

Спектр сверхзвукового обтекания вокруг летательного аппарата с управляющими тормозными щитками

С.И. Герасимов^{1,A,B,C}, А.А. Глухов^{2,A}, В.А. Кикеев^{3,C}, И.Ю. Смирнов^{4,A}, К.В. Тотышев^{5,A}

^A Российский федеральный ядерный центр — Всероссийский научно-исследовательский институт экспериментальной физики,
Саров Нижегородской обл., Россия

^B Саровский физико-технический институт — филиал Национального исследовательского ядерного университета «МИФИ», Саров Нижегородской обл.

^C Институт проблем машиностроения РАН, Нижний Новгород, Россия

¹ ORCID: 0000-0002-6850-0816, s.i.gerasimov@mail.ru

² ORCID: 0000-0003-4470-6518, glukhow.a@yandex.ru

³ ORCID: 0000-0002-2040-2045, vkikeev@mail.ru

⁴ ORCID: 0000-0002-5419-5312, smirnovig@yandex.ru

⁵ ORCID: 0000-0002-6232-505X, totyshev@bk.ru

Аннотация

В статье приводятся результаты исследования пространственной картины обтекания модели летательного аппарата, изучения структуры течения вблизи поверхности летательного аппарата экспериментальным и численным методом. Приводятся сравнительные материалы визуализации течений вокруг конической модели с кормовым органом управления — плоским торцевым щитком при сверхзвуковом полете в воздухе атмосферного давления. Отличие от качественной схемы обтекания по экспериментальным спектрам при $M \approx 4$ и $M \approx 5,5$ заключается в наличии, помимо образования при обтекании щитка зоны срывного течения перед ним, косого скачка уплотнения (от точки отрыва течения) и более интенсивного прямого скачка уплотнения, возможности появления индуцированной щитком зоны отрыва потока на стороне поверхности модели, противоположной щитку, с образованием косого скачка уплотнения. Рассматривается эффективность увеличения количества тормозных щитков, устанавливаемых на цилиндроконическую модель. Приводятся результаты измерений зависимости приращений коэффициента силы лобового сопротивления испытываемых моделей от площади щитков.

Ключевые слова: аэробаллистический эксперимент, летательный аппарат, обтекание, скачок уплотнения, лобовое сопротивление, цилиндроконическая модель.

Использование фоторегистрации в аэробаллистическом эксперименте дает возможность получать теневые фотоснимки спектров обтекания высокого качества, которые позволяют изучать структуры течения вблизи поверхности летательного аппарата или его модели [1-10]. Изучение пространственной картины обтекания по обращенному эксперименту и численному расчету не гарантирует обнаружения всех возможных эффектов, выявляемых при соблюдении динамического подобия, которое может обеспечить прямой аэробаллистический опыт с отстрелом модели летательного аппарата (ЛА) в свободный полет. Так по теоретической схеме при обтекании сверхзвуковым потоком щитка 6 (рис.1), находящегося на боковой конической поверхности 2 ЛА, возникает пространственный скачок уплотнения 5, образующий в свою очередь зону циркуляционного течения 4, ограниченную линией отрыва 7 и скачком 3 [11].

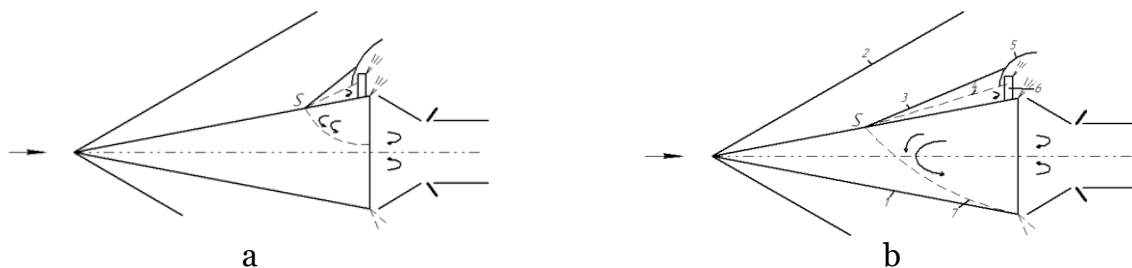


Рис.1. Схема течения при обтекании кормового щитка

Отрыв потока перед щитком может быть ламинарным (рис.1,б), переходным или турбулентным (рис.1,а), что проявляется в виде значительной или небольшой по размерам зоны отрыва и малыми или большими углами отрыва потока (для ламинарного или турбулентного отрыва, соответственно). Следовательно, на картину течения влияет шероховатость боковой поверхности, а также относительный радиус затупления конуса и угол атаки.

