

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

АЭРОДИНАМИКА И ПРОЦЕССЫ ТЕПЛООБМЕНА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 533.697.24

DOI: 10.34759/vst-2019-4-7-16

РАСЧЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ТЯГОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК СОПЛА СВЕРХЗВУКОВОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА С ПОМОЩЬЮ МЕТОДОВ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ ГАЗОВОЙ ДИНАМИКИ

Горбовской В.С.* , Кажан А.В., Кажан В.Г., Шенкин А.В.

*Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского,
ЦАГИ, ул. Жуковского, 1, Жуковский, Московская область, 140180, Россия*

** e-mail: vgorbovskey@mail.ru*

Статья поступила в редакцию 26.08.2019

Одной из наиболее актуальных проблем при разработке сверхзвуковых пассажирских самолетов (СПС) нового поколения является обеспечение экологических требований, в том числе по уровню шума в районе аэропорта. Это требует поиска технических решений, обеспечивающих как низкий уровень потерь тяги сопла на всех режимах полёта, так и уменьшения скорости истечения реактивной струи для снижения уровня ее шума на взлётно-посадочных режимах. Для сокращения временных и финансовых затрат на этапах предварительного проектирования целесообразно использование расчетных методов, обеспечивающих высокий уровень достоверности результатов. Разработана методика исследования тяговых характеристик реактивного сопла СПС на режимах взлета и посадки, разгона—набора высоты, транзвукового и сверхзвукового крейсерского полета с помощью методов вычислительной газовой динамики, основанных на численном решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье—Стокса и реализованных в программном комплексе ANSYS CFX. Исследована модель плоского реактивного сопла СПС типа миксер-эжектор с системой шумоглушения на режимах взлета и посадки. Выполнены расчетные исследования по определению тяговых характеристик сопла на всех режимах полета, и проведена валидация их результатов по данным экспериментальных исследований в аэродинамических трубах ЦАГИ.

Ключевые слова: сопло сверхзвукового пассажирского самолета, уменьшение шума струи реактивного двигателя, потери тяги сопла, вычислительная газовая динамика, расчетные исследования тяговых характеристик сопла.

Введение

Исследования по разработке нового поколения сверхзвуковых пассажирских самолетов (СПС) и изучению особенностей их влияния на человека на

разных режимах полета ведутся в различных странах мира, в том числе в Российской Федерации.

Осуществление сверхзвукового крейсерского полета СПС возможно с использованием турборе-

активных двухконтурных двигателей (ТРДД) с относительно малой степенью двухконтурности ($m < 2$), что приводит к высокой скорости истечения реактивной струи на режимах взлета-посадки. Высокая скорость истечения, согласно теории Лайтхилла [1], является причиной высоких значений излучаемой струей ТРДД акустической энергии, что не позволяет достичь приемлемого уровня шума в районе аэропорта.

Отметим, что для СПС выполнение существующих, а тем более перспективных норм по шуму, принятых для дозвуковых самолётов, невозможно в принципе вследствие меньшей степени двухконтурности двигателей (и, соответственно, большей скорости струи) и большей потребной тяги на взлёте из-за меньшего аэродинамического качества.

При отсутствии специальных мероприятий шум реактивных струй ТРДД низкой степени двухконтурности составляет 110–130 EPNdB при допустимом уровне менее 95 EPNdB [2]. Возникновение шума, как правило, обусловлено турбулентным смешением истекающей из сопла реактивной струи с окружающим воздухом, а также пульсациями возникающих в сверхзвуковых струях скачков уплотнения [3]. Поэтому одной из основных проблем при разработке СПС является разработка средств шумоглушения струи ТРДД на режимах взлета и посадки. Заметим, что проблема шума лопаточных машин для СПС решается проще, учитывая большую длину каналов воздухозаборников.

Снижение шума струи может быть достигнуто либо активным, либо пассивным способом. К пассивным способам относится использование различных звукопоглощающих конструкций. К активным способам относится использование многотрубчатых насадков, гофрированных или лепестковых шумоглушителей, цилиндрических или прямоугольных эжекторов, сетчатых экранов, вдува воздуха в зону смешения и т.д. [4–7]. Использование различных устройств для снижения шума, как правило, приводит к заметному увеличению потерь тяги реактивных сопел [8–10], а также к необходимости регулировки сопла для полета на режимах, не требующих шумоглушения.

Одним из наиболее эффективных способов снижения скорости истечения реактивной струи СПС является использование сопла типа миксер-эжектор [11]. Его принцип действия заключается в том, что на режиме взлета с шумоглушением горячая реактивная струя двигателя разделяется на более мелкие струи с помощью многолепесткового сопла. Увеличенная площадь поверхности гофрированной струи интенсифицирует её смешение с атмосферным воздухом и уменьшает длину на-

чального участка слоя смешения. При этом появляется возможность экранировать зону смешения элементами хвостовой части планера. Скорость перемешанного потока в выходном сечении сопла снижается, и, таким образом, достигается эффект шумоглушения [12–14]. На режимах полета без шумоглушения эжекторное сопло преобразуется в сопло без разрыва контура, обладающее высокими тяговыми характеристиками.

Ввиду сложности и дороговизны проведения многопараметрических экспериментальных исследований, в последнее время все большую популярность приобретают расчетные исследования, основанные на методах вычислительной газовой динамики [15–17]. Поскольку класс решаемых с помощью методов вычислительной газовой динамики задач весьма широк, необходима настройка расчетного метода для решения конкретной задачи путем корректного задания начальных и граничных условий, параметров среды и модели турбулентности, построения расчетных сеток и т.д. Оценка применимости полученных с помощью методов вычислительной газовой динамики результатов (валидация) производится сравнением полученных расчетных данных с экспериментальными.

