

На правах рукописи



Крайко Алла Александровна

ПРОФИЛИРОВАНИЕ СОПЕЛ И ПЕРЕХОДНЫХ КАНАЛОВ
РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

01.02.05 – механика жидкости, газа и плазмы

Автореферат
диссертации на соискание ученой степени
кандидата физико-математических наук

Москва – 2014

Работа выполнена в Федеральном государственном унитарном предприятии
«Центральный институт авиационного моторостроения им. П. И. Баранова»

Научный руководитель: доктор технических наук, профессор,
Крашенинников Сергей Юрьевич

Официальные оппоненты: доктор физико-математических наук,
главный научный сотрудник
Вычислительного центра
им. А. А. Дородницына РАН
Профессор Зубов Владимир Иванович

доктор технических наук, доцент,
начальник сектора
ФГУП «ЦАГИ им. Н. Е. Жуковского»
Таковицкий Сергей Александрович

Ведущая организация: Научно-исследовательский институт
Прикладной математики и механики
Томского Государственного
Университета

Защита состоится 18 апреля 2014 г. в 15 час. 00 мин. на заседании диссертационного совета Д 501.001.89 при Московском государственном университете им. М. В. Ломоносова (ГСП-1, ауд. 16-10) по адресу: 119991, г. Москва, Ленинские горы, д. 1.

С диссертацией можно ознакомиться в научной библиотеке Московского государственного университета им. М. В. Ломоносова.

Автореферат разослан « » 2014 г.

Ученый секретарь диссертационного
совета Д 501.001.89
д. ф.-м. н.



В. В. Измоленов

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность. Выполнение современных требований к характеристикам летательных аппаратов и их двигателей обуславливает высокую степень совершенства каждого элемента и их интеграции. Возможность дальнейшего улучшения характеристик требует развития методов оптимизации широкого класса аэродинамических объектов. Рассмотрение задач оптимального профилирования наиболее актуально в тех случаях, когда решение не удаётся получить на основе точных вариационных методов, таких как метод контрольного контура и общий метод множителей Лагранжа. Это, в первую очередь, относится к оптимизации с учётом вязкости газа, а также к задаче профилирования пространственных конфигураций в общей постановке. Прямые методы оптимизации становятся незаменимым, а также наиболее универсальным инструментом в решении задач такого рода. Таким образом, возникает необходимость в исследованиях, посвящённых поиску наиболее эффективных методик прямой оптимизации, а также общих рекомендаций, позволяющих ускорить процесс получения решений, близких к оптимальным с достаточной точностью.

Цель и предмет исследований. Разработка эффективных методов прямой оптимизации широкого класса пространственных аэродинамических форм и решение с их помощью задач оптимального профилирования элементов реактивного двигателя, не допускающих решения на основе точных вариационных методов. Профилирование пространственных переходных каналов и сопел, содержащих участки с дозвуковым течением в них, в том числе с учётом влияния вязкости газа.

Новизна результатов исследований. Созданный программный комплекс позволил решить ряд задач оптимального профилирования в прямой постановке. Новизна полученных результатов заключается в рассмотрении пространственных конфигураций, удовлетворяющих строгим габаритным ограничениям, в непосредственном учёте вязкости газа в процессе оптимизации, а также в профилировании участков как со сверх-, так и с дозвуковым течением в них. Ниже приводятся примеры задач оптимального профилирования, при решении которых в рассматриваемых постановках были получены принципиально новые формы и результаты.

С помощью авторской реализации прямого метода исчерпывающего градиентного спуска:

- в рамках уравнений Эйлера спрофилированы пространственные сверхзвуковые части сопел из плотной многосопловой компоновки максимальной тяги, в том числе с произвольной некруглой формой критического сечения
- в рамках уравнений Рейнольдса спрофилированы пространственные околозвуковые сопла двигателя с малой инфракрасной заметностью с минимальными потерями полного давления. Исследовано влияние длины сопла на уровень потерь. Проведено исследование влияния способа аппроксимации искомой поверхности на результаты оптимизации
- в рамках уравнений Эйлера спрофилированы пространственные сопла высокоскоростного прямого воздушного реактивного двигателя (ПВРД)

максимальной в заданном направлении тяги с учётом влияния внешней аэродинамической силы, возникающей при обтекании упрощённой формы кормовой части. Сопла профилировались целиком, включая дозвуковую часть

- в рамках уравнений Эйлера спрофилированы пространственные сопла высокоскоростного ПВРД, обеспечивающие уменьшение расхода топлива на заданном крейсерском режиме полёта
- в рамках уравнений Рейнольдса спрофилированы осесимметричные кольцевые переходные каналы турбореактивного двухконтурного двигателя (ТРДД) трёх типов, обеспечивающие низкие уровни потерь полного давления. Исследовано влияние длины переходного участка на уровни потерь полного давления

С помощью прямого метода исследования пространства параметров в рамках уравнений Рейнольдса спрофилированы пространственные переходные каналы регенератора перспективного ТРДД со сложным термодинамическим циклом, обеспечивающие низкий уровень потерь полного давления.

Достоверность полученных результатов. Достоверность результатов, полученных с использованием предложенного способа оптимизации, а также его эффективность подтверждаются апробацией на задаче профилирования сверхзвуковой части осесимметричного сопла Лаваля максимальной тяги. В рассмотренном диапазоне длин спрофилированные сопла практически не уступали точному решению, полученному методом контрольного контура, и немного выигрывали по тяге у сопел, полученных методом локальной линеаризации.

Достоверность результатов решения задачи профилирования пространственной сверхзвуковой части сопла из плотной многосопловой компоновки подтверждается сравнением с результатом, полученным в [1]. Кроме того, спрофилированные пространственные сопла выигрывают по тяге у осесимметричных сверхзвуковых сопел, полученных методом контрольного контура, удовлетворяющих тем же габаритным ограничениям.

Достоверность результатов решения задачи профилирования пространственного сверхзвукового сопла ПВРД обосновывается расчётами, выполненными в ЦИАМ по другим программам, которые подтверждают уровни потерь тяги спрофилированных сопел по сравнению с одномерным идеальным соплом, а также выигрыши по тяге спрофилированных сопел у исходных прототипов сопла экспериментального образца-демонстратора высокоскоростного ПВРД ПМ-3.

Достоверность результатов, полученных при профилировании переходных каналов, демонстрируется анализом сходимости расчётных данных при измельчении расчётных сеток.

Практическая значимость. Предложенная методика оптимизации может применяться для профилирования широкого класса аэродинамических объектов, а полученные результаты могут быть использованы как для проектирования новых, так и для оценки степени совершенства уже существующих элементов летательных аппаратов.

Личный вклад. Автором разработаны и реализованы программы оптимизации методом локальной линеаризации для случая сверхзвуковой части сопла Лавалья, а также методом исчерпывающего градиентного спуска для решения задач пространственного профилирования. Созданы независимые программные модули-плагины: для автоматического построения расчётной области и сетки при заданных геометрических параметрах оптимизируемого объекта; для вычисления значений критериев и других необходимых характеристик по полученным в результате расчёта газодинамическим параметрам; для обмена данными между оптимизационным модулем и модулями, отвечающими за получение характеристик оптимизируемого объекта. Для расчёта поля течения использовался программный комплекс Grave 3D, а для оптимизации методом исследования пространства параметров использовался программный комплекс MOVI. Оба комплекса разрабатывались в отделе 704 ЦИАМ под руководством К. С. Пьянкова. Сверхзвуковые сопла, спрофилированные методом контрольного контура, получены Н. И. Тилляевой.

Соответствие диссертации паспорту научной специальности. В соответствии с областью исследования специальности 01.02.05 «Механика жидкости, газа и плазмы» диссертация включает в себя теоретическое изучение течений сжимаемых сред, ламинарных и турбулентных течений, а также аэродинамики летательных аппаратов. Полученные результаты соответствуют пунктам 3, 4 и 9 паспорта специальности.

Апробация работы. Основные результаты докладывались на российских и международных конференциях и семинарах:

- Международная школа-семинар «Модели и методы аэродинамики», 2009-2012 гг. (г. Евпатория).
- Научно-техническая конференция по аэродинамике, 2009-2013 гг. (ЦАГИ, п. Володарского).
- Всероссийская научно-техническая конференция молодых учёных и специалистов «Новые решения и технологии в газотурбостроении» 2010 г. (г. Москва).
- 54-я научная конференция МФТИ «Проблемы фундаментальных и прикладных, естественных и технических наук в современном информационном обществе» в 2011 г. (МФТИ, Москва-Долгопрудный).
- X Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики, 2011 г. (г. Нижний Новгород).
- Отраслевой семинар «Реактивные сопла авиационных двигателей перспективных гражданских самолётов», 2012 г. (ЦАГИ, г. Жуковский).

Внедрение результатов. Спрофилированное сопло высокоскоростного прямого воздушного реактивного двигателя было рекомендовано в качестве прототипа для экспериментального образца-демонстратора высокоскоростного ПВРД ПМ-3, разрабатываемого в ЦИАМ.

Положения, выносящиеся на защиту

1. Развитие прямых методов оптимизации элементов реактивных двигателей.
2. Построение оптимальных пространственных сверхзвуковых частей сопел из плотной многосопловой компоновки максимальной тяги.
3. Построение в рамках уравнений Рейнольдса околосзвуковых сопел двигателя с малой инфракрасной заметностью с минимальными потерями полного давления. Анализ влияния способа аппроксимации, а также длины на характеристики сопел, близких к оптимальным.
4. Результаты профилирования сопел высокоскоростного ПВРД максимальной в заданном направлении тяги с учётом влияния внешней аэродинамической силы, возникающей при обтекании упрощённой кормовой части. Результаты оптимального профилирования сопел того же ПВРД с учётом аэродинамических характеристик летательного аппарата. Во всех рассмотренных случаях сверхзвуковые части оптимальных сопел получаются близкими к симметричным (двусторонним) за счёт профилирования формы горла, что существенно отличается от классического рассмотрения несимметричных плоских сопел прямооточных воздушно-реактивных двигателей.
5. Результаты профилирования в рамках уравнений Рейнольдса как осесимметричных кольцевых, так и пространственных переходных каналов, обеспечивающих низкий уровень потерь полного давления.