1.1. Рассмотрим, что дает расчет затупленного конуса с плоским торцевым управляющим щитком. Для проведения компьютерного моделирования использовалась версия инженерного программного комплекса ЛОГОС [12]. В процессе моделирования определялись аэродинамические силы и моменты, действующие на обтекаемую поверхность модели. Получены все параметры обтекающего газа в расчетном объеме - поля давлений, плотностей, температур, скоростей. Трехмерный расчет процесса внешнего обтекания моделей сверхзвуковым потоком сжимаемого газа проводился с учетом соответствующих граничных условий на поверхности модели и на стенках расчетного домена. Решались полные осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье-Стокса, дополненные уравнениями переноса кинетической энергии турбулентности и ее диссипации, сформулированными в рамках двухпараметрической $k-\varepsilon$ модели турбулентности. При этом, переход ламинарного пограничного слоя в турбулентный, а также непосредственно ламинарные и турбулентные пограничные слои моделируются с использованием двухмасштабных пристеночных функций, которые обеспечивают высокую точность и универсальность. Подходящий метод расчета выбирается автоматически в зависимости от расчетной сетки, реализованы два варианта расчета пограничного слоя в зависимости от параметров течения — модель "толстого пограничного слоя" для расчета пограничных слоев на подробной сетке, и модель "тонкого пограничного слоя" — для расчета на грубой сетке. Необходимо отметить, что во многих задачах оба подхода позволяют получить приемлемое по точности решение на довольно грубой сетке. Диапазон рассмотренных начальных скоростей обтекания составлял 2 - 6 М. Обтекание модели осуществлялось при осевом направлении начальной скорости потока, то есть при нулевом угле атаки, а также при углах атаки -2, 2, 5 и 10°. Для воздуха использовалось уравнение состояния совершенного газа.

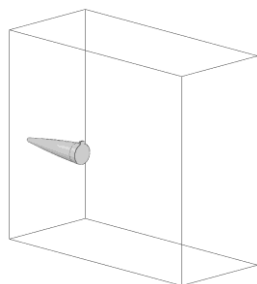


Рис. 2. Используемый расчетный домен, построенный с учетом условий симметрии.

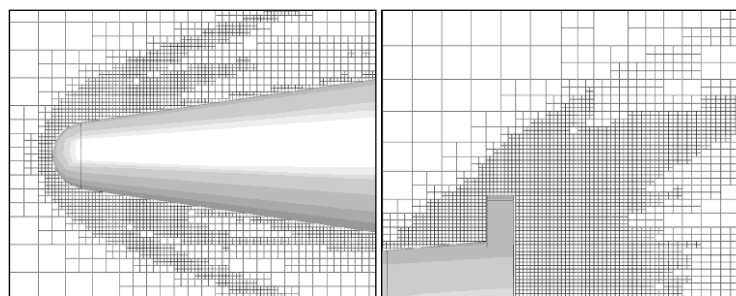


Рис.3. Фрагменты адаптированной после 3520 итераций счетной сетки возле носовой и кормовой частей модели для обтекания с начальной скоростью $M = 6$.

Изучаемая модель характеризовалась диаметром основания 60 мм и длиной 215,7 мм. Относительная площадь управляющего щитка составляла 0,040 площади основания. Размеры расчетного домена с учетом симметрии составляли 68×60×30 см. Домен с расположенной в нем моделью (половиной модели) показан на рис. 2. Исходная сетка состояла из 209524 ячеек, а соответствующие адаптированные сетки для $M = 2 - 6$ состояли из 397544, 589365, 791238, 984648 и 1237320 ячеек. На рис. 3 фрагменты адаптированной сетки для условий обтекания с начальной скоростью $M = 6$ показаны в увеличенном масштабе.

В процессе расчета определялись полные в объеме домена поля для всех параметров обтекающего газа, в том числе распределения на поверхности модели, выдавались значения всех необходимых аэродинамических характеристик модели. В частности, для разных начальных скоростей обтекания и пяти рассмотренных углов атаки были определены коэффициенты сопротивления в направлении осей x и y (C_x , C_y) и коэффициенты момента относительно оси z (m_z). При определении значений коэффициентов использовалось значение полной, с учетом щитка, площади максимального поперечного сечения модели.

