями, модели рейнольдсовых напряжений, DES- и LES-модели. Проблема кроется в описании физических процессов, протекающих в турбулентных потоках. Почему в одном случае вихри дробятся на все более и более мелкие, а в другом, наоборот, затухают? Тут стоит указать на то, что завихренность $\bar{\omega}$ может быть отлична от нуля, например в пристеночных слоях при малых числах Re , там где нет реальных физических вихрей. В науку о турбулентности были введены так называемые масштабы системы Колмогорова $L_0/Re^{3/4}$ и Тейлора L_0/\sqrt{Re} , где L_0 — наименьший основной масштаб, характеризующий размер минимального вихря. Насколько малым он может быть [13]? При измерении скорости в турбулентном пограничном слое с помощью насадка полного давления и жидкостного манометра турбулентные пульсации не проявляются, измеряется некоторое среднее значение скорости по объему. Пульсации

проявляются при использовании термоанеметра, в котором обтекается нагретая до температуры порядка 200–400 °С металлическая нить (платина, вольфрам) диаметром 2–10 мкм. Есть ли четкая граница между вихрями?

Другая проблема кроется в достоверной физико-математической модели этого явления. В этом вопросе в научном сообществе нет единого мнения, например о применимости уравнений Навье—Стокса к описанию переходных и развитых турбулентных потоков. Несмотря на активное и все расширяющееся применение так называемого метода прямого численного моделирования (DNS — direct numerical simulation), стоит вспомнить одну из краеугольных работ ученика академика АН СССР А.Н. Тихонова [14], посвященную основаниям этого метода. В этой работе на полях высказано парадоксальное суждение, что рассчитывать неустойчивые явления надо с помощью неустойчивых разностных схем. Ее автором был Б.Л. Рождественский. Он был хорошо знаком с сотрудником кафедры аэродинамики летательных аппаратов МАИ О.В. Яковлевским, известным специалистом по турбулентности, по рассказам которого это утверждение однажды горячо обсуждалось в вагоне электрички по пути в город Жуковский.

Возможно, что турбулентность описывается уравнением Больцмана, поскольку характерные масштабы этого уравнения меньше масштабов турбулентности. Но вопрос остаётся открытым, в настоящее время ведутся исследования [15] о применимости этого уравнения для моделирования процесса возникновения турбулентности. Неожиданный результат был получен в работе [16], относящейся также к переходным процессам, имеющим место при более низких числах Рейнольдса, — к моменту возникновения дорожки Кармана за круговым цилиндром. В ней, в частности, была предложена так называемая 10-моментная модель, являющаяся некоторым упрощенным вариантом известной 13-моментной модели Г. Грэда. Дорожка Кармана возникала естественным образом, благодаря некоторому эффекту взаимодействия стационарных вихрей за цилиндром, возникающему до момента ее появления. Такого эффекта не наблюдалось при численном решении уравнений Навье—Стокса, и появление дорожки было связано с внесением некоторого искусственного возмущения в поток.

Мы рассмотрели только немного из существующих проблем и предложенных теорий. Достаточно, наверное, сказать, что существуют даже такие

взгляды, что турбулентность не может быть описана на основе современных физических теорий и ее появление связано с неким вселенским разумом и неизвестными науке видами полей. Мы не придерживаемся этой точки зрения. Однако даже если для этого явления будет построена физически достоверная теория, то исходя из малости (порядка диаметра нити термоанемометра) турбулентных вихрей применение таких моделей потребует использования колоссальных вычислительных мощностей, стоимость которых окажется намного большей, чем затраты на проведение физического эксперимента в аэродинамических трубах.