Публикации. По теме диссертации опубликовано 18 печатных работ, в том числе, 5 статей опубликовано в рецензируемых журналах из списка ВАК [2, 3, 8, 9, 10], 1 в трудах ЦИАМ, 2 в трудах российских конференций и 10 в сборниках тезисов докладов.

Структура и объём работы. Диссертация состоит из введения, четырёх глав, заключения и списка литературы из 65 наименований. Полный объём диссертации составляет 151 странице, в том числе: рисунков – 65, таблиц – 17.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении приведён обзор работ по теме диссертации, сформулированы цели диссертации, кратко пересказаны содержание и основные результаты. Сформулированы положения, выносящиеся на защиту, изложены новизна и практическое применение полученных результатов, перечислены аргументы, подтверждающие достоверность результатов, описан личный вклад диссертанта.

В главе 1 авторская реализация стандартного прямого метода исчерпывающего градиентного спуска (МИГС) апробируется на задаче профилирования сверхзвуковой части осесимметричного сопла Лавалья заданной длины, обеспечивающего максимальную тягу. Благодаря аппроксимации искомой поверхности кривыми Бернштейна-Безье (ББ или КББ) предложенный прямой метод позволяет быстро и эффективно профилировать сверхзвуковые части сопел, весьма близкие по своим характеристикам к точному решению, полученному методом контрольного контура (МКК). Кроме сравнения с точным решением проведено сравнение с соплами, полученными с помощью

метода локальной линеаризации (МЛЛ), предложенного С. А. Таковицким [2]. В качестве примера оптимизации, не допускающего решения на основе МКК, рассмотрен случай профилирования сверхзвуковой части сопла с фиксированной площадью боковой поверхности: сопла профилировались как с использованием МИГС, так и МЛЛ. Рассмотрен случай профилирования сверхзвуковых частей сопел с непосредственным учётом вязкости газа, когда решение нельзя получить ни с помощью точных вариационных методов, ни с помощью МЛЛ.

Показано, что оба прямых метода позволяют проводить оптимизацию на достаточно грубых сетках, проигрывая в точности решения не более 0.08%. Потери тяги сверхзвуковых частей сопел, полученных МИГС, оказались меньше по сравнению с МЛЛ. В МИГС достаточно использовать всего 2 произвола, не уступая точному решению более 0.03% по тяге в рассматриваемом диапазоне длин.

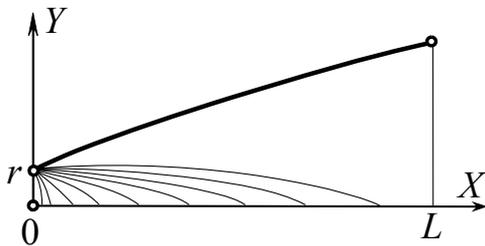


Рис. 1

В разделе 1.1 изложена постановка задачи. Рассматривается сверхзвуковая часть осесимметричного сопла Лавала с изломом в начальной точке (рис. 1). Заданными считаются внешнее давление p_+ и параметры однородного осевого потока в критическом сечении радиуса r : полное давление p_0 и температура газа T_0 , а также

близкое к единице сверхзвуковое число Маха. На длину сверхзвуковой части сопла L или на площадь её боковой поверхности S накладываются габаритные ограничения. Необходимо спрофилировать контур сверхзвуковой части, реализующий максимум тяги или, что равносильно, интеграла сил давления, действующих на сверхзвуковую часть сопла, χ при заданных условиях и ограничениях.

С точностью до постоянного множителя, (равном 2π в осесимметричном случае), интеграл сил давления определяется, как:

$$\chi = \int_0^L y^\nu p y' dx - \frac{P_+}{1+\nu} y_L^{1+\nu} \rightarrow \max, \quad (1)$$

где p – давление, y_L – ордината среза сопла, $\nu = 0$ в плоском случае и $\nu = 1$ в осесимметричном. Рассмотрен диапазон длин сверхзвуковой части сопла L от 8 до 22 (в калибрах радиуса критического сечения).

В разделе 1.2 излагаются основные идеи реализованного в работе МИГС, особенности которого заключаются в выборе амплитуд варьирования параметров при расчёте градиента, позволяющем ускорить сходимость, а также в использовании кривых ББ при аппроксимации образующей сопла. Кривая ББ $P(t)$ порядка N задаётся массивом $(N+1)$ контрольных точек \mathbf{P}_i , (координаты которых могут варьироваться), и определяется по формуле:

$$P(t) = \sum_{i=0}^N B_i^N(t) \mathbf{P}_i, \quad B_i^N(t) = \frac{N!}{i!(N-i)!} t^i (1-t)^{N-i}.$$

В разделе 1.3 описывается алгоритм МЛЛ. В этом методе образующая сопла представляется набором узлов с известными абсциссами, соединённых отрезками. В МЛЛ величина $\Delta\chi$, которую можно получить из (1), записывается с точностью до квадратичных членов, что позволяет получить необходимое условие существования экстремума целевой функции. Полученное таким образом условие оптимальности представляет собой систему линейных алгебраических уравнений и позволяет определить знак и величину приращений ординат узлов, обеспечивающих максимум тяги сопла.

В разделе 1.4 представлены результаты оптимизации, полученные для случаев заданной длины сопла (п. 1.4.1), заданной площади боковой поверхности (п. 1.4.2), а также для случая учёта влияния вязкости в процессе оптимизации (п. 1.4.3). В последнем случае расчёт критерия осуществлялся путём интегрирования уравнений Навье-Стокса, осреднённых по Рейнольдсу, замкнутых моделью турбулентности « v_t-90 » [3], (далее - уравнения Рейнольдса).

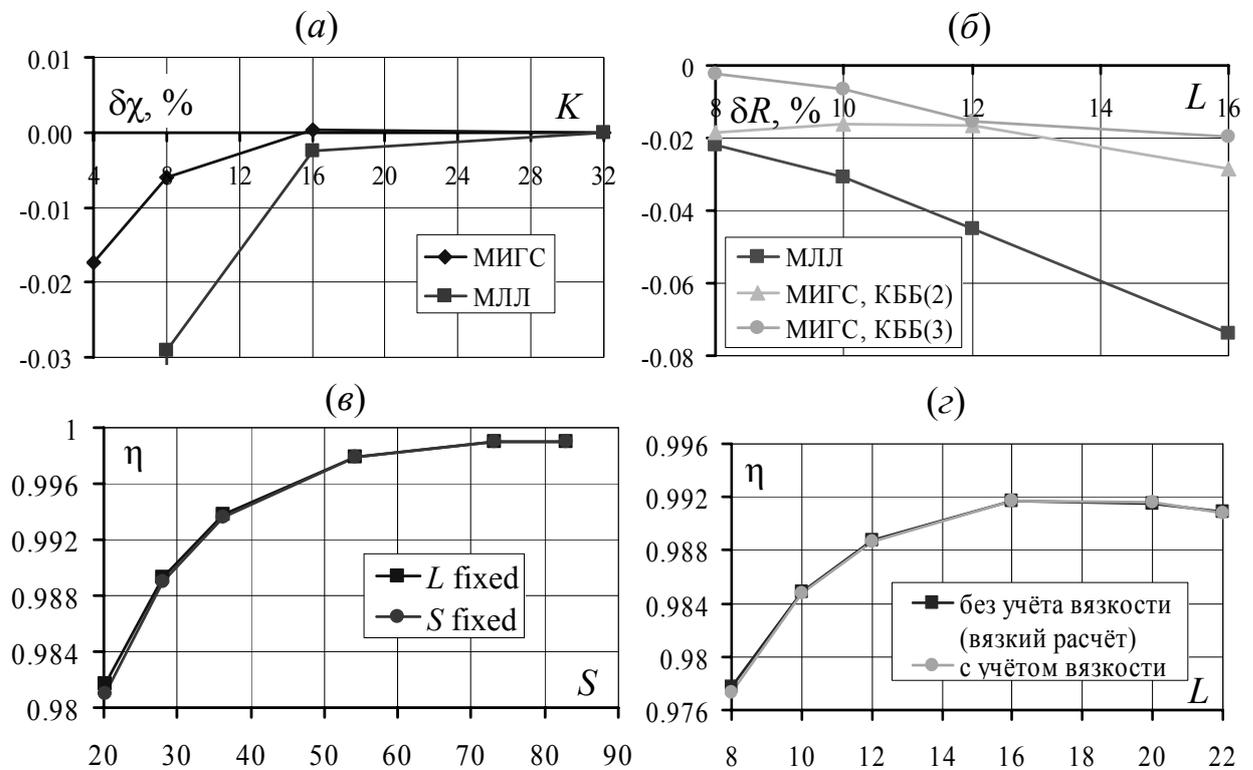


Рис. 2

Продемонстрирована возможность ускорить процесс получения решения задачи оптимизации за счёт использованием грубых сеток при расчёте газодинамических полей течения. На рис. 2,а приведена зависимость погрешности оптимизации $\delta\chi$ от мощности сетки K , (общее число ячеек $Q = 4K^2$). Сравниваются интегралы сил давления сопел длины $L = 10$, оптимизированных на сетках соответствующей мощности, и сопла, оптимизированного на самой мелкой сетке с мощностью $K = 32$, что эквивалентно 4096 ячейкам. При этом величина χ всех сравниваемых сопел определялась на сетках с $K = 32$.

Для оценки потерь тяги при профилировании сверхзвуковых частей сопел предложенными прямыми методами, эти сопла сравнивались с точным

решением задачи, полученным МКК, – так называемым, вариационным соплом (ВС). В МИГС в качестве аппроксимирующих кривых использовались кривые ББ 2-ого и 3-его порядков. Соответствующие зависимости потерь тяги δR от длины сверхзвуковой части сопел показаны на рис. 2,б. Видно, что все полученные сопла близки к точному решению: в МЛЛ сопла проигрывают ВС менее 0.1%, а в МИГС проигрыш составляет не более 0.03%.