Объект исследований

Исследованная схема плоского сопла СПС является одним из вариантов реализации сопла типа миксер-эжектор, дифференциально отклоняемые створки за критическим сечением которого на режимах взлета и посадки с шумоглушением вызывают интенсивный процесс смешения реактивной струи с набегающим потоком, уменьшающий скорость истечения струи в выходном сечении, а также сокращающий длину начального участка зоны смешения. Для дополнительного снижения шума струи предусмотрен эжекторный контур. Заборный воздух поступает в эжекторный контур из внешнего пространства через дополнительные воздухозаборники, расположенные на нижней поверхности хвостовой части фюзеляжа, и подводится в область смешения под отклоняемыми створками за критическим сечением. Это позволяет увеличить площадь поверхности контакта реактивной струи с заборным воздухом и, тем самым, обеспечить более интенсивное перемешивание. Экранирование элементами планера СПС зоны начального участка зоны смешения уменьшает интенсивность акустического излучения по направлениям вбок и вниз от оси сопла [18–20].

Приведенные ниже результаты получены при исследовании модели сопла в аэродинамических трубах (АДТ) ТПД и Т-58 ЦАГИ, однако исполь-

зованные подходы применимы для исследований натурного реактивного сопла при уточнении начальных и граничных условий. Исследованная модель сопла СПС с задействованной системой шумоглушения показана на рис. 1,а. Положение верхних отклоняемых створок за критическим сечением характеризуется внутренними углами наклона относительно оси модели $\theta_{в чет}$ и $\theta_{в нечет}$, положение нижних отклоняемых створок — углами $\theta_{н чет}$ и $\theta_{н нечет}$. Верхние створки за чётными и нечётными секторами отклоняются синхронно.

Для минимизации потерь эффективной тяги на режимах набора высоты, трансзвукового и сверхзвукового полета, не требующих снижения шума реактивной струи, проток заборного воздуха через эжекторный контур перекрыт, а выходное устройство трансформируется в плоское сопло с косым срезом, как это показано на рис. 1,б.

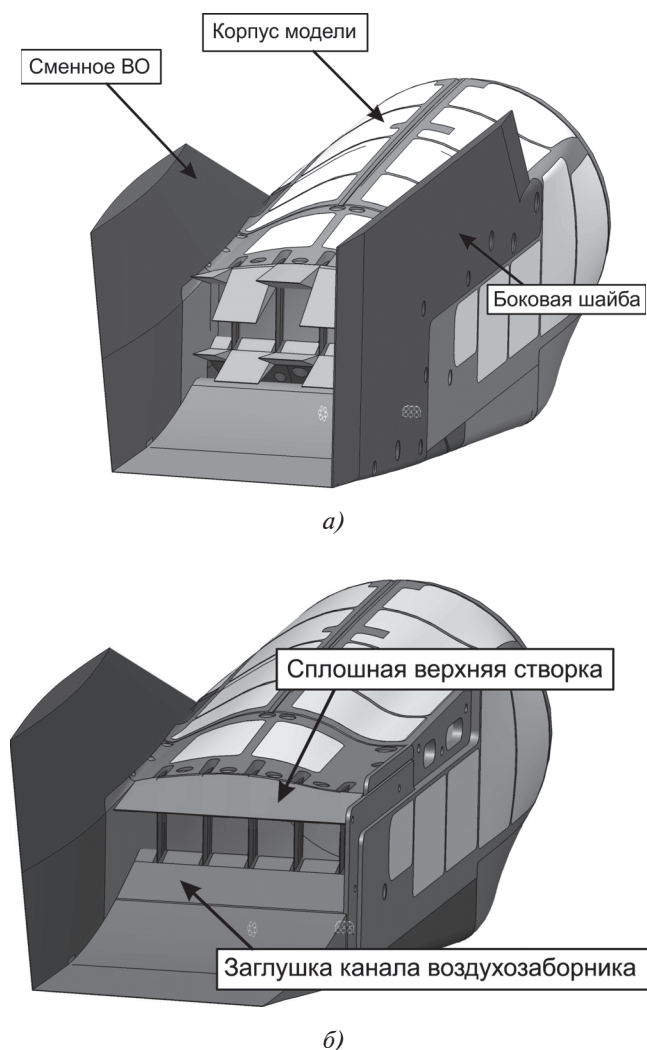


Рис. 1. Модель сопла СПС для режимов взлёта и посадки (а) и режимов набора высоты, трансзвукового и сверхзвукового полета (б)

Методика расчетных исследований

Исследование особенностей обтекания модели сопла СПС, определение параметров и структуры течения проводилось расчетным способом путем численного решения осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье—Стокса (RANS) в программном комплексе ANSYS CFX в стационарной постановке с учетом вязкости на втором порядке аппроксимации решения. Для замыкания системы уравнений использована модель турбулентности SST.

Создание расчетных сеток хорошего качества является одним из ключевых этапов решения задачи вычислительной аэродинамики, поскольку корректность и точность результатов численного моделирования во многом определяются именно качеством сеточной структуры. Для минимизации сеточной погрешности вычислений необходимо обеспечить сгущение как поверхностной расчетной сетки (задние и передние кромки обтекаемых элементов, поверхности с большой кривизной геометрии, зазоры и уступы), так и объемной сетки в областях резкого изменения параметров течения (скачки уплотнения, пограничный слой, зоны смешения, области отрыва потока от поверхности, зоны ламинарно-турбулентного перехода, области турбулентного течения). Плотность сгущения (минимальный и максимальный размеры поверхностных и объемных элементов) устанавливается опытным путем при проведении численного моделирования течения на сетках с различными параметрами. Выбор минимальной допустимой размерности сетки продолжается до тех пор, пока исследуемые параметры течения не станут постоянными при дальнейшем увеличении плотности сетки.

Для корректного описания течения в пограничном слое необходимо обеспечить сгущение расчетной сетки к омываемым поверхностям более 20 ячеек в пограничном слое, при этом как минимум пять ячеек в ламинарном подслое пограничного слоя. Высота первой ячейки в ламинарном подслое пограничного слоя рассчитывается из условия $Re(h1) \approx 1$. При этом сетка должна быть «гладкой», т.е. соотношение размеров соседних ячеек не должно превышать 1,2...1,25.