Результаты, полученные при различных углах атаки, представлены на рис. 4 - 11. На рис. 4-6 приведен характер изменения значений коэффициентов C_x , C_y и m_z при увеличении числа итераций, то есть характер их сходимости. Результаты расчетов для $M = 2, 3, 4, 5$ и 6 обозначены соответственно ромбами, квадратами, треугольниками, кружками и маркерами в форме буквы Ж. На рис. 7а показано поле давления для начальной скорости обтекания $M = 2$. Используемый для визуализации диапазон давлений составляет здесь 0 - 600 кПа, ширина монохроматических полос на верхнем изображении соответствует значению 2,4 кПа. На рис. 7б показано поле плотности для начальной скорости обтекания $M = 2$. Используемый для визуализации диапазон плотностей составляет здесь 0 - 5 кг/м³, ширина монохроматических полос на верхнем изображении соответствует значению 20 г/м³. На рис. 7в показано поле температуры для начальной скорости обтекания $M = 2$. Используемый для визуализации диапазон температур составляет здесь 200 - 600 К, ширина монохроматических полос на правом изображении соответствует значению 1,6 К. Результаты, полученные при углах атаки - 2, 2, 5, и 10°, приведены на рис. 8-11. Ширина монохроматических полос на верхнем изображении рис. 11в соответствует значению 2,0 К.

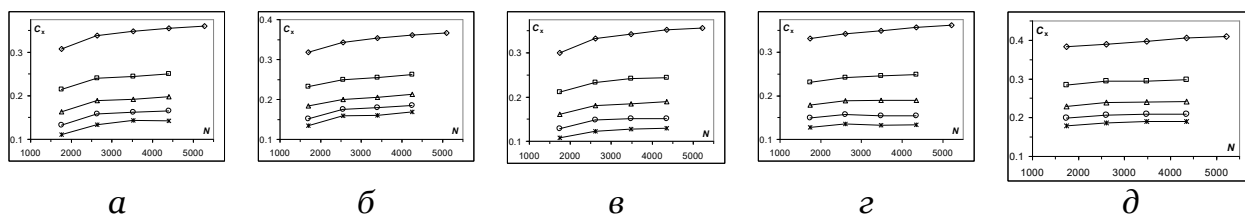


Рис. 4. Изменение значений коэффициентов C_x при увеличении числа итераций для углов атаки $\alpha = 0^\circ$ (а), -2° (б), 2° (в), 5° (г), 10° (д) и начальной скорости обтекания $M = 2 - 6$.

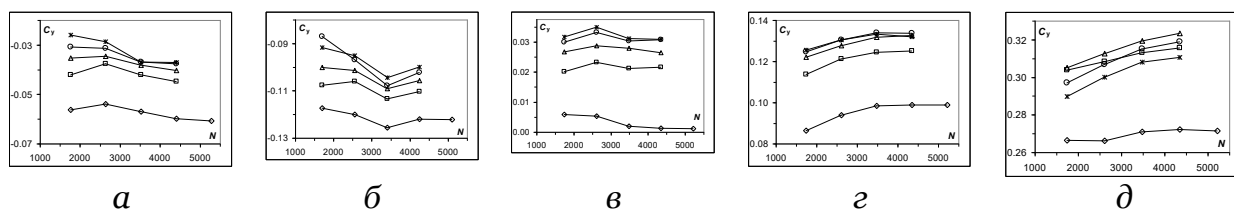


Рис. 5. Изменение значений коэффициентов C_y при увеличении числа итераций для углов атаки $\alpha = 0^\circ$ (а), -2° (б), 2° (в), 5° (г), 10° (д) и начальной скорости обтекания $M = 2 - 6$.