На рис. 2,в приведены результаты оптимизации сопел при фиксированной площади боковой поверхности: зависимость коэффициента тяги спроектированных сопел η (отношение тяги сопла к тяге идеального сопла) от площади боковой поверхности сверхзвуковой части (МИГС с аппроксимацией кривой ББ 2 порядка). Две ломаные на графике соответствуют сверхзвуковым частям сопел, оптимальных при заданной длине или заданной площади поверхности. Полученные результаты позволяют сделать вывод о том, что две рассматриваемые постановки задачи можно считать эквивалентными: то есть сопла оптимальные для своей длины одновременно являются таковыми и для своей площади боковой поверхности. Это утверждение справедливо с погрешностью менее 1% по коэффициенту тяги. Это утверждение тем более верно при учёте вязкости в процессе оптимизации, так как в этом случае увеличение длины при одновременном уменьшении степени расширения приводит к уменьшению тяги сопла. Именно таким способом трансформируется образующая при переходе от условия фиксированной длины к условию фиксированной площади боковой поверхности при оптимизации как МИГС, так и МЛЛ. На рис. 2,г представлены результаты, полученные при оптимизации в рамках уравнений Рейнольдса: зависимость коэффициента тяги сопел, оптимальных с учётом вязкости и без, (длина фиксирована). Величина коэффициента тяги η оптимальных сопел рассчитывалась с учётом вязкости в обоих случаях ($Re = 1.4 \cdot 10^7$). Полученные результаты подтверждают вывод, сделанный в [4], о весьма слабом влиянии учёта вязкости на форму оптимального контура сверхзвуковой части осесимметричного сопла Лавалья. Вместе с тем, учёт вязкости необходим при оценке не только истинных газодинамических характеристик полученных сопел, но и при выборе оптимальной длины сверхзвуковой части сопла. Дальнейшее удлинение приводит к дополнительным потерям из-за трения, не компенсируемым некоторым ростом интеграла сил давления по контуру сверхзвуковой части сопла.

В главе 2 возможности предложенного метода оптимизации по МИГС демонстрируются на примере решения задачи профилирования пространственной сверхзвуковой части сопла максимальной тяги в плотной многосопловой компоновке. При этом вместо кривых ББ при переходе к пространственному случаю используются поверхности ББ.

Полученные сопла сравниваются: с оптимальными осесимметричными соплами, удовлетворяющими тем же ограничениям; с осесимметричными соплами, усечёнными ограничивающим сектором, степень расширения которых больше чем у строго осесимметричных сопел – так называемыми, псевдопространственными соплами. Помимо сверхзвуковых частей пространственных сопел с круглой формой критического сечения рассматриваются сопла с

варьируемой формой критического сечения. Пространственная сверхзвуковая часть сопла, приведённая в работе В. М. Борисова и И. Е. Михайлова [1], сравнивается с соплом, спроектированным по методу настоящей работы для тех же условий и габаритных ограничений.

В разделе 2.1 приведена постановка задачи. Исследуется компоновка из N идентичных пространственных сопел, ограниченных цилиндрической поверхностью (рис. 3,а). Каждое из N сопел располагается в ограничивающем секторе цилиндра с углом $\varphi = 2\pi/N$. При заданных внешних габаритах и дозвуковой части, начиная с некоторой степени расширения, оптимальная форма сопла перестаёт быть осесимметричной. Такую компоновку сопел будем называть плотной. Заданными считаются: радиус шахты r_t (выбран за единицу длины $r_t \equiv 1$), число сопел $N = 4$, суммарный массовый расход газа через сопла, максимальная длина сверхзвуковой части сопел L , полные параметры однородного осевого потока в критическом сечении p_0 ($p_0 \equiv 1$) и T_0 ($T_0 \equiv 1$), и перепад давлений $\Pi = p_0/p_a$, где p_a – внешнее статическое давление. Критерием оптимизации является значение удельной тяги $R_{уд}$ (отношение тяги к расходу).

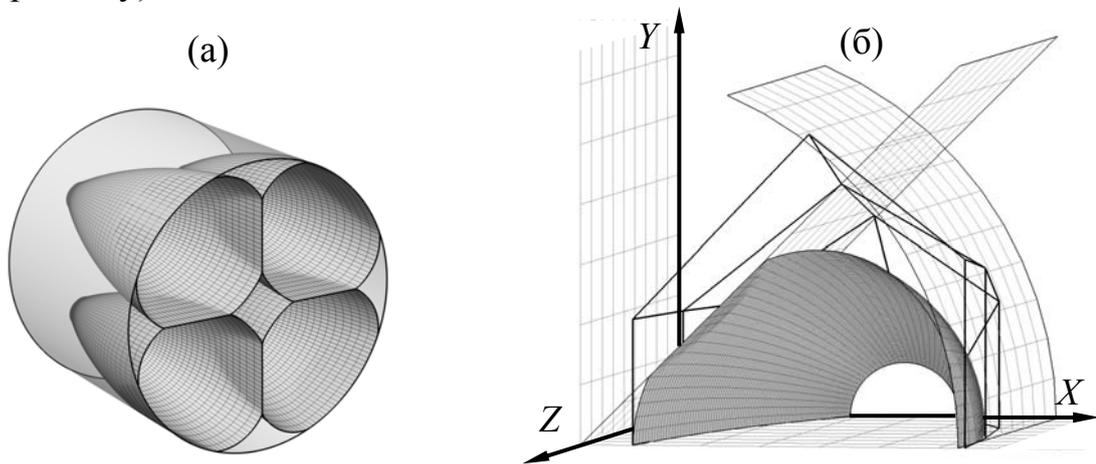


Рис. 3

Поверхность образующей сверхзвуковой части сопла, удовлетворяющая всем наложенным габаритным ограничениям, получается в результате усечения аппроксимирующей поверхности ББ ограничивающей её цилиндрической поверхностью сектора (рис. 3,б). Поверхность ББ задаётся двумерным массивом контрольных точек \mathbf{P}_{ij} . Математическая постановка задачи оптимизации сводится к определению координат контрольных точек поверхности ББ и построенной на её основе форме сверхзвуковой части сопла (с учётом всех наложенных ограничений), имеющего максимальную удельную тягу.

В разделе 2.2 приведены результаты оптимизации, полученные для $\Pi = 500$, $\varphi = \pi/2$, радиуса критического сечения $r_{in} = 0.1442$, $L = 10 r_{in}$. Самая грубая сетка, с которой начинался процесс оптимизации, содержала 640 ($8 \times 4 \times 20$) ячеек, а самая тонкая сетка – 40960 ($32 \times 16 \times 80$) ячеек. При этом увеличение тяги, полученное за счёт оптимизации на самой тонкой сетке, составляло менее 0.005% от тяги сопла, полученного после оптимизации на сетках меньшей мощности, (вплоть до 13310 ($22 \times 11 \times 55$) ячеек). Общее число

итераций (сумма итераций на всех сетках), необходимое для получения сопла, близкого к оптимальному, не превосходило 100, (под итерацией понимается 1 «исчерпывающий» шаг по градиенту).

Исследовалось влияние числа контрольных точек ПББ на значение удельной тяги сверхзвуковых частей сопел, получаемых в результате оптимизации. Аппроксимирующая поверхность ББ задавалась массивами из (3×4) , (3×5) , (3×6) и (3×8) контрольных точек и фиксированной (круглой) формой критического сечения. Положение критического сечения варьировалось вдоль оси X . Полученные в процессе оптимизации сопла выигрывают от 0.44% до 0.6% в удельной тяге по сравнению с оптимальными осесимметричными соплами, удовлетворяющими тем же ограничениям. Как и ожидалось, увеличение порядка аппроксимирующей поверхности привело к заметному улучшению значения критерия.

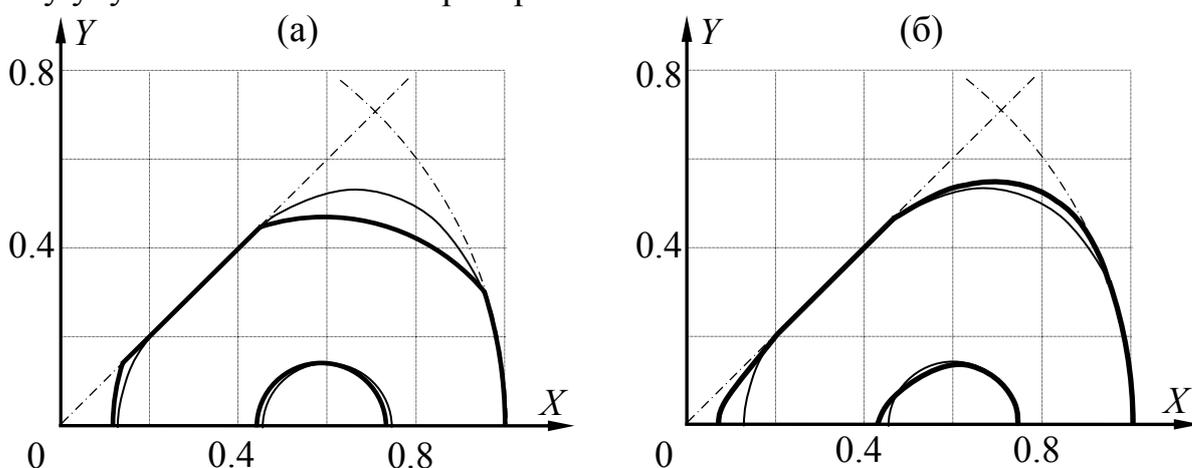


Рис. 4

В п. 2.2.1 приведены результаты оптимизации псевдо пространственного сопла. При одинаковых габаритных ограничениях выигрыш компоновки псевдо пространственных сопел относительно компоновки вариационных сопел составил 0.28% по удельной тяге. На рис. 4,а приведены двумерные проекции спрофилированных сверхзвуковых частей: пространственной (тонкий контур) и псевдо пространственной (жирный контур).

В п. 2.2.2 рассмотрен случай оптимизации сверхзвуковой части пространственного сопла с произвольной варьируемой формой критического сечения. В данном случае выигрыш по удельной тяге оказался наибольшим из всех полученных 0.68%. На рис. 4,б приведены двумерные проекции сверхзвуковых частей сопел, близких к оптимальным, с круглой (тонкий контур) и варьируемой формой критического сечения (жирный контур).