При расчете обтекания с использованием программ решения уравнений Эйлера и Рейнольдса существенное влияние на результаты расчета, особенно на дозвуковых скоростях, оказывает близость границ расчетной области и граничные условия на этих областях. Границы расчетной области целесообразно отдалять от поверхности модели более чем на 10 характерных размеров модели,

что позволяет задавать на границах расчетной области условия невозмущенного потока.

Построенная с учетом приведенных выше рекомендаций расчетная сетка для описания течения около модели сопла СПС на режимах взлета и посадки с системой шумоглушения (рис. 2) состоит из 32 млн блочно-структурированных ячеек, имеющих упорядоченную структуру узлов (гексаэдры). Использование для численных исследований неструктурированных расчетных сеток (тетраэдры) сокращает время на создание расчетной сетки, однако расчеты на такого типа сетках обеспечивают приемлемую точность только при гораздо более подробном разрешении (увеличении количества элементов на единицу объема), что, в свою очередь, требует заметного увеличения вычислительных мощностей при расчетах.

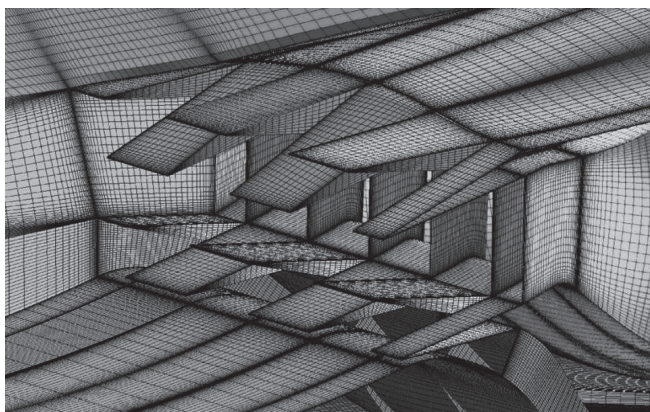
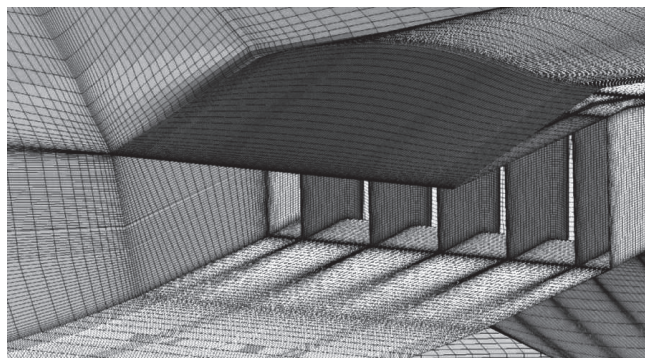


Рис. 2. Поверхностная сетка модели плоского сопла СПС для режимов взлета и посадки с шумоглушением

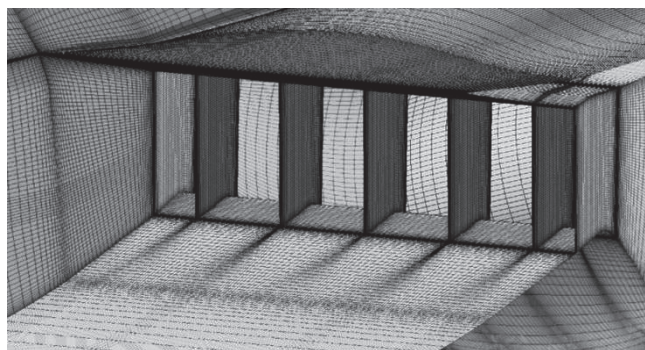
Выбранные с учетом минимизации влияния границ размеры расчетной области ($D \times Ш \times В$) составили $8 \times 4 \times 4$ м при характерном размере модели сопла (высоте критического сечения) $h_{кр} = 76,5$ мм.

Размерность расчетной сетки для исследования обтекания модели сопла СПС на режимах разгона—набора высоты и трансзвукового полета без системы шумоглушения существенно меньше за счет отсутствия необходимости поверхностного сгущения к боковым граням отклоняемых створок верхнего и нижнего рядов и составляет 20 млн ячеек при использовании блочно-структурированной топологии (рис. 3,а).

Расчетная область для режима крейсерского полета представляет собой цилиндр со стенками на его внешних боковых границах (моделирование рабочей части АДТ Т-58 ЦАГИ) с размерами расчетной области ($D \times L$) $0,4 \times 4$ м, размерность расчетной сетки составила 18 млн ячеек при использовании блочно-структурированной топологии (рис. 3,б).



а)



б)

Рис. 3. Поверхностная сетка модели плоского сопла СПС для режимов разгона—набора высоты и трансзвукового полета (а) и сверхзвукового крейсерского полета (б)

Для задания граничных и начальных условий в ANSYS CFX используется препроцессинговый подмодуль CFX-Pre. Корректное задание начальных и граничных условий оказывает существенное влияние на сходимость и точность получаемого решения.

Опыт проведения расчетных исследований реактивных сопел показал, что для решения данного класса задач рационально использование следующих начальных и граничных условий.

В качестве начальных условий в расчетной области задаются значения статического давления и статической температуры, соответствующие внешним условиям обтекания.

На входе в расчетную область для моделирования внешнего набегающего потока задается граница типа *Inlet* (вход), с указанием трех компонент скорости по направлениям X , Y , Z соответственно и статической температуры воздуха. Данный тип границы обеспечивает только втекание воздуха в расчетную область. При возникновении возвратных течений в ячейках, относящихся к границе типа *Inlet*, граничное условие будет автоматически заменено на граничное условие типа *Wall* (стенка).