Показательным моментом является тот факт, что в 2020 году в ЦАГИ прошла глубокая модернизация комплекса аэродинамических труб, предназначенного для решения широкого круга фундаментальных и прикладных задач в области аэрофизических исследований. Комплекс включает три аэродинамические трубы: Т-124, Т-125 и Т-03, в которых исследуются ламинарно-турбулентный переход и различные аспекты, связанные с ламинаризацией обтекания, изучается природа турбулентности, вихревых и отрывных течений, разрабатываются новые методы снижения аэродинамического сопротивления, проводятся исследования в области микроавиации. На базе комплекса также проходит обучение студентов МФТИ и МАИ. До этого, по имеющейся информации, на сайте ФАУ ЦАГИ специалисты электротехнического и электромеханического отделений, отделения «Аэродинамика самолетов и ракет» ЦАГИ выполнили комплекс работ по вводу в эксплуатацию и освоению для штатной работы нового источника питания главного привода аэродинамической трубы Т-106, смонтированного в результате проведенной в 2010–2011 гг. модернизации. В 2013 г. работы по развитию экспериментальной базы проводились по всем ключевым направлениям деятельности ЦАГИ. В том числе осуществлялась реконструкция основных промышленных аэродинамических труб, комплекса сверх- и гиперзвуковых установок. В 2019 г. были успешно завершены работы по реконструкции регулируемого сопла и механизма изменения углов атаки и скольжения аэродинамической трубы Т-109, что позволило обеспечить проведение высокотехнологичных экспериментальных исследований современных летательных аппаратов в этой трубе на многие годы вперед. Подобные модернизации аэродинамических труб были проведены и на Западе. Таким образом, наиболее вероятно,

что и в далеком будущем физический эксперимент будет гармонично сочетаться с вычислительным, например в перспективных учебно-научных и прикладных платформах аэродинамического проектирования. Примером такой платформы может служить созданный в ONERA синтез программной платформы elsA [17] с развитой широкой и высокотехнологичной экспериментальной базой.

Постановка задачи и методы ее решения

После введения в эксплуатацию аэродинамической трубы Т-2, к сожалению, выяснилось, что надежность опытов в ней недостаточная, так как труба в основном работает с разрежением в 0.1 атм. Режимы работы Т-2 дают числа Рейнольдса $Re \approx 10^6$, которые соответствуют переходным режимам течения в пограничном слое. На рис. 5 режимы работы Т-2 представлены пунктирными линиями темно-красного цвета, состоящими из мелких штрихов. Для сравнения стоит сказать, что многие промышленные аэродинамические трубы ЦАГИ имеют $Re \approx 10^7$, что соответствует турбулентному режиму течения внутри пограничного слоя. Такие режимы могли бы быть реализованы и в Т-2 при давлении в форкамере порядка 1 атм. На рис. 5 представлены не только диапазоны возможных режимов работы некоторых аэродинамических труб, таких, как Т-112 [18], Т-128 [8] ЦАГИ, Т-1 и Т-2 МАИ, но и режимы полета перспективного сверхзвукового пассажирского самолета (СПС — длинные штрихи пурпурного цвета), условная граница применимости модели сплошной среды ($Kn \leq 0.01$), область гиперзвуковых течений ($M_\infty \geq 5$) с нанесением на нее режимов работоспособности зарегистрированных пакетов прикладных программ кафедры аэродинамики летательных аппаратов МАИ, граница ламинарно-турбулентного перехода. Тут стоит заметить, что режимы работы перечисленных во введении АДТ NASA, ONERA, DLR незначительно отличаются от режимов работы Т-128, поскольку это трубы одинакового типа и близкого конструктивного исполнения. Более совершенными характеристиками обладает только европейская АДТ ETW, так как она работает при существенно более низких температурах в рабочей части установки. Диапазоны режимов работ АДТ, приведенные на рис. 5, определены на основании теории одномерных изоэнтропических течений газа.

Если бы удалось выйти на давление в форкамере Т-2 в 1 атм, то диапазон возможных режимов ее