Глава 3 посвящена профилированию пространственных сопел, содержащих участки с дозвуковым течением. Последовательно рассмотрено три примера. Первой рассматривается задача профилирования пространственных околозвуковых сопел двигателя с малой инфракрасной (ИК) заметностью, которая решается в рамках уравнений Рейнольдса. Далее рассматривается задача профилирования оптимального пространственного сопла ПВРД с максимальной проекцией на заданное направление вектора тяги. Затем сформулирована и решена задача профилирования пространственного сопла ПВРД с

учётом аэродинамических характеристик ЛА с минимальным расходом топлива на крейсерском режиме. В этом случае направление вектора тяги сопла не задано и находится в процессе оптимизации.

Апробация предложенного метода оптимизации на задачах профилирования существенно пространственных сопел, содержащих участки дозвукового течения, выявила необходимость усовершенствования аппроксимационных подходов. В итоге предложено использование неоднородных поверхностей Бернштейна-Безье, а также В-сплайнов при аппроксимации форм оптимизируемых объектов. Именно их использование позволяет профилировать существенно пространственные аэродинамические объекты, содержащие продольные изломы, обеспечивая качественную аппроксимацию сравнительно небольшим числом параметров.

Раздел 3.1 посвящён описанию предложенной модификации аппроксимационных подходов – неоднородным поверхностям ББ. В отличие от классической поверхности ББ, такая поверхность может быть задана произвольным набором кривых, которые являются не кривыми ББ, а любыми заданными параметрическими кривыми, - назовём их контрольными кривыми, - параметры которых могут варьироваться в ходе оптимизации.

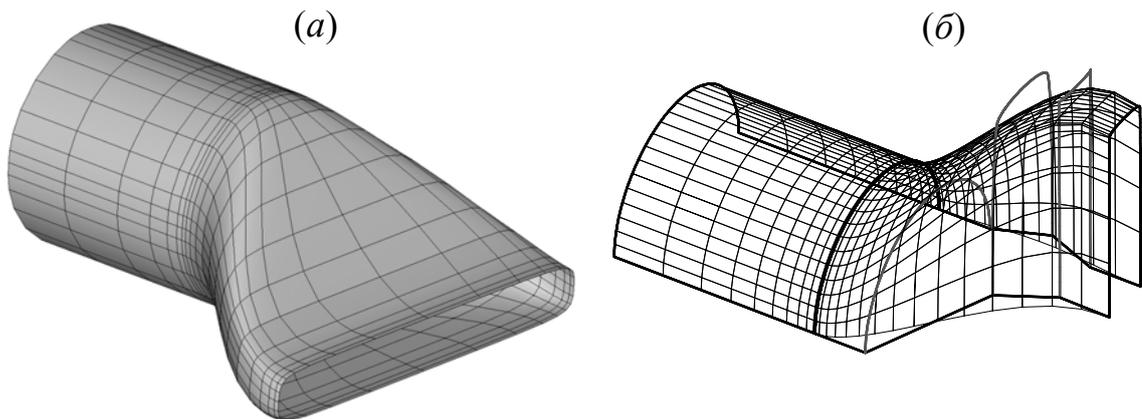


Рис. 5

В разделе 3.2 рассмотрена задача профилирования пространственного околозвукового сопла максимальной тяги, заданной длины с малой ИК заметностью. Требование малой заметности обуславливает несоосное расположение входного и выходного сечений. Кроме того, форма входного поперечного сечения, определяемая конструкцией ТРД, является круглой, а выходное сечение должно иметь вытянутую прямоугольную форму (рис. 5,а).

В п. 3.2.1 изложена постановка задачи. Заданными считаются: полная температура T_0 ($T_0 \equiv 1$) и давление p_0 ($p_0 \equiv 1$) на входе, перепад полного и внешнего статического давлений $\Pi = 1.89$, радиус поперечного сечения камеры сгорания r_{in} ($r_{in} \equiv 1$), длина сопла L , высота и ширина выходного сечения сопла $a = 0.5$, $b = 4$. При оптимизации достаточно рассматривать только одну из «половинок» сопла (рис. 5,б). Рассмотрены длины $L = 1, 2, 4$ и 8 , критерием оптимизации выбрана удельная тяга $R_{уд}$.

Для описания геометрии такого типа необходимо, в первую очередь, качественно аппроксимировать форму выходного сечения: образующая со-

пла по мере приближения к выходному сечению должна допускать появление участка, близкого к цилиндрическому. Рассмотрено два способа аппроксимации искомой поверхности: в первом случае в качестве контрольных кривых неоднородной поверхности ББ задавались суперпозиции нескольких параметрических кривых; во втором случае контрольные кривые задавались кубическими рациональными В-сплайнами.

В первом подходе неоднородная поверхность ББ задавалась набором из 5-ти контрольных кривых вида:

$$C(t) = \sum_{j=0}^{N_j} w_j c^j(t), \quad \sum_{j=0}^{N_j} w_j = 1, \quad t \in [0,1],$$

где w_j – веса кривых $c^j(t)$, образующих суперпозицию. В общем случае, варьироваться могут, как веса w_j (или часть из них), так и параметры самих кривых $c^j(t)$, например, если одна из них является кривой ББ. Был рассмотрен простейший случай, когда каждая контрольная кривая представляла собой суперпозицию двух кривых, описывающих входное и выходное сечения. Варьируемыми параметрами являлись веса w_0^2, w_0^3 , а $w_0^0 \equiv w_0^1 = 1, w_0^4 = 0$.

Во втором подходе аппроксимирующая неоднородная поверхность ББ так же задавалась набором из 5-ти контрольных кривых, которые являлись однородными рациональными кубическими В-сплайнами (URBS). Фиксированными оставались: параметры кривой, описывающей входное сечение; ближайшей к ней контрольной кривой, которая повторяла первую для обеспечения гладкости входного участка сопла; а также контрольной кривой, аппроксимирующей выходное сечение. Варьировалось 12 параметров, определяющих формы двух промежуточных контрольных кривых.

В п. 3.2.2 анализируются результаты оптимизации. На рис. 6 представлены потери тяги сопел, полученных в результате предложенного способа оптимизации, по сравнению с тягой одномерного идеального сопла в рассматриваемом диапазоне длин. Графики приведены для двух способов аппроксимации: I – аппроксимация неоднородной поверхностью ББ, заданной набором мульти-кривых с варьируемыми весами (2 произвола: w_0^2, w_0^3), II – аппроксимация, использующая в качестве контрольных кривых кубические URBS с варьируемыми весами и координатами контрольных точек (12 произволов). Помимо этого, приведены два случая неоптимальных сопел, форма которых задавалась аналогично случаю I, но веса при этом фиксировались: в случае Ia $w_0^2 = 1, w_0^3 = 0$, то есть 2-ая контрольная кривая повторяет форму критического сечения, а 3-я – форму выхода; в случае Ib 2-ая и 3-я контрольные кривые повторяют форму выходного сечения. Случаи Ia и Ib приведены, чтобы продемонстрировать выигрыши, получаемые за счёт оптимизации.

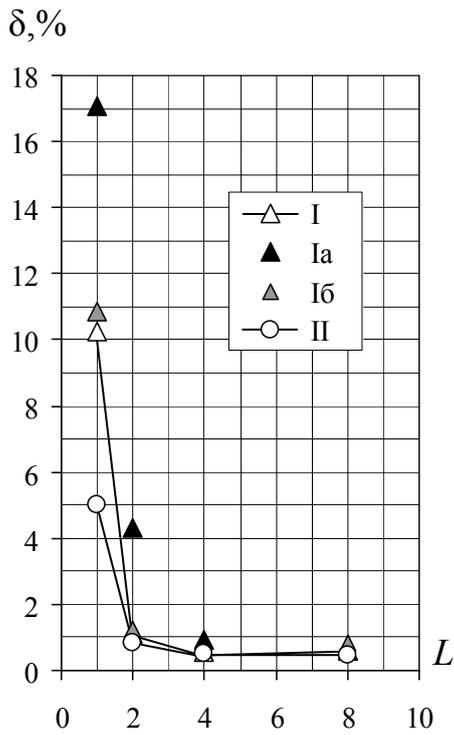


Рис. 6

полного давления p_{0max} . Помимо этого задано статическое внешнее давление p_a , число Маха полёта M , угол атаки α и показатель адиабаты γ . Сопло имеет ряд габаритных ограничений, продиктованных конструктивными требованиями к ЛА (рис. 7,а). Для аппроксимации «половинки» поверхности сопла стыковалось три неоднородных поверхности ББ: первая оставалась неизменной и описывала форму камеры сгорания (КС), вторая аппроксимировала дозвуковую часть сопла, а третья – сверхзвуковую (рис. 7,б). В качестве контрольных кривых использовались кубические URBS. Веса контрольных точек не варьировались, а варьировались только координаты некоторых из них, а также угол наклона выходного сечения относительно оси X и положение выходного сечения по оси Y (в системе координат, связанной с ЛА). Число произволов задачи P менялось в различных случаях от 10 до 35.

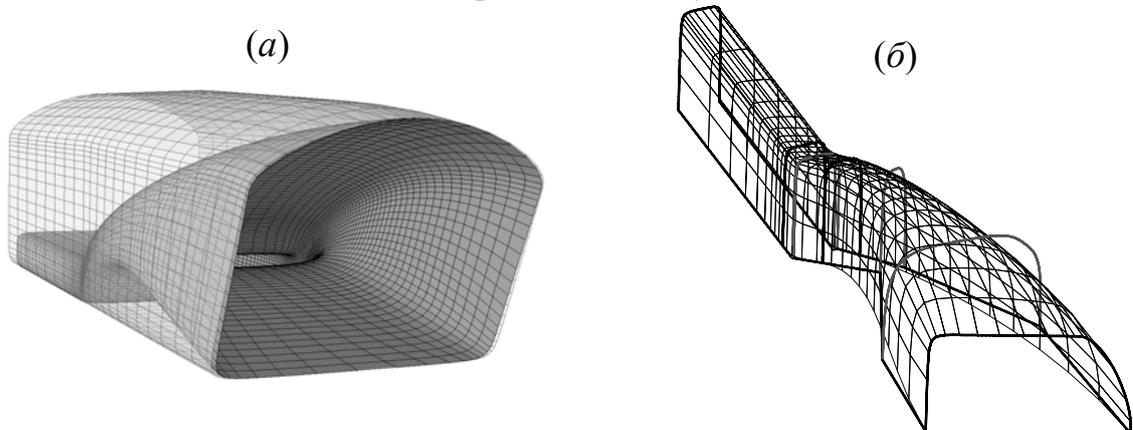


Рис. 7

Для учёта влияния внешнего потока моделировалось обтекание упрощённой геометрии кормовой части, которая представляла собой линейчатую

Во всех рассмотренных случаях наименьшие потери тяги имели сопла, аппроксимированные с использованием URBS. В случаях I и Ib зависимость полученных потерь от длины сопла немонотонна, таким образом, помимо выбора оптимальной формы поверхности сопла необходимо помнить и об оптимальной длине, так как избыточное увеличение длины может оказаться не просто не эффективным, но и вредным.