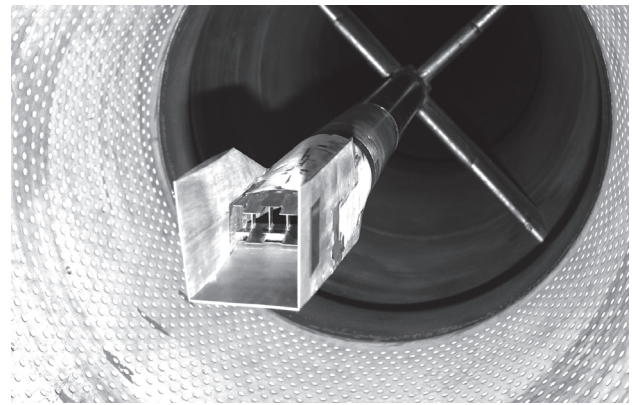
На выходе из расчетной области задается граница типа *Outlet* (выход) с перепадом избыточного статического давления $\Delta p = 0$ Па.

На боковых границах расчетной области задается условие типа *Opening* (свободное втекание или вытекание) с указанием значений перепада избыточного статического давления $\Delta p = 0$ Па и статической температуры, а также параметра турбулентности на границе *Zero Gradient*. Данный тип границы обеспечивает свободное локальное втекание и вытекание воздуха через границу в зависимости от значения давления в приграничных ячейках.

Для моделирования струи двигателя на входе в сопло задается граничное условие типа *Inlet* с указанием значений полного давления газа на выходе из двигателя p_0 и полной температуры T_0 .

Валидация расчетного метода

Проведена валидация представленной выше методики численных исследований по результатам экспериментов в аэродинамических трубах ЦАГИ. Экспериментальные исследования модели плоского сопла СПС в диапазоне чисел Маха набегающего потока $M \approx 0 \div 1,1$ были проведены в аэродинамической трубе (АДТ) ЦАГИ ТПД-Тр с холодной реактивной струей со значениями перепада давления на выходе из двигателя $\pi_c \approx 2,0 \div 3,2$. Исследования на сверхзвуковых режимах полёта в диапазоне чисел Маха набегающего потока $M \approx 1,5 \div 2,0$ проведены в аэродинамической трубе ЦАГИ Т-58 с холодной реактивной струей. На рис. 4 показана модель сопла с шумоглушением в перфорированной рабочей части АДТ ТПД-Тр и



а)



б)

Рис. 4. Модель плоского сопла СДС с шумоглушением в АДТ ЦАГИ ТПД-Тр (а) и без шумоглушения в АДТ ЦАГИ Т-58 (б)

в АДТ ЦАГИ Т-58 без активации системы шумоглушения. Перепад давления в сопле на каждом режиме полета определялся в соответствии с графиком зависимости значений π_c от числа Маха полета, представленным на рис. 5.

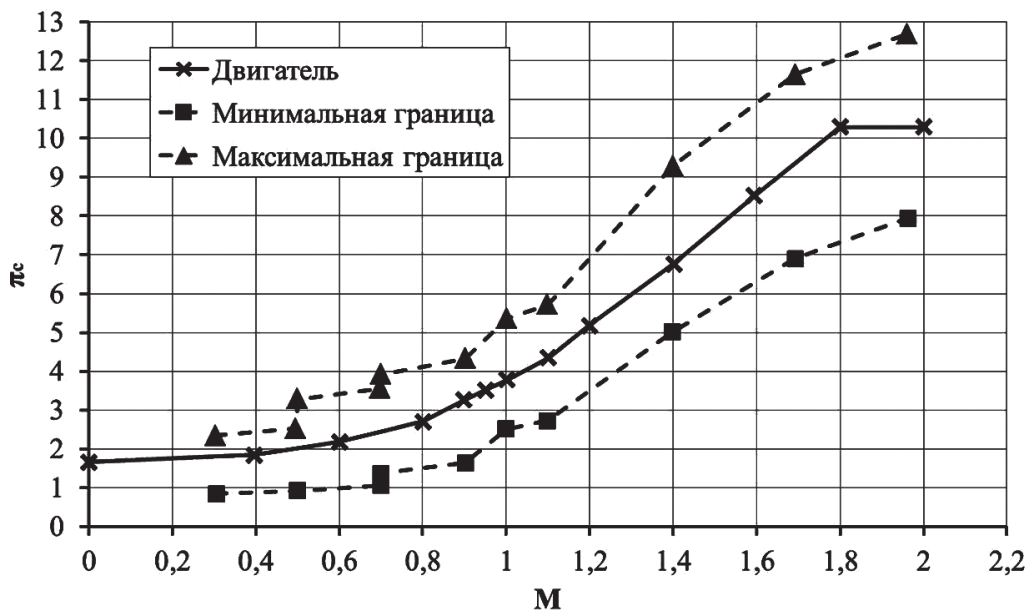


Рис. 5. Диапазон исследуемых значений π_c при проведении расчетных и экспериментальных исследований

Потери продольной составляющей внутренней тяги $\Delta \bar{P}_{сэфх}$ определялись по формулам

$$\left\{ \begin{aligned} P_{сх} &= \iint \rho v^2 dS_{вход} + \iint p dS_{вход} - X_{внутр}; \\ \bar{P}_{сх} &= \frac{P_{сх}}{P_{ид}}; \\ \Delta \bar{P}_{сх} &= 1 - \bar{P}_{сх}; \\ \Delta \bar{P}_{сэфх} &= \bar{P}_{сх} - \frac{\Delta X_{внеш}}{P_{ид}}, \end{aligned} \right. \quad (1)$$

где $P_{ид}$ — идеальная тяга сопла;

$X_{внутр}$ — суммарная продольная сила, действующая на внутренние поверхности сопла (внутренний контур);

$P_{сх}$ — продольная составляющая внутренней тяги сопла;

$\bar{P}_{сх}$ — коэффициент продольной составляющей внутренней тяги сопла;

$\Delta \bar{P}_{сх}$ — потери продольной составляющей внутренней тяги сопла;

$\Delta X_{внеш}$ — влияние струи на сопротивление внешней части сопла.