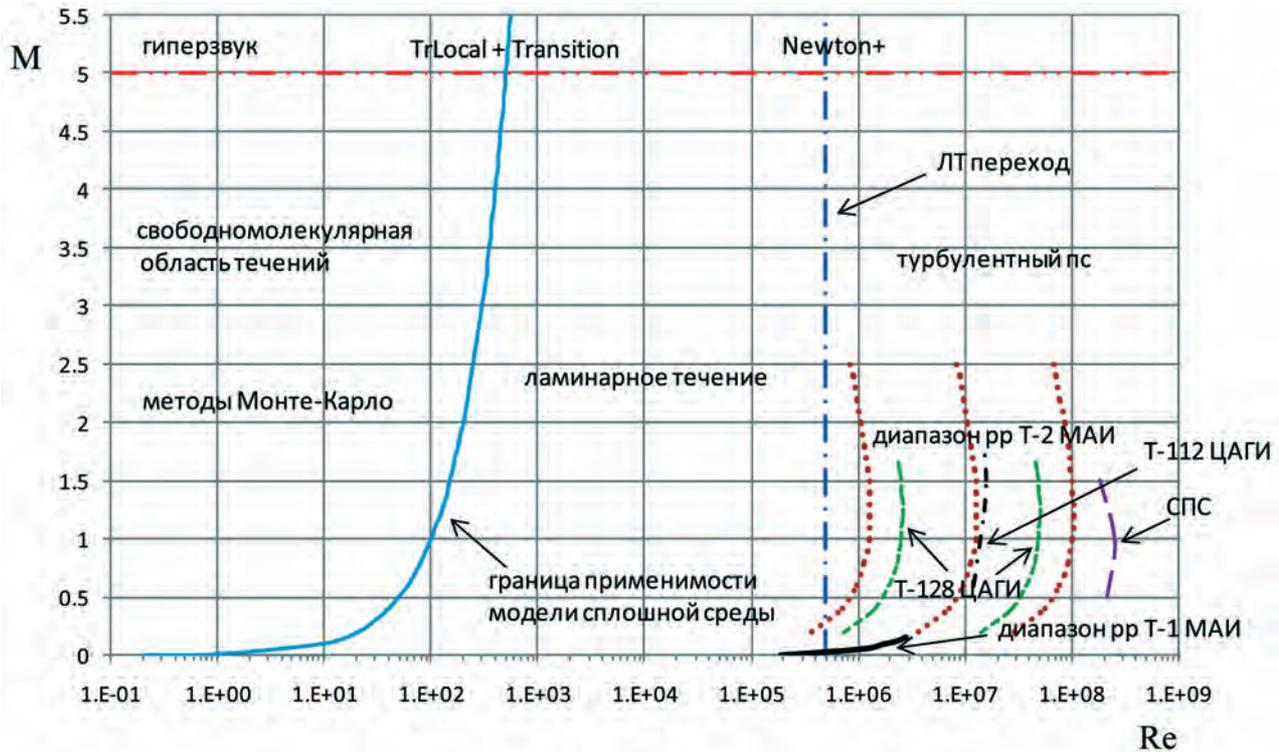


Рис. 5. Режимы течения и диапазоны рабочих режимов АДТ

работы представлял бы собой область, заключенную между крайней левой и центральной кривой, обозначенной также мелкими темно-красными штрихами. Тогда правая граница рабочих режимов Т-2 была бы уже на уровне трубы Т-112 ЦАГИ (штрихпунктирная кривая). При выходе же на проектное давление в форкамере в 4 атм правая граница до числа $M_\infty = 1.7$ проходила бы там же, где она у трубы Т-128, но уходила бы вверх до $M_\infty = 2.5$. Тут стоит оговориться, что числа Рейнольдса для аэродинамических труб считают на 1 м длины. И тем не менее в своем классе размерности труба Т-2 стала бы лучшей в мире и уникальной экспериментальной установкой благодаря применению в конструкции револьверного соплового барабана. При выходе на давление в форкамере 8 атм она почти приближается к натурным режимам полета СПС.

Что можно было бы сделать, чтобы Т-2 вышла на проектные параметры и стала жемчужиной в мире аэродинамических труб? На этот счет в настоящее время существует два мнения. Система пуска трубы соответствует уровню конца 50-х гг. Благодаря плавности старта при использовании современных электроприводов, а в установившемся режиме работы компрессор трубы работает только на преодоление гидравлического сопротивления всей проточной части канала, есть вероятность выхода на большие числа Рейнольдса. Поэтому

первоочередной задачей является установка на Т-2 современного электропривода постоянного тока. Есть также мнение, что при проектировании 1-й и 2-й ступени осевого компрессора были допущены ошибки. Анализ этого предположения и устранение ошибок также позволят решить имеющуюся проблему. Остальные проблемы носят частный характер и решаются стандартными способами.

Обсуждение результатов

Остановимся прежде всего на том, как в современных экономических условиях организовать непрерывную загрузку установки с планом работ на несколько лет вперед. Для лабораторий, техническая оснащенность которых соизмерима с оснащенностью многих отраслевых и академических НИИ, это на сегодня одна из главных задач. При решении данной проблемы можно обратиться как к отечественному опыту, отработанному ЦАГИ, так и к мировой практике.