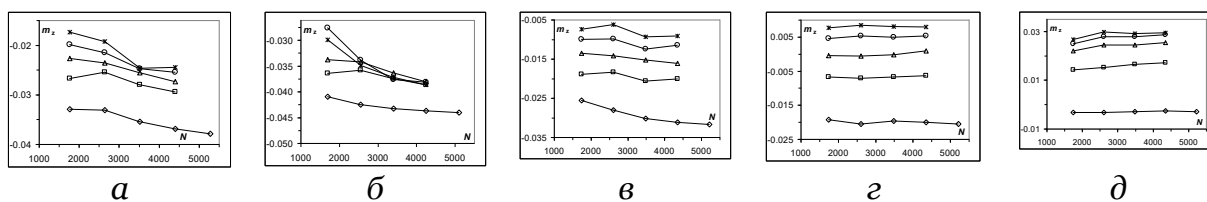


Рис. 6. Изменение значений коэффициентов m_z при увеличении числа итераций для углов атаки $\alpha = 0^\circ$ (а), -2° (б), 2° (в), 5° (г), 10° (д) и начальной скорости обтекания $M = 2 - 6$.

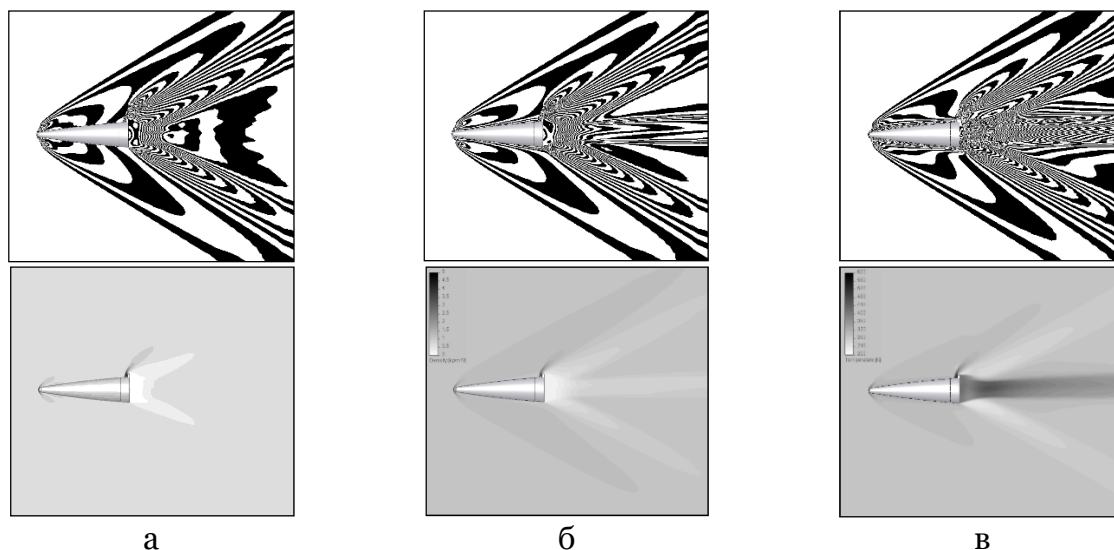


Рис.7. Поля давлений (а), плотности (б), температуры (в) для нулевого угла атаки и начальной скорости обтекания $M = 2$.