На рис. 6 представлено сравнение результатов расчёта потерь продольной составляющей эффективной тяги сопла с результатами эксперимента при числах Маха набегающего потока $M \approx 0,3 \div 0,5$. Стоит отметить хорошее согласова-

ние результатов расчета интегральных характеристик сопла с экспериментальными данными. Максимальная разница между ними не превышает 0,3% идеальной тяги сопла. При этом расчёт «отслеживает» немонотонный характер зависимостей тяговых характеристик сопла от перепада давления в реактивной струе π_c , полученных в результате эксперимента, что свидетельствует о корректном численном моделировании физических особенностей течения в эжекторном сопле сложной пространственной конфигурации.

На режимах набора высоты и трансзвукового полета в диапазоне чисел $M \approx 0,7 \div 1,1$ система шумоглушения сопла не задействована, воздухозаборник эжекторного контура закрыт, верхние створки отклоняются синхронно за чётными и нечётными секторами в зависимости от режима полёта и перепада давления в реактивной струе. Сравнение результатов расчёта потерь продольной составляющей эффективной тяги сопла с экспериментальными данными для этих режимов полета показано на рис. 7.

При числах $M \approx 0,7$ и $0,9$ расхождение результатов расчета и эксперимента составляет 0,1—0,2% идеальной тяги сопла, что находится в пределах погрешности эксперимента и расчета. При увеличении числа Маха до $M \approx 1,1$ разница между расчётом и экспериментом возрастает примерно до 0,4—0,8%, что также является приемлемым для обтекания модели с образованием локальных областей отрыва потока, характерным для трансзвуковых режимов обтекания.

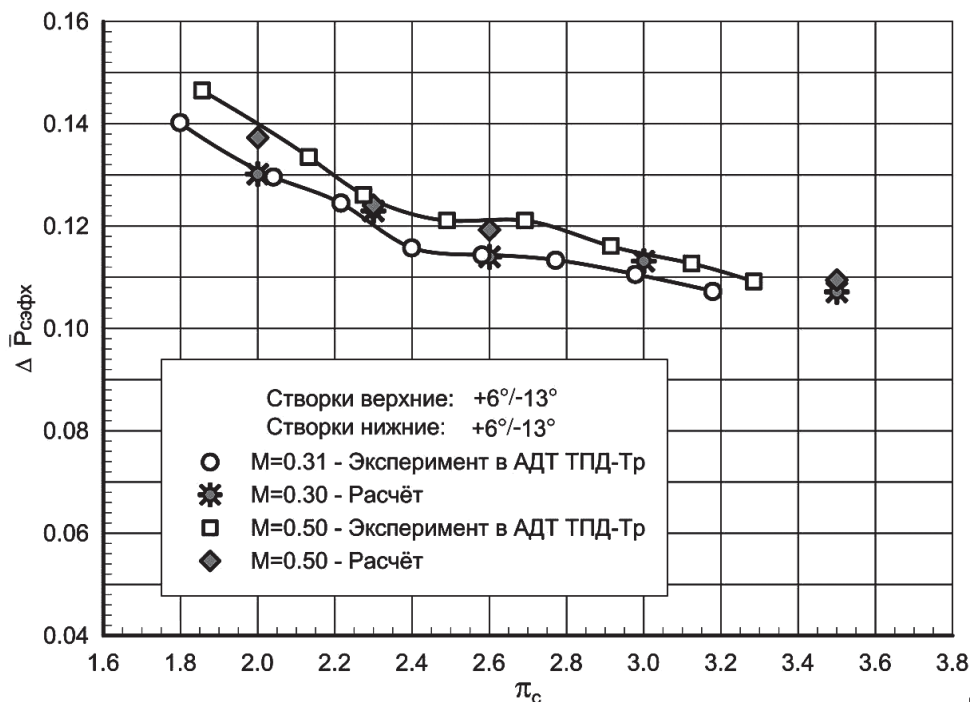


Рис. 6. Сравнение экспериментальных данных с расчётными на режимах взлёта с шумоглушением