Раздел 3.3 посвящён задаче профилирования пространственного сопла высокоскоростного ПВРД максимальной в заданном направлении тяги с учётом внешнего обтекания приближённой кормовой части. Постановка задачи приведена в п. 3.3.1. На выходе из камеры сгорания заданы полная температура T_0 , массовый расход G_0 и верхнее предельно допустимое значение

поверхность, натянутую на две плоские кривые, одна из которых, совпадая со срезом сопла, варьировалась.

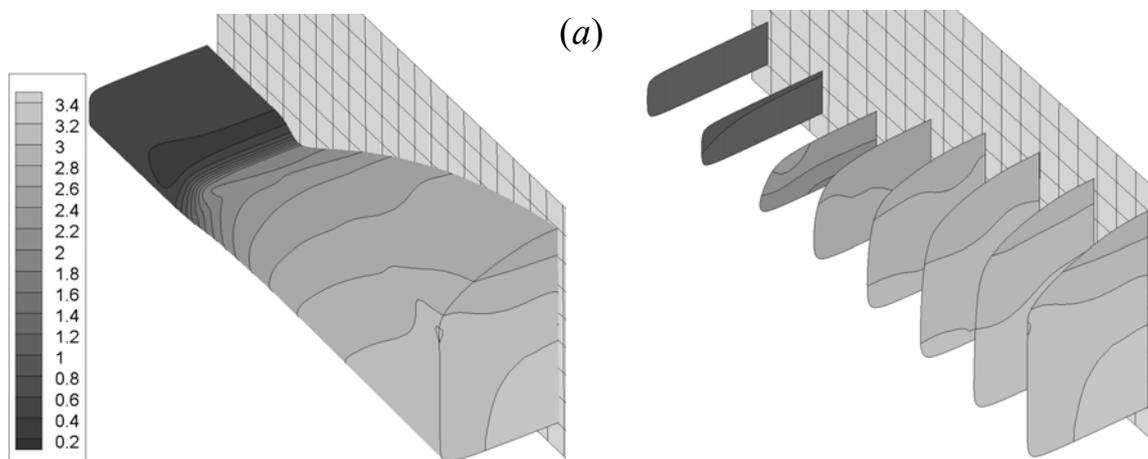
В качестве критерия был выбран коэффициент тяги $\eta_{**} = R/R_{**}$, где R – проекция тяги сопла на заданное направление за вычетом той же проекции аэродинамической силы, действующей на кормовую часть, а R_{**} – тяга одномерного идеального сопла для заданных значений расхода G_0 и полного давления $p_0 = p_{0\max}$. Правильнее говорить о заданном значении полного давления, равном $p_{0\max}$. Для того чтобы обеспечить выполнение такого граничного условия, вводилась функция штрафа вида:

$$\Delta = \begin{cases} k \left((p_0 - p_{0\max} (1-d)) / p_{0\max} d \right)^2, & p_0 > p_{0\max} (1-d); \\ 0, & p_0 \leq p_{0\max} (1-d), \end{cases}$$

где p_0 – полное давление, которое получалось в газодинамическом расчёте, а константы k и d выбирались вручную.

В п. 3.3.2 приведены результаты оптимизации для следующих значений параметров: $M = 5.5$; $\alpha = 4^\circ$; $T_0 = 2530$ К; $G_0 = 1.81$ кг/с; $p_{0\max} = 1.5$ бар; $p_a = 0.01$ бар; $\gamma = 1.25$; $R_g = 374.5$ Дж/(кг·К); $L = 0.645$ м; высота камеры сгорания 0.072 м; ширина аппарата 0.38 м. Тяга сопла оптимизировалась в осевом направлении. Приведённые значения газодинамических и геометрических параметров соответствуют техническому заданию на проектирование сопла для экспериментального демонстратора ПМ-3, разрабатываемого в отделе 012 ЦИАМ.

Было рассмотрено пять случаев: I – сопло с цилиндрической нижней образующей, близкой к плоской ($P = 10$); II – полностью пространственное сопло с фиксированной формой выходного сечения ($P = 15$); III – полностью пространственное сопло с варьируемой формой выходного сечения ($P = 21$); IV – полностью пространственное сопло с варьируемой формой выходного сечения, имеющее большую длину $L = 1$ м ($P = 35$, в этом случае НПББ, аппроксимирующая сверхзвуковую часть сопла, имела не 4, а 5 контрольных кривых); V – полностью пространственное сопло с фиксированной формой выходного сечения, с круглой формой поперечного сечения КС эквивалентной площади ($P = 15$).



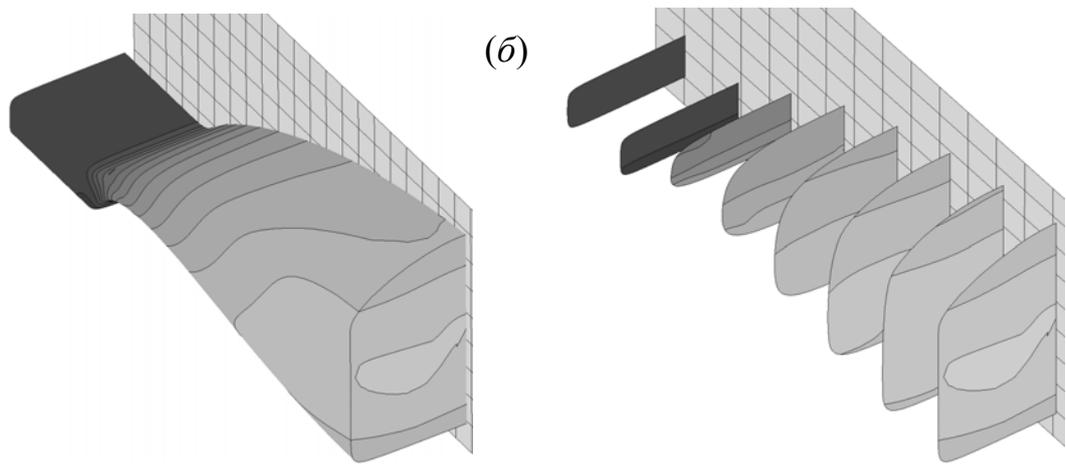


Рис. 8

На рис. 8 приведены формы и поля чисел Маха для случаев I и II. Наибольшие потери тяги по сравнению с идеальным одномерным соплом имеет вариант I – 3.25% (рис. 8,а), что почти на 1% больше, чем потери сопла той же длины с профилируемой нижней стенкой (вариант II) – 2.37%, (рис. 8,б). В этих вариантах форма выходного сечения оставалась постоянной, и варьировалось только его положение в вертикальном и угловом направлениях, так как расчёты показали, что накладываемые габаритные ограничения приводят к тому, что в данных условиях сопла получаются сильно недорасширенными. Фиксированная форма выходного сечения позволила избавиться от лишних произволов без ущерба качеству получаемых результатов. В варианте II поле течения получается гораздо более симметричным за счёт профилированного горла сопла, что обеспечивает более симметричную форму всей сверхзвуковой части и позволяет существенно снизить потери тяги. В вариантах III и IV потери тяги получаются ещё меньше: 1.6% и 0.85% соответственно; причём если в первых двух вариантах потери, связанные с учётом влияния внешней аэродинамической силы, составляли сотые доли процента, то при изменяемой форме выходного сечения сопла эти потери составляют уже порядка нескольких десятых. В случае V потери тяги – 2.45% оказались сопоставимы с полученными в случае II, таким образом, можно сделать вывод, что круглая форма поперечного сечения КС, более предпочтительная с точки зрения уменьшения тепловых и прочностных нагрузок по сравнению с прямоугольной, не приводит к дополнительным потерям тяги.

Во всех случаях полное давление в оптимальных соплах практически совпадало с заданным значением $p_{0\max}$. Во всех рассмотренных вариантах выходное сечение сопел перпендикулярно оси ЛА, таким образом, произвол, отвечающий за изменение положения выходного сечения в угловом направлении, оказался лишним.

В разделе 3.4 сформулирована и решена задача оптимального профилирования пространственного сопла того же ПВРД, о котором шла речь в разделе 3.3, но с более полным учётом аэродинамических характеристик ЛА при минимальном расходе топлива на крейсерском режиме. При этом угол β (угол между вектором тяги и вектором скорости набегающего потока), соот-

ветствующий оптимальному направлению вектора тяги (ВТ) сопла, определяется в процессе оптимизации.

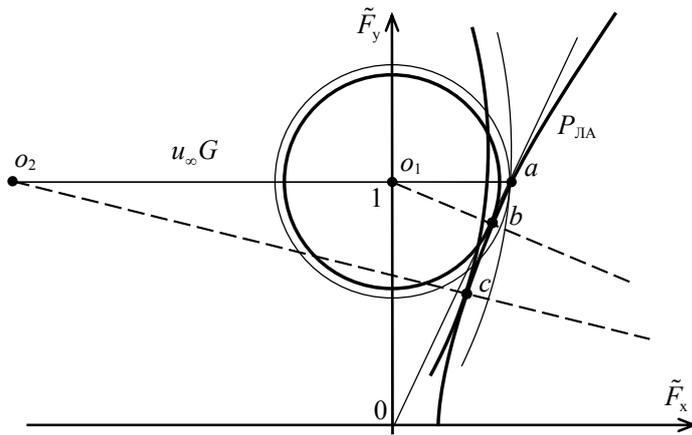


Рис. 9

В п. 3.4.1 изложена постановка задачи: пусть известны поляра ЛА и его вес, также считается, что двигатель никак не влияет на поляру ЛА. На рис. 9 схематично представлены соображения о выборе оптимального направления ВТ идеального сопла так, чтобы при заданной поляре $P_{ЛА}$ и заданном весе mg , крейсерский режим достигался при минимальном

значении модуля ВТ. На рис. 9 ось абсцисс совпадает с направлением вектора скорости набегающего потока u_∞ ; для удобства под ВТ подразумевается ВТ, взятый с обратным знаком; за масштаб силы выбрано значение веса ЛА. Поляра ЛА аппроксимируется простой квадратичной зависимостью вида:

$$\tilde{F}_x = (\tilde{F}_y^2 + 1) / 2K_{\max}, \quad \tilde{F}_{x,y} = F_{x,y} / mg,$$

где F_x, F_y – проекции силы, действующей на ЛА со стороны набегающего потока, а K_{\max} – максимальное аэродинамическое качество ЛА.