Фундаментальная наука давно переживает кризисные времена. В основах физики сегодня существует мало реальных теоретических проблем, но они есть. Например, в области аэродинамики до сих пор не решена проблема турбулентности. К сожалению, это очень сложное явление, которое с 1883 г. никому так и не удалось объяснить на основе известных теорий. Еще сравнительно недавно состояние

науки о турбулентности, по меткому выражению известного гидромеханика Лайтхилла, представляло «кладбище теорий, на котором каждая новая теория добавляет еще одну могилу». В последние два десятилетия широкое распространение получили различные полуэмпирические модели феноменологического типа, основанные на том или ином способе замыкания осредненных по Рейнольдсу (Фавру) уравнений Навье–Стокса, но, как было сказано выше, фундаментально проблема так и не решена. На данный момент в МАИ имеется некоторый задел, состоящий из оригинального метода численного решения систем моментных уравнений [19] и набора собственных программных модулей [20], наличие экспериментального оборудования, чтобы попытаться в очередной раз решить эту проблему. После ее решения можно было бы создавать в МАИ программные продукты по вычислительной гидродинамике выше мирового уровня.

В настоящее время многим известно, что аэродинамика определяет внешний облик ЛА, их аэродинамические характеристики (АДХ), распределенные нагрузки. В процессе аэродинамического проектирования используются:

- инженерные методы (приближенные);
- вычислительный эксперимент (постоянно дорожает);
- физический эксперимент (становится относительно дешевле);
- решение обратных задач по определению формы (поверхности);
- оптимизация по отдельным параметрам (углы, высоты и пр.).

Инженерные методы дают возможность получить быстрые оценки, но область их применимости ограничена, они не учитывают многих особенностей и часто не позволяют отойти от того облика ЛА или модели среды, для которых они создавались. Современный вычислительный эксперимент требует больших вычислительных мощностей. Нарастание этих мощностей увеличивает потребность в таких ресурсах, поскольку у расчетчиков всегда возникает желание использовать более современные численные методы, расчетные сетки с еще большим количеством узлов или ячеек, то есть с еще большим разрешением. Физический эксперимент же постоянно совершенствуется. Разрабатываются новые типы датчиков, новые устройства для визуальных исследований, новые программы для оптимального управления экспериментом, оборудование и методики для проведения динамического эксперимента и т.п.

Тот объем информации, который может быть получен в современном вычислительном эксперименте, например, в течение года, в АДТ получают в течение нескольких дней. Это дает возможность при работе нескольких исследовательских коллективов, их глубокой специализации, автоматизации проведения эксперимента и правильной организации процесса изготовления продувочных моделей проводить в десятки раз больший объем прикладных и научных исследований. Показательным положительным примером является использование в таких исследованиях АДТ Т-324 Института теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН. На корпусе этой установки каждая выполненная на ней и защищенная кандидатская диссертация отмечается маленькой звездочкой, докторская — большой. На Т-324 нарисовано 40 маленьких и 10 больших звездочек.

Может быть более целесообразным использование такой установки, как Т-2, в составе некоторой единой учебно-научной платформы аэродинамического проектирования (ПАП) объектов аэрокосмической техники МАИ. Такая платформа будет состоять из комплекса инженерных программ, предназначенных для быстрой оценки аэродинамических характеристик ЛА, баз данных, из сложных программ по вычислительной гидродинамике, в которых будут реализованы самые передовые математические модели явлений, и из комплекса экспериментальных установок, в котором одной из самых продвинутых высокотехнологичных установок будет модернизированная аэродинамическая труба Т-2. Доступ к программной части платформы будут иметь все организации, нуждающиеся в ней, на договорной основе. Участники платформы, в отличие от тех, которые приобрели коммерческие коды, будут иметь доступ не только к прикладным версиям программ, но и к исходным программным кодам, иметь возможность изменять их и становиться частью этой платформы. Таким образом, аэродинамическое проектирование с использованием все время развивающихся расчетных программ и экспериментальных установок МАИ будет самодостаточным. Так работают с ONERA.

В конкурентоспособной экономике важным моментом является опыт ведущих отраслевых и академических НИИ и принцип отложенного старта, который они успешно применяют. Нельзя не выполнить взятые на себя обязательства. При этом эффективность фундаментальных научных исследований всегда объективно крайне низкая.

Поэтому там вначале за счет собственных накопленных средств проводят широкие поисковые научные исследования. Отбирают те, которые в принципе удались и представляют интерес для дальнейшего изучения и использования на практике. Принимают участие в написании программ развития отрасли науки, под которые затем открываются конкурсы. Участвуют в них и, выполняя работы, проводят углубленные и более широкие параметрические исследования.