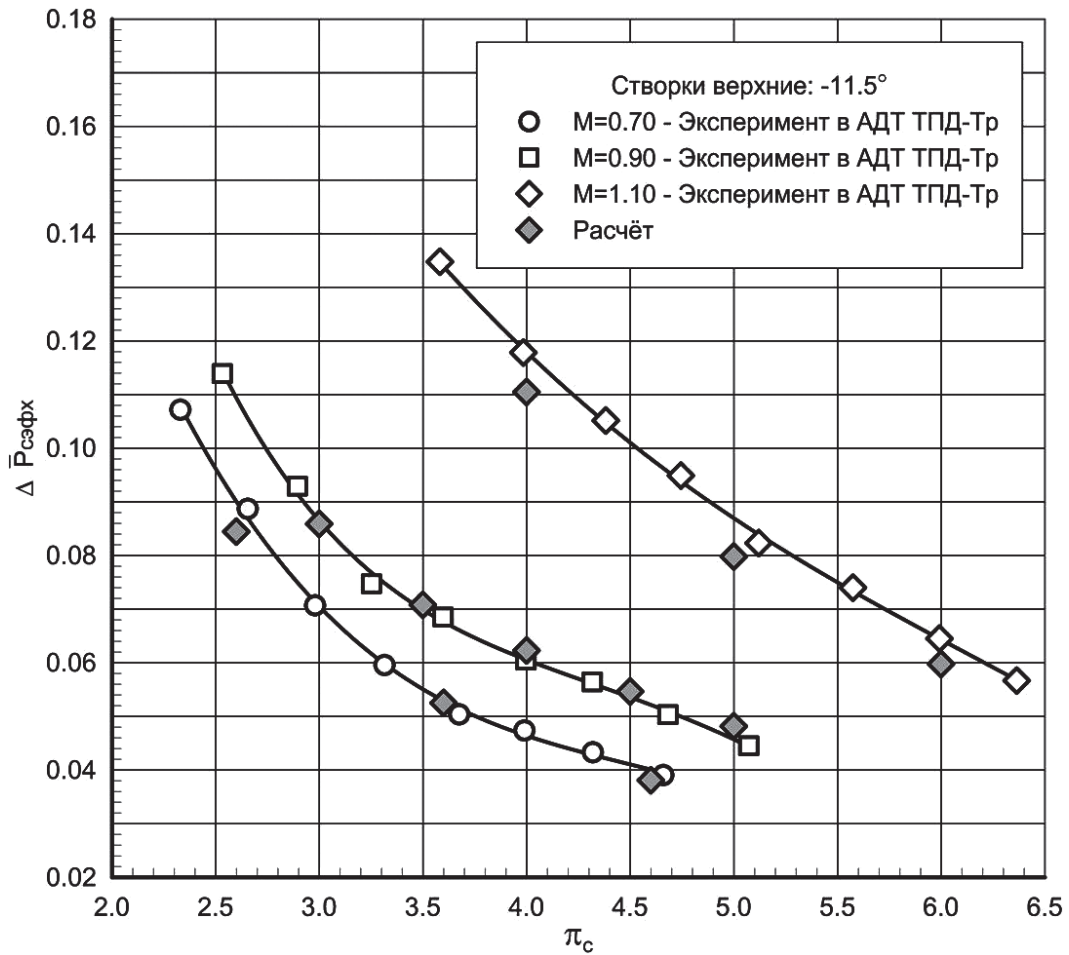


Рис. 7. Сравнение экспериментальных данных с расчетными на режимах набора высоты

Для двигателя СПС на крейсерском режиме полёта с числами $M \approx 1,5 \div 2,0$ характерны высокие значения $\pi_c \approx 8 \div 10,5$, и сопло «работает» на режимах, близких к расчётному. Сравнение результатов расчёта интегральных характеристик модели сопла

в рабочей части АДТ с экспериментальными данными, представленное на рис. 8, показало удовлетворительное совпадение, при котором расхождение результатов составило $\approx 0,5\%$ идеальной тяги сопла.

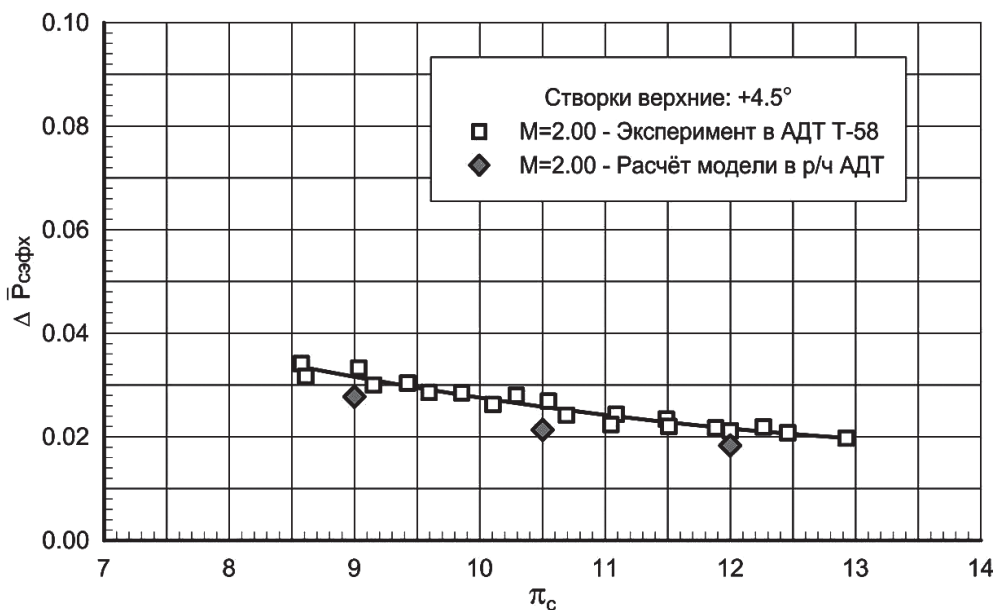


Рис. 8. Сравнение результатов расчёта с экспериментальными данными на режиме крейсерского полета

Выводы

1. Шум реактивной струи СПС на режимах взлета и посадки является основным источником шума на местности, что требует разработки и исследования технических решений, позволяющих существенно снизить шум струи при обеспечении низкого уровня потерь эффективной тяги реактивного сопла на крейсерских режимах полёта.

2. На этапе проектирования для параметрических исследований особенностей течения и оценки газодинамических характеристик сопла целесообразно использование современных методов вычислительной газовой динамики.

3. Показано, что использование расчетного комплекса ANSYS CFX для сопловых устройств типа «миксер-эжектор» позволяет повысить уровень достоверности результатов при условии использования специальных расчетных сеток, подробно описывающих особенности исследуемой геометрии, и корректном задании начальных и граничных условий.