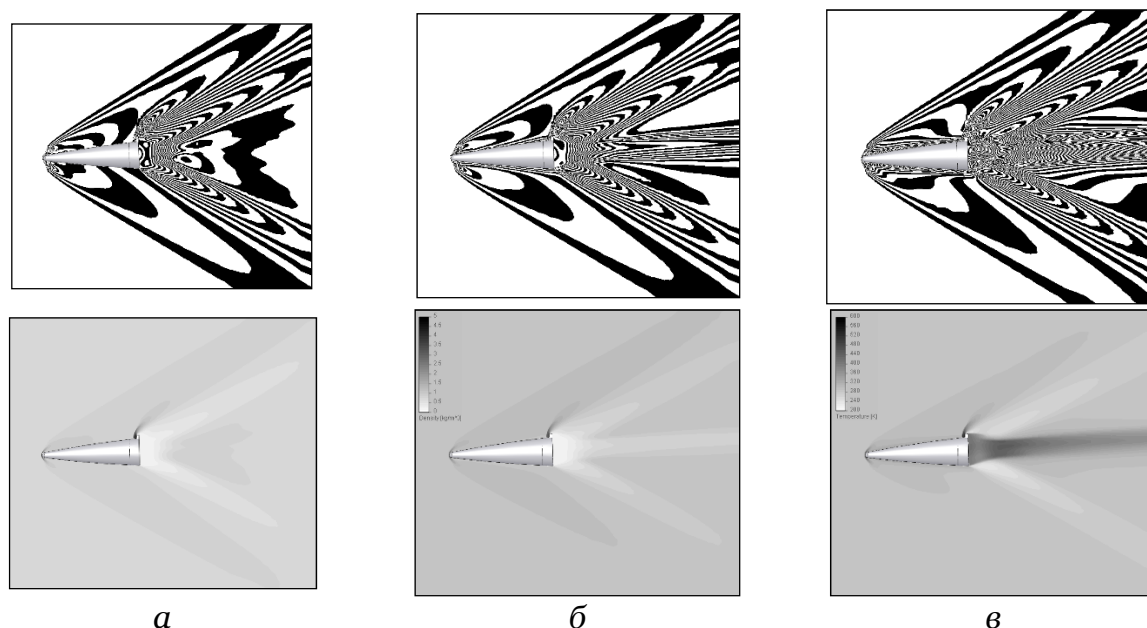


Рис. 8. Поля давлений (а), плотности (б), температуры (в) для угла атаки $\alpha = -2^\circ$ и начальной скорости обтекания $M = 2$.

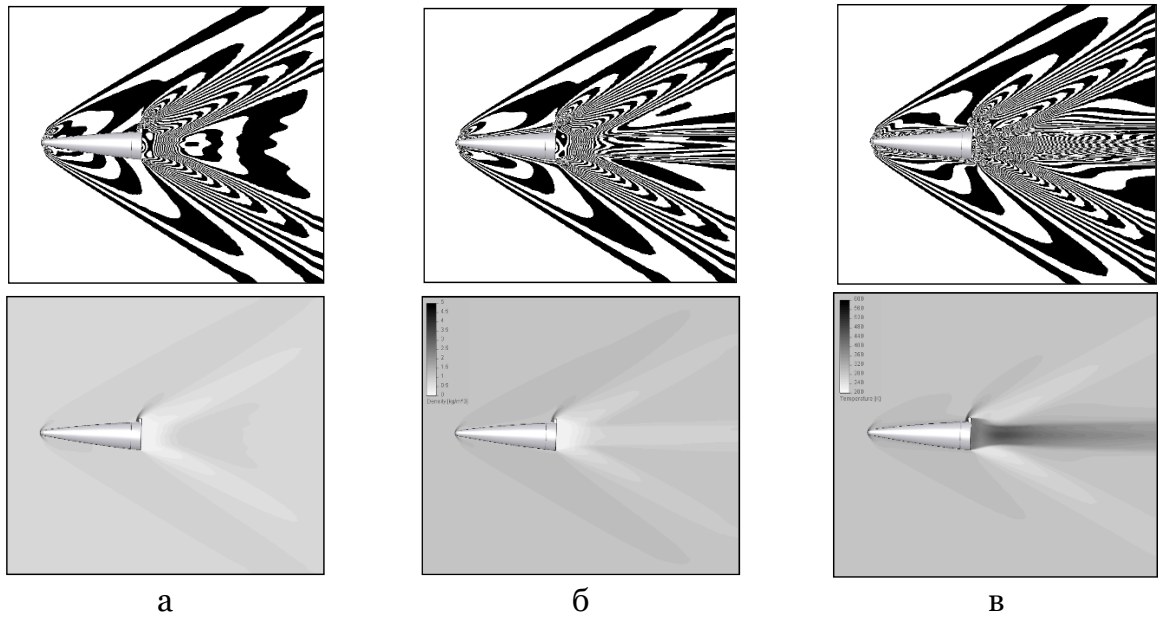


Рис. 9. Поля давлений (а), плотности (б), температуры (в) для угла атаки $\alpha = 2^\circ$ и начальной скорости обтекания $M = 2$.