Рассмотрим круг актуальных и перспективных задач в области аэрофизического эксперимента, решаемых с использованием АДТ. Это в первую очередь экспериментальное исследование возникновения и развития возмущений в двух- и трёхмерных пограничных слоях, изучение волновых процессов и нелинейных механизмов ламинарно-турбулентного перехода в до-, сверх- и гиперзвуковых пограничных слоях, исследование локализованных вихревых структур в переходных сдвиговых потоках, топологии течений и развития возмущений в отрывных потоках, пассивное и активное управление обтеканием, создание и совершенствование экспериментально-расчетной методики моделирования явления звукового удара, изучение струйного взаимодействия, высокоэнтальпийных слоев, неравновесных течений с применением новейших средств их диагностики и многое другое.

Несколько иначе обстоят дела с прикладными исследованиями. Их объем напрямую зависит от состояния промышленности и стоящих перед ней задач. МАИ имеет большие возможности, так как работает со всеми предприятиями аэрокосмической отрасли. В гражданском секторе есть возможность работать как с Объединенной авиастроительной корпорацией, так и со всеми КБ авиационной направленности в отдельности. То же самое относится к Роскосмосу и всем подчиненным ему предприятиям, в первую очередь это касается НПО С.А. Лавочкина и НАО «Энергия». МАИ активно участвует в работах, запрашиваемых Минобороны РФ. МАИ может также заключать международные контракты. В сфере прикладных исследований довольно часто существуют жесткие условия контракта, специфичные условия закупок и т.п. Это приводит к необходимости разделения труда между техническими исполнителями проектов и административно-управленческим персоналом. Наибольшая эффективность взаимодействия достигается, когда в процессе выполнения работ ученые и менеджеры обсуждают всё вместе, за од-

ним столом. Ключевым моментом здесь является уровень квалификации управленческого персонала — дирекции, наличие у него необходимых компетенций в области формирования портфеля твердых заказов на продувки на некоторую отдаленную перспективу. Эти сложные задачи могут быть решены только на основе научного подхода.

Выводы

Как от технического университета, промышленность ждет от МАИ создания новых технологий, которые должны активно внедряться в производство. Эта сфера, в отличие от фундаментальных исследований, находится в состоянии бурного развития. Аэродинамические трубы МАИ ПТ, Т-1 и Т-2 обладают рядом преимуществ в экономической сфере и после проведения глубокой модернизации могут найти достойное применение как отдельно, так и в составе единой межотраслевой платформы аэродинамического проектирования объектов аэрокосмической техники ПАП—МАИ, использоваться для проведения прикладных научных исследований самого широкого профиля. Расчетные методы будут проверяться физическим экспериментом, повышающим достоверность получаемых результатов. Ведь цена ошибок в этой области измеряется человеческими жизнями.

Список источников

1. *Northon K.* NASA wind tunnel tests X-plane design for a quieter supersonic jet // Press release. NASA. 2017.
2. *Heinlein G., Bakhle M., Chen J.-P.* Aeromechanic Response of a Coupled Inlet-Fan Boundary Layer Ingesting Distortion-Tolerant Fan // ASME Turbo Expo 2019: Turbomachinery Technical Conference and Exposition (17–21 June 2019; Phoenix, Arizona, USA). AIAA 2020-3780. DOI: 10.1115/GT2019-91866
3. *Braune M., Koch S.* Application of hot-film anemometry to resolve the unsteady boundary layer transition of a laminar airfoil experiencing limit cycle oscillations // Experiments in Fluids. 2020, pp. 61–68. doi: 10.1007/s00348-020-2907-y
4. *Perraud J., Schrauf G., Archambaud I. et al.* Transonic High Reynolds Number Transition Experiments in the ETW Cryogenic Wind Tunnel // 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition (04 — 07 January 2010; Orlando, Florida). AIAA 2010-1300. DOI: 10.2514/6.2010-1300
5. *Esin M.V., Raskovskaya I.L., Rinkevichyus B.S., Tolkachev A.V.* 3D refractograms and their application in diagnostics of gradient inhomogeneities // Journal of Communications Technology and Electronics. 2012. Vol. 57. No. 4, pp. 445–451. DOI: 10.1134/S1064226912030060
6. *Rudnik R., Sitzmann M., Godard J.-L., Lebrun F.* Experimental Investigation of the Wing-Body Juncture Flow on the DLR-F6 Configuration in the ONERA S2MA Facility // 27th AIAA Applied Aerodynamics Conference