Окружности с центром в т. o_1 соответствуют годографу ВТ сопел ракетного двигателя, а дуги окружностей с центром в т. o_2 – годографам ВТ сопел ПВРД. Годограф внешней аэродинамической силы, действующей на ЛА, совпадает с $P_{ЛА}$. Если сопло обеспечивает крейсерский режим полёта при ВТ, направленном по вектору скорости набегающего потока, то модуль ВТ такого сопла должен быть равен длинам отрезков $|o_1a|$ и $|o_2a|$ для ракетного и воздушно реактивных двигателей соответственно. При этом в случае ракетного двигателя оптимальное направление ВТ сопла совпадает с лучом o_1b , т. b – ближайшая к т. o_1 точка поляры. Аналогично, для сопла ПВРД оптимальное направление задаётся лучом o_2c . Если предположить, что модуль ВТ идеального сопла не меняется при его повороте, то, повернув ВТ сопла на оптимальное направление, можно получить избыток тяги, назовём его ε , который эквивалентен разнице радиусов более тонкой и более толстой дуг окружностей. Этот избыток тяги может быть, в свою очередь, переведён в экономию расхода топлива, поэтому в качестве критерия оптимизации уместно использовать величину $\varepsilon \rightarrow \max$. Буквально это означает, что при оптимизации сопла должно максимизироваться расстояние (с учётом знака) от точки годографа ВТ сопла до поляры ЛА. В этом случае оптимальное направление ВТ будет получаться автоматически.

Результаты оптимизации для тех же параметров, что и в разделе 3.3, содержатся в п. 3.4.2. Качество ЛА $K = 4$, а вес ЛА задавался из предположения, что сопло типа II, спрофилированное на осевое направление в разделе 3.3, обеспечивает заданный крейсерский режим полёта.

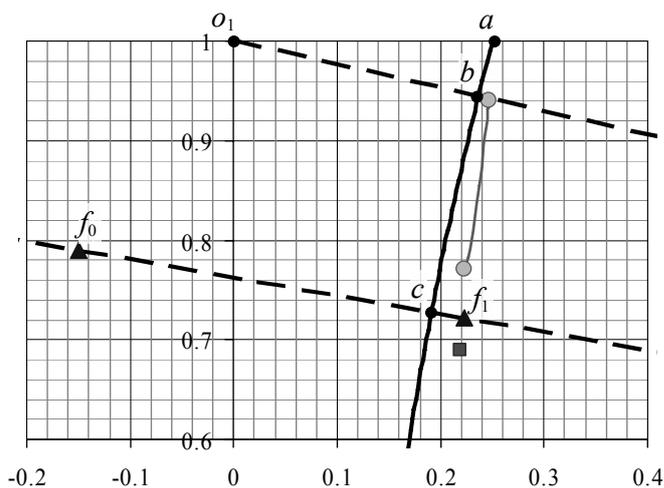


Рис. 10

две точки годографа ВТ сопла I, соответствующие начальному приближению – соплу, спрофилированному на заданное ($\beta = -4^\circ$) направление ВТ, а также соплу, полученному в результате оптимизации в рассмотренной постановке. Линия, соединяющая маркеры, демонстрирует эволюцию годографа ВТ в процессе оптимизации, при этом на график нанесены точки, посчитанные с учётом вклада внешней силы, который не учитывался непосредственно при оптимизации. Квадратный маркер отвечает тяге сопла в случае II. ВТ спрофилированных сопел имеют направления весьма близкие к лучу o_2c ($\beta = -10.30^\circ$), полученному по одномерным соотношениям. Треугольные маркеры (т. f_0, f_1) отвечают тяге идеального сопла со степенью недорасширенности в воздухозаборнике $\sigma = 0.2$. Точка f_0 – тяге при отсутствии подачи топлива, (получено по одномерным соотношениям), а точка f_1 – тяге сопла, обеспечивающего крейсерский режим полёта при осевом направлении ВТ. Считается, что это одновременно соответствует режиму максимальной подачи топлива. Тогда можно сказать, что, уменьшив тягу на «заработанный» в результате оптимизации избыток ε , можно сэкономить $\sim \varepsilon / |f_0 f_1|$ топлива, оставшись на том же крейсерском режиме.

На рис. 11 приведены двумерные проекции форм полученных оптимальных сопел: рис. 11,а соответствует случаю I. Для того чтобы сопло не получилось близким к плоскому симметричному соплу, которое перестанет быть оптимальным при учёте влияния обтекания кормовой части, в случае I у выходного сечения варьировался только угол наклона, который в результате получился существенно ненулевым, для того чтобы повернуть поток на оптимальный угол: $\beta = -8.48^\circ$. Сопло, изображённое на рис. 11,б, было получено с учётом влияния внешней силы: в отличие от случая I, сопло II имеет близкую к максимально возможной длину как верхней, так и нижней стенок, а оптимальный угол поворота потока $\beta = -11.46^\circ$ получается за счёт варьирования горла и вертикального положения выходного сечения. В первом случае избыток тяги получившегося сопла $\varepsilon = 0.024$, что эквивалентно экономии расхода топлива $\Delta G_f = -5.9\%$; во втором случае: $\varepsilon = 0.034$, $\Delta G_f = -8.5\%$.

Рассмотрено два случая: I – вклад внешней аэродинамической силы при оптимизации не учитывался, (т. е. при вычислении критерия); II – учёт влияния внешней аэродинамической силы имел место непосредственно в процессе оптимизации сопла. На рис. 10 приведена окрестность точки o_1 , где на график нанесены точки, соответствующие тягам получившихся сопел. Круглыми маркерами показаны

Можно сделать вывод, что решение задачи в предложенной постановке эквивалентно решению задачи профилирования сопла с максимальной проекцией ВТ на заданное направление, рассмотренной в разделе 3.3, если величину β задавать, исходя из одномерных теоретических оценок.

В главе 4 приведены примеры профилирования в рамках уравнений Рейнольдса проточной части

переходных каналов, обеспечивающих низкий уровень потерь полного давления. Рассматривается 3 типа осесимметричных кольцевых каналов. Кроме того, для двигателя сложного термодинамического цикла рассматриваются пространственные переходные каналы. Профилирование пары пространственных каналов регенератора перспективного ТРДД со сложным термодинамическим циклом реализовано с помощью ещё одного прямого метода оптимизации нулевого порядка – метода исследования пространства параметров.

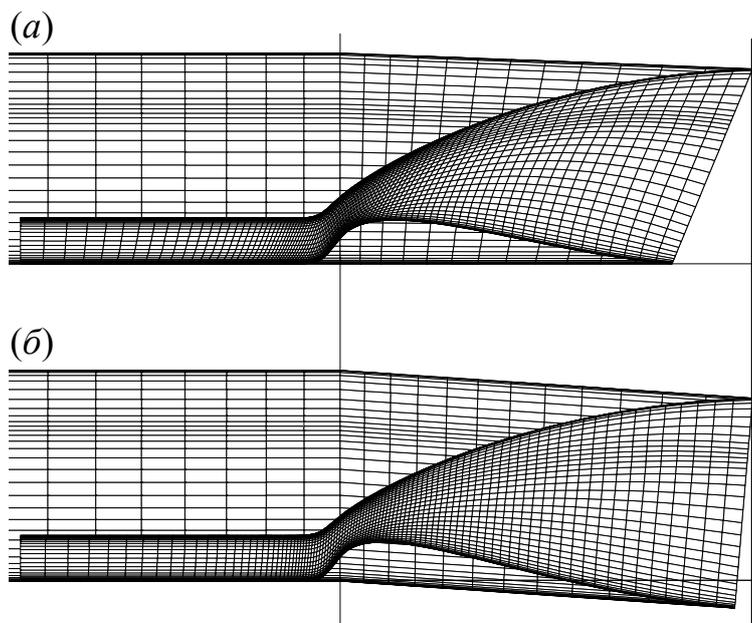


Рис. 11

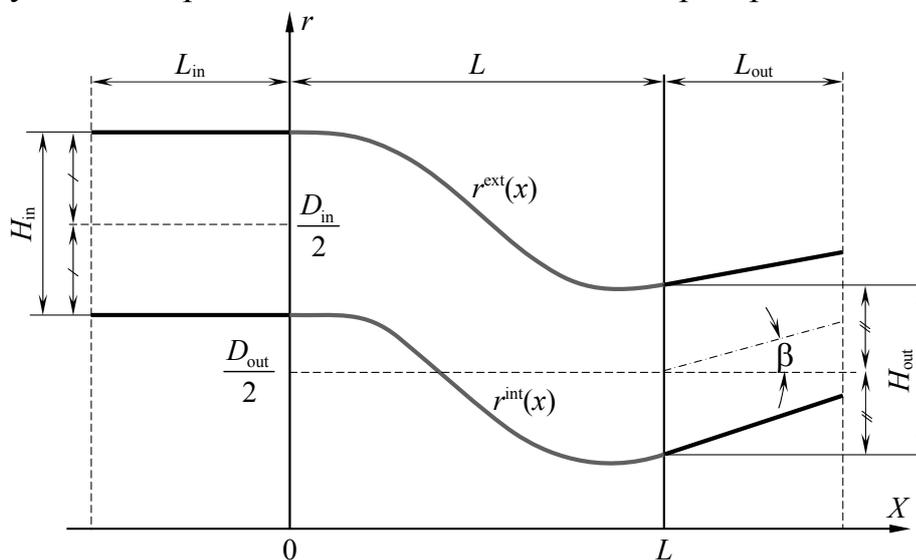


Рис. 12

Раздел 4.1 посвящён профилированию осесимметричных кольцевых переходных каналов ТРДД. В п. 4.1.1 приведена постановка задачи: рассматривается осесимметричный кольцевой канал, основные геометрические параметры которого определяются длиной его «криволинейного» участка L_0 (рис. 12). Направление средней линии переходного канала на его выходе составляет угол β с осью вращения канала. Профилирование осуществляется для 3-х типов переходных каналов: между вентилятором и подпорной ступе-

нью (Тип 1), между подпорной ступенью и КВД (Тип 2), а также между ТВД и ТНД (Тип 3).