Библиографический список

1. *Муниин А.Г., Кузнецов В.М., Леонтьев Е.А.* Аэродинамические источники шума. — М.: Машиностроение, 1981. — 248 с.
2. *Лаврухин Г.Н.* Аэрогазодинамика реактивных сопел. — Т. 1. Внутренние характеристики сопел. — М.: Физматлит, 2003. — 376 с.
3. *Соркин Л.И.* Проблемы уменьшения шума реактивных двигателей: Сб. переводов. — М.: Изд-во иностр. лит., 1961. — 142 с.
4. *Поляков В.В.* Реверсивные устройства силовых установок с воздушно-реактивными двигателями / Науч. ред. Б.А. Черкасов // Итоги науки и техники. Сер. Авиастроение. Т. 5. М.: ВИНТИ, 1978. 210 с.
5. *Richards E.J.* Some thoughts on noise suppression nozzle design. — Combustion and propulsion. Third AGARD Colloquium, London Pergamon press. 1958. Part III, pp. 197-223.
6. *Greatrex F.B., Brown D.M.* Progress in jet engine noise reduction // Advances in aeronautical sciences. Proceedings of the first congress in the aeronautical sciences, Madrid, 8-13 September, 1958, pp. 364-392. DOI: 10.1016/B978-1-4831-9832-3.50021-8
7. *Petil J.E., Scholey B.B.* STOL Transport thrust reverser/vectoring program // AFAPL-TR-72109. 1973. Vol. I & II.
8. *Knowles K.* Combined Noise and Flow Control of Supersonic Jets Using Swirl // DGLR/ AIAA14th Aeroacoustics Conference (Aachen, Germany, May 11-14, 1992). Vol. 2, pp. 746-751.
9. *Louis J.W.* NASA's High-Speed Research Program // 7th European Aerospace Conference (EAC 94) on the Supersonic Transport of Second Generation (25-27 October 1994). URL: <https://www.nasa.gov/centers/langley/news/factsheets/HSR-Overview2.html>
10. *Whurr J.* Propulsion system concepts and technology requirements for quiet supersonic transports // International Journal of Aeroacoustics. 2004. Vol. 3. No. 3, pp. 259-270.
11. *Житенёв В.К., Колесникова С.А., Крашенинников С.Ю., Миронов А.К., Шенкин А.В.* Шумоглушащее сопло воздушно-реактивного двигателя (варианты). Патент RU 2313680 С2. Бюлл. № 36, 27.12.2007.
12. *Krasheninnikov S.Yu., Mironov A.K., Paulyukov E.V., Shenkin A.V., Zhitenev V.K.* Mixer-Ejector Nozzles: Acoustic and Thrust Characteristics // International Journal of Aeroacoustics. 2005. Vol. 4. No. 3&4, pp. 267-288. DOI: 10.1260/1475472054771448
13. *Власов Е.В., Житенев В.К., Каравосов Р.К., Шенкин А.В.* Результаты исследования характеристик секторных сопел с шумоглушением // Авиационные двигатели 21 века: Сборник тезисов II международной научно-технической конференции (Москва, 6-9 декабря 2005). — М.: Изд-во ЦИАМ им. П.И. Баранова, 2005. С. 27.
14. *Крашенинников С.Ю., Миронов А.К.* Воздействие продольной компоненты завихренности, формирующейся в источнике турбулентной струи, на ее акустические характеристики // Известия Российской академии наук. Механика жидкости и газа. 2003. № 5. С. 43-59.
15. *Иванов И.Э., Крюков И.А.* Численное исследование турбулентных течений с ограниченным и свободным отрывом в профилированных соплах // Вестник Московского авиационного института. 2009. Т. 16. № 7. С. 23-30.
16. *Хилькевич В.Я.* Влияние температурной неравномерности входного потока на характеристики сопла // Вестник Московского авиационного института. 2009. Т. 16. № 4. С. 27-31.
17. *Щербаков М.А., Юн А.А., Марчуков Е.Ю., Крылов Б.А.* Применение современных пакетов вычислительной гидродинамики в расчете выходного устройства воздушно-реактивного двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2010. Т. 17. № 5. С. 116-120.
18. *Горбовской В.С., Кажан В.Г., Кажан А.В., Миронов А.К.* Расчетно-экспериментальные исследования газодинамических и акустических характеристик плоского сопла ЛСДС с системой шумоглушения // XXX Научно-техническая конференция по аэродинамике: Материалы конференции, посвященной 150-летию со дня рождения С.А. Чаплыгина (25-26 апреля 2019, пос. Володарского). М.: Изд-во ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, 2019. С. 93.
19. *Горбовской В.С., Кажан В.Г., Шенкин А.В.* Модификация сопла легкого сверхзвукового делового самолета с целью снижения уровня потерь тяги на всех режимах полета // XXIX Научно-техническая конференция по аэродинамике: Материалы конференции (1-2 марта 2018). М.: Изд-во ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, 2019. С. 105.

20. Горбовской В.С. Кажан В.Г. Шенкин А.В. Расчетно-экспериментальные исследования аэродинамики сопла легкого сверхзвукового делового самолета // Модели и методы аэродинамики: Сборник тезисов XVI Международной школы-семинара (Евпатория, 5-12 июня 2016). М.: Московский центр непрерывного математического образования, 2016. С. 34-35.

NUMERICAL STUDIES OF NOZZLE THRUST CHARACTERISTICS OF SUPERSONIC CIVIL AIRCRAFT BY COMPUTATIONAL GAS DYNAMICS METHOD

Gorbovskoi V.S.*, Kazhan A.V., Kazhan V.G., Shenkin A.V.

*Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky,
TsAGI, 1, Zhukovsky str., Zhukovsky, Moscow Region, 140180, Russia
* e-mail: vgorbovskoy@mail.ru*

Abstract

One of the most urgent problem while developing a new generation supersonic civil aircraft is ecologic requirements ensuring, including the community noise level near the airport. It requires developing and studying new technical solutions ensuring both low nozzle thrust losses level at all flight modes and reduction of jet flow velocity to decrease its noise level at the take-off/landing modes. One of the possible trends for this problem solving is mixer-ejector type nozzle application on the supersonic civil aircraft. Its operation principle consists in the fact that at the take-off mode with sound absorption, the hot jet is split into smaller jets by the multi-lobe nozzle. The increased surface area of the ruffled jet intensifies its mixing with atmospheric air, and reduces the length of the mixing layer initial section. The mixed jet velocity in the nozzle outlet section reduces, and thus the effect of acoustic suppression is achieved. Mixing zone shielding by the tail part elements of the airframe allows additional enhancing of acoustic suppression. At the flight modes without acoustic suppression the mixer-ejector type nozzle transforms into conventional supersonic nozzle with much higher thrust characteristics.

To reduce time and financial costs at the preliminary design stages, it is expedient to employ computational methods, ensuring high level of confidence. Modern software for fluid numerical modelling are applicable for solving a wide class of problems. However, refinement of flow numerical modelling technique is necessary for solving concrete problem. In the presented work, rational parameters for computing and computational grids were selected.