- (22–25 June 2009; San Antonio, Texas). AIAA 2009-4113. DOI: 10.2514/6.2009-4113
7. Грумондз Т.А. Некоторые сведения из истории кафедры аэродинамики МАИ. — М.: Изд-во МАИ, 1984. — 158 с.
 8. Буров В.В., Волобуев В.С., Глазков С.А. и др. Измерительно-вычислительный комплекс трансзвуковой аэродинамической трубы Т-128 ЦАГИ // Датчики и системы. 2010. № 5. С. 20–24.
 9. Горев В.Н., Попов С.А., Козлов В.В. Экспериментальное исследование возможности применения акустики для управления срывом потока на крыле летательного аппарата // Труды МАИ. 2011. № 46. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=26026>
 10. Свищевский С.Б., Семенчиков Н.В., Королев Н.В. Исследование аэродинамических характеристик кормовой части летательного аппарата с кольцевым соплом в транс- и сверхзвуковом потоке // Математическое моделирование. 1999. Т. 11. № 4. С. 19–28.
 11. Озеринин В.Н., Рагожникова Е.А., Свищевский С.Б., Семенчиков Н.В. Силы и моменты, индуцируемые поперечными сверхзвуковыми струями на теле вращения в транс- и сверхзвуковом потоке // Математическое моделирование. 1999. Т. 11. № 6. С. 25–30.
 12. Свищевский С.Б., Семенчиков В.Н., Тархов Е.Л., Яковлевский О.В. Взаимодействие сверхзвуковых недорасширенных струй с встречным сверхзвуковым потоком // Математическое моделирование. 2001. Т. 13. № 7. С. 3–10.
 13. Popov S.A. The internal structure of turbulence // *Doklady Physics*. 2016. Vol. 61. No. 8, pp. 418–422. DOI: 10.1134/S1028335816080140
 14. Рождественский Б.Л. О применимости разностных методов решения уравнений Навье–Стокса при больших числах Рейнольдса // Доклады Академии наук СССР. 1973. Т. 211. № 2. С. 308–311.
 15. Aristov V.V., Rovenskaya O.I. Kinetic description of the turbulence in the supersonic compressible flow over a backward/forward-facing step // *Computers & Fluids*. 2015. Vol. 111, pp. 150–158. DOI: 10.1016/j.compfluid.2015.01.012
 16. Попов С.А. Математическое моделирование отрывных и нестационарных течений // Труды МАИ. 2006. № 22. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=34107>
 17. Cambiera L., Heib S., Plot S. The Onera elsA CFD software: Input from research and feedback from industry // *Mechanics & Industry*. 2013. Vol. 14. No. 3, pp. 159–174. DOI: 10.1051/meca/2013056
 18. Волкова А.О. Струйно-перфорированные границы как эффективный способ уменьшения индукции границ при испытании модели профиля в трансзвуковой аэродинамической трубе // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 4. С. 28–38. DOI: 10.34759/vst-2021-4-28-38
 19. Попов С.А. Моделирование течений сжимаемого газа на основе метода полных дифференциалов // Математическое моделирование. 2005. Т. 17. № 3. С. 99–119.
 20. Попов С.А., Рыжов Ю.А., Никитченко Ю.А. Программа, предназначенная для моделирования картины обтекания контуров плоских тел, “Flow Exact 2D” // Свидетельство о государственной регистрации № 2014662154. Бюл. № 12(98). 20.12.2014.