Для каждого типа канала заданы газодинамические параметры на входе: p_0 – давление торможения, T_0 – температура торможения, G – массовый расход, α – угол закрутки потока в тангенциальном направлении. Для каждого типа переходного канала длины L необходимо спроектировать оптимальные формы его образующих при заданных условиях, то есть требуется найти вид функций $r^{\text{int}}(x)$, $r^{\text{ext}}(x)$ на интервале $0 \leq x \leq L$. Критерием оптимизации является уровень газодинамических потерь в переходном канале. Кроме того, для определения влияния длины переходного участка L на газодинамические характеристики переходного канала, рассмотрены длины, близкие к базовой длине L_0 : $3/4 L_0$, $5/4 L_0$. Профилирование осуществляется в рамках уравнений Рейнольдса. В п. 4.1.2 описан способ аппроксимации формы каналов: как и ранее, верхняя и нижняя стенки каналов представлялись в виде кривых ББ 5-ого порядка. Для корректного описания течения на входе/выходе к основной геометрии добавлялись прямолинейные кольцевые участки постоянной площади поперечного сечения. Варьировались некоторые радиальные координаты контрольных точек кривых ББ, что соответствовало 4-м произволам. Положение остальных контрольных точек обеспечивало гладкую стыковку поверхности каналов и цилиндрических участков.

В п. 4.1.3 приводится методика расчёта потерь в переходном канале. Профилирование осуществлялось в квази-двумерной постановке: расчётная область представляла собой сектор с угловым размером 0.1° . Во входном сечении расчётной области задавался поток с однородными по высоте канала значениями давления торможения p_0 и температуры торможения T_0 , а также заданным направлением вектора скорости, определяемым величиной закрутки потока на входе в канал. Радиальная компонента вектора скорости на входе в канал задавалась равной нулю. На выходе из расчётной области задавалось фиксированное статическое давление p_e , обеспечивающее в выходном сечении канала требуемый массовый расход G . Коэффициент восстановления полного давления σ , определяемый по среднемассовым значениям давления торможения, рассчитывается как $\sigma = 1 - (1 - \sigma')(G/G')^2$, с поправкой, учитывающей, что при выбранном способе задания граничных условий расчётное значение расхода G' отличается от требуемого. В качестве критерия оптимизации был выбран коэффициент сопротивления переходного канала ζ , который практически не зависит от уровня скоростей в канале, а значит и массового расхода:

$$\zeta = \left(\gamma R T_0 \left[\sigma^{(1-\gamma)/\gamma} - 1 \right] / (\gamma - 1) \right) / (V_{\text{in}}^2 / 2),$$

где γ – показатель адиабаты, R – газовая постоянная, V_{in} – среднемассовое значение модуля скорости на входе.

Результаты профилирования переходных каналов содержатся в п. 4.1.4. Из трёх типов рассматриваемых каналов 1-й и 2-й имели S-образную форму, то есть вход и выход имели осевое направление, а 3-й тип

имел выход, направленный под углом $\beta = 45^\circ$ к оси двигателя. Газодинамические характеристики спрофилированных каналов приведены на рис. 13.

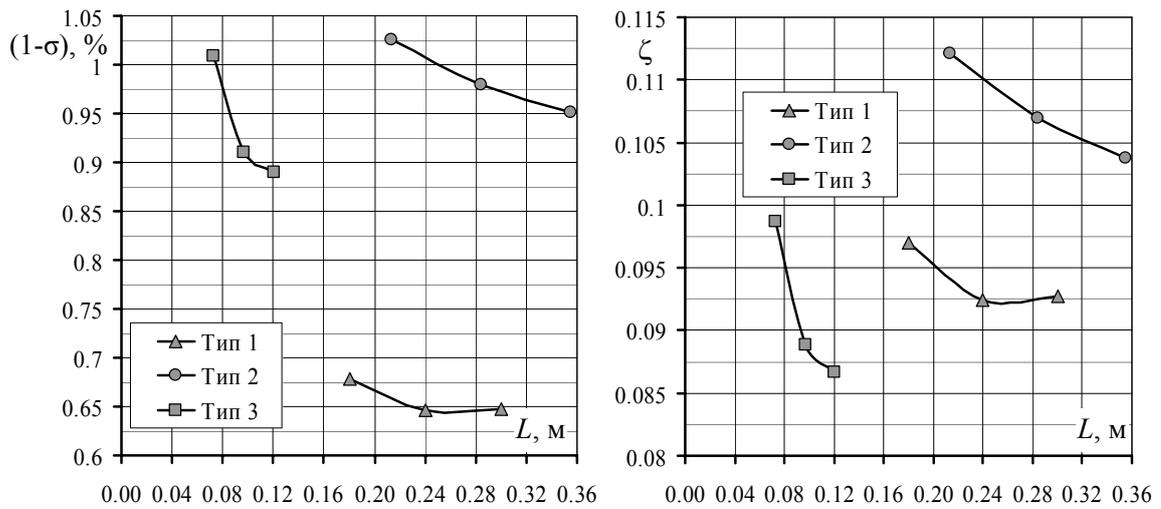


Рис. 13.

Выбранный способ расчёта характеристик каналов и задания граничных условий приводит к появлению заметных потерь на начальном цилиндрическом участке вследствие интенсивного роста пограничного слоя. Для оптимального канала (Тип 2) базовой длины $L_0 = 0.28$ м вклад в общее сопротивление входного цилиндрического участка составляет 0.052, то есть почти половину всего сопротивления ζ и, следовательно, реальное сопротивление оптимального переходного канала в данном случае составляет $\zeta_1 = 0.055$. У канала со сравнительно мягкими условиями стыковки образующих на входе и выходе (Тип 1) имеет место оптимальная длина криволинейного участка, при которой потери в канале минимальны.

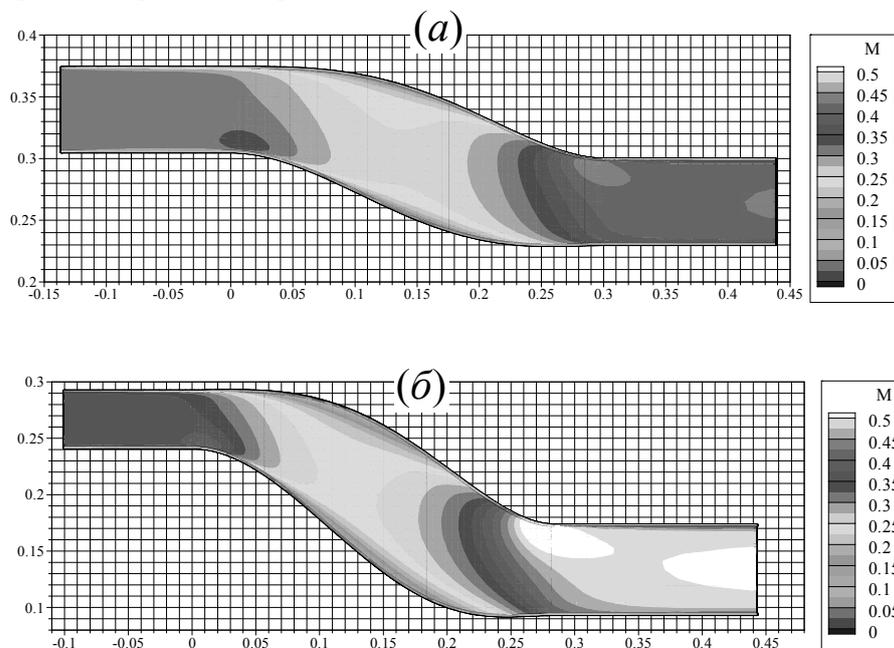


Рис. 14

Оптимальная образующая переходного канала может содержать выраженный диффузорный участок, даже если переходный канал в целом конфузурен. Это видно при внимательном рассмотрении полученных оптимальных форм переходных каналов Типа 1 рис. 14,а и Типа 2 рис. 14,б,

где площадь поперечного сечения переходного канала локально увеличивается при общем сужении.

Для сравнения характеристик оптимальных переходных каналов с неоптимальными был проведён расчёт течения в неоптимальном переходном канале (Тип 2) базовой длины, который обладает высокой монотонностью геометрических характеристик. Сопротивление рассматриваемого канала $\zeta = 0.130$, что на 21 % больше сопротивления аналогичного оптимального канала. А с учётом сопротивления цилиндрического участка неоптимальный переходный канал имеет на 47 % большее сопротивление.

Для обоснования применимости осесимметричной постановки были выполнены пространственные расчёты течения (в секторе с угловым размером 90°) в спрофилированных каналах Тип 2 и Тип 3, которые показали, что уровень потерь в каналах, а также осесимметричная картина течения сохраняется и в пространственном случае.