Modern Computational Fluid Dynamics (CFD) software allows solving a wide class of problems. However, refinement of flow numerical modelling technique is necessary for solving concrete problem. In the presented work, rational parameters for computing and computational grids were selected to study physics of the flow and obtain integral characteristics of the nozzle, such as mixer-ejector nozzle, at the take-off, landing, transonic and supersonic flight regimes. This method is employed to predict the nozzle thrust losses with ANSYS CFX commercial CFD code of Reynolds-averaged Navier-Stokes equation numerical solution. The numerical study of losses in mixer-ejector nozzle with active system of acoustic suppression at the take-off and landing modes are performed, and obtained results are validated by the experimental data. The accuracy of validation does not exceed 0.5% of the ideal thrust losses at all flight modes.

Keywords: nozzle of civil supersonic aircraft, jet engine noise reduction, nozzle thrust losses, computational fluid dynamics, numerical study of nozzle thrust characteristics.

References

1. Munin A.G. Kuznetsov V.M. Leont'ev E.A. *Aerodinamicheskie istochniki shuma* (Aerodynamic noise sources), Moscow, Mashinostroenie, 1981, 248 p.
2. Lavrukhin G.N. *Aerogazodinamika reaktivnykh sopel. T. 1. Vnutrennie kharakteristiki sopel* (Aero-gas-dynamics of jet nozzles. Vol. 1. Internal characteristics of the nozzles), Moscow, Fizmatlit, 2003, 376 p.
3. Sorkin L.I. *Problemy umen'sheniya shuma reaktivnykh dvigatelei* (Problems of jet engines noise reduction:

- Collection of translations), Moscow, Izdatel'stvo inostrannoi literatury, 1961, 142 p.
4. Polyakov V.V. *Itogi nauki i tekhniki. Seriya Aviastroenie* (Results of science and technology. Series Aircraft), Moscow, VINITI, 1978, vol. 5, 210 p.
 5. Richards E.J. *Some thoughts on noise suppression nozzle design. Combustion and propulsion*. Third AGARD Colloquium, London Pergamon press. 1958. Part III, pp. 197-223.
 6. Greatrex F.B. Brown D.M. Progress in jet engine noise reduction. *Advances in aeronautical sciences. Proceedings of the first congress in the aeronautical sciences (Madrid, 8-13 September 1958)*, pp. 364-392. DOI: 10.1016/B978-1-4831-9832-3.50021-8
 7. Petil J.E., Scholey B.B. STOL Transport thrust reverser/ vectoring program. *AFAPL-TR-72109*. 1973. Vol. I & II.
 8. Knowles K. Combined Noise and Flow Control of Supersonic Jets Using Swirl. *DGLR/ AIAA14th Aeroacoustics Conference (Aachen, Germany, May 11-14, 1992)*. Vol. 2, pp. 746-751.
 9. Louis J.W. HASA's High-Speed Research Program. *7th European Aerospace Conference (EAC 94) on the Supersonic Transport of Second Generation (25-27 October 1994)*. URL: <https://www.nasa.gov/centers/langley/news/factsheets/HSR-Overview2.html>
 10. Whurr J. Propulsion system concepts and technology requirements for quiet supersonic transports. *International Journal of Aeroacoustics*, 2004, vol. 3, no. 3, pp. 259-270.
 11. Zhitenev V.K., Kolesnikova S.A., Krashennnikov S.Yu., Mironov A.K., Shenkin A.V. *Patent RU 2313680 C2*, 27.12.2007.
 12. Krashennnikov S.Yu., Mironov A.K., Paulyukov E.V., Shenkin A.V., Zhitenev V.K. Mixer-Ejector Nozzles: Acoustic and Thrust Characteristics. *International Journal of Aeroacoustics*, 2005, vol. 4, no. 3&4, pp. 267-288. DOI: 10.1260/1475472054771448
 13. Vlasov E.V., Zhitenev V.K., Karavosov R.K., Shenkin A.V. *Materialy II Mezhdunarodnoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii "Aviatsionnye dvigateli 21 veka" (Moscow, 6-9 December 2005)*, Moscow, TsIAM im. P.I. Baranova, 2005, pp. 27.
 14. Krashennnikov S.Yu., Mironov A.K. *Izvestiya Rossiiskoi akademii nauk. Mekhanika zhidkosti i gaza*, 2003, no. 5, pp. 43-59.
 15. Ivanov I.E., Kryukov I.A. Numerical investigations of turbulent flows with free and restricted shock separation. *Aerospace MAI Journal*, 2009, vol. 16, no. 7, pp. 23-30.
 16. Hilkevich V.Ya. An influence of temperature non-uniformity for input stream on a nozzle performances. *Aerospace MAI Journal*, 2009, vol. 16, no. 4, pp. 27-31.
 17. Shcherbakov M.A., Yun A.A., Marchukov E.Yu., Krylov B.A. The use of modern CFD software packages for nozzle jet engine computation. *Aerospace MAI Journal*, 2010, vol. 17, no. 5, pp. 116-120.
 18. Gorbovsokoi V.S., Kazhan V.G., Kazhan A.V., Mironov A.K. *Materialy XXX Nauchno-Tekhnicheskoi konferentsii po aerodinamike (25-26 April 2019, pos. Volodarskogo)*. Moscow, TsAGI im. prof. N.E. Zhukovskogo, 2019, p. 93.
 19. Gorbovsokoi V.S. Kazhan V.G. Shenkin A.V. *Materialy XXIX Nauchno-Tekhnicheskoi konferentsii po aerodinamike (1-2 March 2018)*. Moscow, TsAGI im. prof. N.E. Zhukovskogo, 2019, p. 105.
 20. Gorbovsokoi V.S., Kazhan V.G., Shenkin A.V. *Materialy XVI Mezhdunarodnoi shkoly-seminara "Modeli i metody aerodinamiki" (Evpatoriya, 5-12 June 2016)*, Moscow, Moskovskii tsentr nepreryvnogo matematicheskogo obrazovaniya, 2016, pp. 34-35.