References

1. Northon K. *NASA wind tunnel tests X-plane design for a quieter supersonic jet*. Press release, NASA, 2017.
2. Heinlein G., Bakhle M., Chen J.-P. Aeromechanic Response of a Coupled Inlet-Fan Boundary Layer Ingesting Distortion-Tolerant Fan. *ASME Turbo Expo 2019: Turbomachinery Technical Conference and Exposition (17–21 June 2019; Phoenix, Arizona, USA)*. AIAA 2020-3780. DOI: 10.1115/GT2019-91866
3. Braune M., Koch S. Application of hot-film anemometry to resolve the unsteady boundary layer transition of a laminar airfoil experiencing limit cycle oscillations. *Experiments in Fluids*, 2020, pp. 61–68. DOI: 10.1007/s00348-020-2907-y
4. Perraud J., Schrauf G., Archambaud I. et al. Transonic High Reynolds Number Transition Experiments in the ETW Cryogenic Wind Tunnel. *48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition (04–07 January 2010; Orlando, Florida)*. AIAA 2010-1300. DOI: 10.2514/6.2010-1300
5. Esin M.V., Raskovskaya I.L., Rinkevichyus B.S., Tol-kachev A.V. 3D refractograms and their application in diagnostics of gradient inhomogeneities. *Journal of Communications Technology and Electronics*, 2012, vol. 57, no. 4, pp. 445–451. DOI: 10.1134/S1064226912030060
6. Rudnik R., Sitzmann M., Godard J.-L., Lebrun F. Experimental Investigation of the Wing-Body Juncture Flow on the DLR-F6 Configuration in the ONERA S2MA Facility. *27th AIAA Applied Aerodynamics Conference (22–25 June 2009; San Antonio, Texas)*. AIAA 2009-4113. DOI: 10.2514/6.2009-4113
7. Grumondz T.A. *Nekotorye svedeniya iz istorii kafedry aerodinamiki MAI* (Certain information from the MAI Department of Aerodynamics history.), Moscow, MAI, 1984, 158 p.
8. Burov V.V., Volobuev V.S., Glazkov S.A. et al. *Datchiki i sistemy*, 2010, no. 5, pp. 20–24.
9. Gorev V.N., Popov S.A., Kozlov V.V. *Trudy MAI*, 2011, no. 46. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=26026>
10. Svirshchevskii S.B., Semenchikov N.V., Korolev N.V. *Matematicheskoe modelirovanie*, 1999, vol. 11, no. 4, pp. 19–28.
11. Ozerinin V.N., Ragozhnikova E.A., Svirshchevskii S.B., Semenchikov N.V. *Matematicheskoe modelirovanie*, 1999, vol. 11, no. 6, pp. 25–30.
12. Svirshchevskii S.B., Semenchikov N.V., Tarkhov E.L., Yakovlevskii O.V. *Matematicheskoe modelirovanie*, 2001, vol. 13, no. 7, pp. 3–10.
13. Popov S.A. The internal structure of turbulence. *Doklady Physics*, 2016, vol. 61, no. 8, pp. 418–422. DOI: 10.1134/S1028335816080140
14. Rozhdestvenskii B.L. *Doklady Akademii nauk SSSR*, 1973, vol. 211, no. 2, pp. 308–311.
15. Aristov V.V., Rovenskaya O.I. Kinetic description of the turbulence in the supersonic compressible flow over a backward/forward-facing step. *Computers & Fluids*, 2015, vol. 111, pp. 150–158. DOI: 10.1016/j.compfluid.2015.01.012
16. Popov S.A. *Trudy MAI*, 2006, no. 22. URL: <https://trudymai.ru/seng/published.php?ID=34107>
17. Cambiera L., Heib S., Plot S. The Onera elsA CFD software: Input from research and feedback from industry. *Mechanics*

- & *Industry*, 2013, vol. 14, no. 3, pp. 159–174. DOI: 10.1051/meca/2013056
18. Volkova A.O. Jet-perforated boundaries as an effective method to reduce wall interference for airfoil tests in a transonic wind tunnel. *Aerospace MAI Journal*, 2021, vol. 28, no. 4, pp. 28–38. DOI: 10.34759/vst-2021-4-28-38
19. Popov S.A. *Matematicheskoe modelirovanie*, 2005, vol. 17, no. 3, pp. 99–119.
20. Popov S.A., Ryzhov Yu.A., Nikitchenko Yu.A. *Svidetel'stvo o gosudarstvennoi registratsii programm dlya EVM "Programma, prednaznachennaya dlya modelirovaniya kartiny obtekaniya konturov ploskikh tel "Flow Exact 2D"* No. 2014662154, 20.12.2014 (Certificate of State registration of computer programs "A program designed for the flow pattern contours modeling of flat bodies, "Flow Exact 2D", no. 2014662154, 20.12.2014).

Статья поступила в редакцию 20.10.2022; одобрена после рецензирования 24.11.2022; принята к публикации 28.11.2022.

The article was submitted on 20.10.2022; approved after reviewing on 24.11.2022; accepted for publication on 28.11.2022.