В разделе 4.2 рассмотрена задача профилирования пары пространственных каналов регенератора перспективного ТРДД сложного термодинамического цикла. Рассматриваемые каналы таковы, что одним из своих концов они присоединяются к осесимметричной части проточного тракта двигателя, поэтому их поперечное сечение в этих местах представляет собой кольцевой сектор, смежный с аналогичным сектором соседних каналов (угол сектора $\beta = 18^\circ$ соответствует 20-ти подводимым/отводящим каналам регенератора). На другом конце форма сечения задана в виде трапеции, что и обуславливает пространственную форму профилируемых каналов. Постановка задачи приведена в п. 4.2.1: заданы геометрические характеристики каналов, – высоты и средние диаметры входа и выхода, степени расширения, длина профилируемого участка в осевом направлении, и газодинамические – расход газа G_0 , полное давление p_0 и температура T_0 , коэффициенты скорости λ . В п. 4.2.2 описана аппроксимация формы каналов. При профилировании поперечное сечение каналов представлялось в виде слабо криволинейного четырехугольника. Формы каналов задавались положением пространственной параметрической кривой и функциями распределения толщин и высот вдоль неё. Профилирование пары каналов сводится к решению задачи оптимизации с 11 произвольными. П. 4.2.3 посвящён описанию метода оптимизации, используемому при поиске решений – методу исследования пространства параметров. Этот метод позволяет получить решения, обеспечивающие низкий уровень газодинамических потерь, удовлетворяющие условию взаимного непересечения подводимого/отводящего каналов, без решения задачи о пересечении двух произвольных невыпуклых поверхностей.

Результаты оптимизации представлены в п. 4.2.4. Из множества решений, полученных в результате оптимизации методом исследования пространства параметров, была выбрана пара непересекающихся каналов, обеспечивающих низкий уровень газодинамических потерь (рис. 15). Согласно расчётам, потери полного давления в спрофилированном подводящем S-образном канале соответствуют значениям $\sigma = 0.9961$, $\zeta = 13.69\%$, и в отводящем S-образном канале $\sigma = 0.9965$, $\zeta = 27.61\%$.



Рис. 15

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Современный уровень вычислительной техники даёт возможность широкого использования прямых методов оптимизации для профилирования различных элементов двигателя. При этом качество результатов такого профилирования будет во многом зависеть от способа описания геометрии профилируемого объекта и от корректности расчёта значений критериев. Апробация авторской модификации метода исчерпывающего градиентного спуска с использованием полиномов Бернштейна при аппроксимации формы на задаче профилирования сверхзвуковой части осесимметричного сопла Лавалья максимальной тяги показала эффективность данного метода применительно к задачам оптимизации формы переходных каналов и сопел ракетных двигателей.

1. На основе предложенного подхода решены следующие задачи оптимального профилирования:

1.1. В рамках уравнений Эйлера решена задача профилирования пространственной сверхзвуковой части сопла в плотной многосопловой компоновке. Полученные пространственные сверхзвуковые части с круглой формой критического сечения выигрывают у оптимальных осесимметричных сопел, удовлетворяющих тем же габаритным ограничениям, по удельной тяге от 0.44% до 0.6%. Выигрыш спрофилированной псевдопространственной сверхзвуковой части сопла, при 3-х варьируемых параметрах, по сравнению с оптимальной осесимметричной сверхзвуковой частью по удельной тяге составил 0.28%. Полученная при заданных граничных условиях, в том числе массовом расходе воздуха, и габаритных ограничениях сверхзвуковая часть с варьируемой формой критического сечения выигрывает по удельной тяге у оптимальной осесимметричной сверхзвуковой части сопла 0.68%.

1.2. В рамках уравнений Рейнольдса спрофилированы околосвуковые сопла двигателя с малой инфракрасной заметностью. Проведено исследование влияния длины сопел на их оптимальные характеристики. Рассмотрено 2 способа аппроксимации поверхности сопла: во всех рассмотренных случаях наилучшие характеристики имели сопла, аппроксимированные в поперечном направлении с использованием кубических однородных рациональных B-сплайнов. Потери тяги таких сопел по сравнению с одно-

мерным идеальным соплом не превышают 1% в диапазоне длин L от 2 до 8 (в калибрах радиуса входа). При $L = 1$ потери тяги составили порядка 5%.

1.3. В рамках уравнений Эйлера решена задача профилирования пространственного сопла ПВРД максимальной в заданном направлении тяги с учётом влияния обтекания приближённой формы кормовой части. Профилировалась как сверхзвуковая часть сопла, так и дозвуковая. Полученные результаты демонстрируют малые потери тяги спрофилированных сопел по сравнению с одномерным идеальным соплом: от 3.5 до 1%. При этом возможность уменьшения потерь тяги, с одной стороны, связана с профилированием горла сопла, благодаря чему поверхность сверхзвуковой части оптимальных конфигураций близка к симметричной, а с другой – с умеренным ослаблением габаритных ограничений, которое, тем не менее, приводит к существенному улучшению тяговых характеристик. Расчётное сравнение спрофилированных сопел с базовыми прототипами сопла экспериментального образца-демонстратора высокоскоростного ПВРД ПМ-3 показало, что спрофилированные сопла выигрывают по тяге у базовых прототипов в рамках одинаковых габаритных ограничений от 3% до 5%.

1.4. Сформулирована и решена задача оптимального профилирования пространственного сопла ПВРД с учётом аэродинамических характеристик ЛА с минимальным расходом топлива на крейсерском режиме. Для заданного крейсерского режима спрофилированные сопла обеспечивают от 6 до 8.5% уменьшения удельного расхода топлива по сравнению с оптимальным пространственным соплом, удовлетворяющим тем же габаритным ограничениям, спрофилированным на осевое направление вектора тяги. При этом углы поворота вектора тяги оптимальных сопел оказываются существенно ненулевыми: -8.48° и -10.46° ; и весьма близкими к оптимальному направлению вектора тяги -10.30° , полученному, исходя из одномерных оценок. Во всех рассмотренных случаях сверхзвуковые части оптимальных сопел ПВРД получаются близкими к симметричной (двухсторонней) за счёт профилирования формы горла. Этот результат отличается от классического рассмотрения несимметричных плоских сопел ПВРД, которые в действительности не являются оптимальными для заданного режима полёта при наличии габаритных ограничений.

1.5. Построены оптимальные формы образующих осесимметричных кольцевых переходных каналов трёх типов в диапазоне длин от $3/4$ до $5/4$ от базовой длины, обеспечивающих низкий уровень потерь полного давления. Расчёт потерь в каналах осуществлялся интегрированием уравнений Рейнольдса. Для рассмотренных каналов между вентилятором и подпорной ступенью показано, что существует оптимальная длина, при которой потери в канале минимальны. Установлено, что оптимальная образующая переходного канала может содержать выраженный диффузорный участок, даже если переходный канал в целом конфузоре.

2. С помощью метода исследования пространства параметров реализовано профилирование пары пространственных каналов регенератора перспективного ТРДД сложного термодинамического цикла. Из полученного множества Парето-оптимальных решений выбрана пара каналов, удовлетворяющих наложенным габаритным ограничениям и обеспечивающих низкий расчётный уровень потерь полного давления (0.5-1%) на канал.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Борисов В. М., Михайлов И. Е.* Об оптимизации сверхзвуковых частей пространственных сопел // Ж. выч. мат. и матем. физ. 1981. Т. 21, № 2. С. 517–519.
2. *Таковицкий С. А.* О сходимости в задаче оптимизации крыла сложной формы // Ж. выч. мат. и матем. физ. 2002. Т. 42. № 5. С. 690–697.
3. *Гуляев А. Н., Козлов В. Е., Секундов А. Н.* К созданию универсальной однопараметрической модели для турбулентной вязкости // Изв. РАН. МЖГ. 1993. № 4.
4. *Hoffman J. D., Scofield M. P., Thompson H. D.* Thrust nozzle optimization including boundary-layer effects // J. Optimizat. Theory and Appl. 1972. V. 10. № 3. p. 133-159.

СПИСОК РАБОТ АВТОРА ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

По результатам работы опубликовано 5 статей в ведущих рецензируемых журналах из Перечня ВАК. В прилагаемом списке эти статьи выделены жирным шрифтом. Некоторые результаты, опубликованные в работе 9, были получены с помощью выполненных автором расчётов, в остальных работах автору принадлежат как сам текст публикаций, так и описываемые результаты.

1. *Крайко А. А.* Разработка эффективных прямых методов в задачах построения оптимальных аэродинамических форм // IX международная школа-семинар Модели и методы аэродинамики. Тезисы докладов. 2009.
2. *Крайко А. А., Пьянков К. С.* **Эффективные прямые методы в задачах построения оптимальных аэродинамических форм // Ж. выч. мат. и матем. физ. 2010. Т. 50. №9. С. 1624-1631.**
3. *Крайко А. А.* **Прямые методы профилирования оптимальных пространственных аэродинамических форм // Вестник Нижегородского университета им. Н. И. Лобачевского. 2011. №4. Ч. 3. С. 886-888.**
4. *Крайко А. А., Пьянков К. С.* Профилирование оптимальных пространственных сопел в плотной многосопловой компоновке // X международная школа-семинар Модели и методы аэродинамики. Тезисы докладов. 2010.
5. *Крайко А. А., Пьянков К. С.* Прямые методы профилирования оптимальных пространственных аэродинамических форм. Переходные каналы. Сопло ПВРД // XXII школа-семинар Аэродинамика летательных аппаратов. Тезисы докладов. 2011.
6. *Крайко А. А., Пьянков К. С.* Профилирование оптимальных пространственных сопел высокоскоростного ВРД-демонстратора с учётом аэродина-

- мических характеристик ЛА // XII международная школа-семинар Модели и методы аэродинамики. Тезисы докладов. 2012.
7. *Исакова Н. П., Крайко А. А., Пьянков К. С.* Профилирование оптимального пространственного сопла ПВРД с учётом аэродинамических характеристик летательного аппарата // Труды Центрального аэрогидродинамического института им. Н. Е. Жуковского. — М.:ЦАГИ. 2012. Вып. 2710: Реактивные сопла перспективных гражданских самолетов.
 8. *Исакова Н. П., Крайко А. А., Пьянков К. С.* Прямой метод профилирования оптимальных пространственных аэродинамических форм // Ж. выч. мат. и матем. физ. 2012. Т 52. № 11. С. 1976-1982.
 9. *Крайко А. А., Крайко А. Н., Пьянков К. С., Тилляева Н. И.* О профилировании контуров сопел, реализующих при кривой звуковой линии равномерный сверхзвуковой поток или максимум тяги // Изв. РАН. МЖГ. 2012. № 2. С. 97-113.
 10. *Крайко А. А., Пьянков К. С.* Профилирование оптимальных пространственных сопел // Изв. РАН. МЖГ. 2014. № 1. С. 141-153.