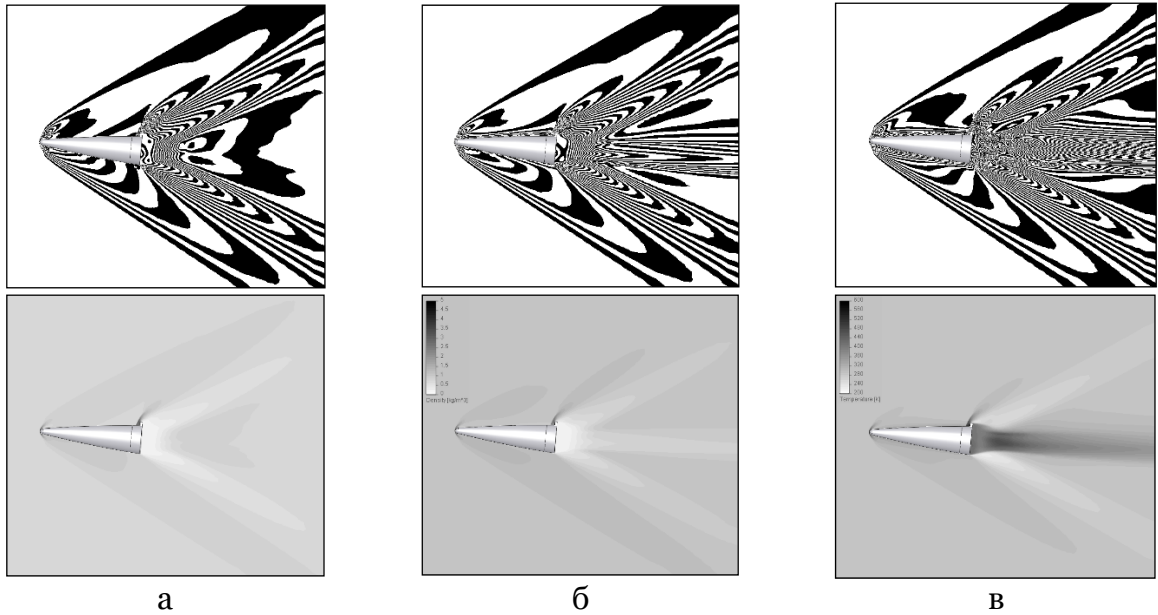


Рис. 10. Поля давлений (а), плотности (б), температуры (в) для угла атаки $\alpha = 5^\circ$ и начальной скорости обтекания $M = 2$.

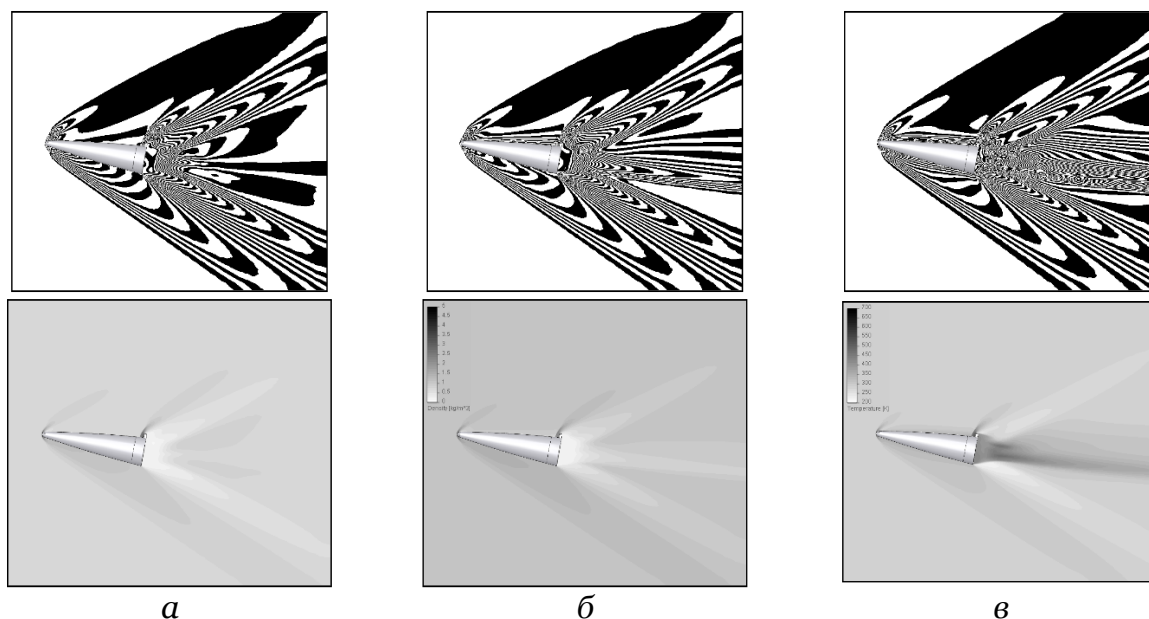


Рис. 11. Поля давлений (а), плотности (б), температуры (в) для угла атаки $\alpha = 10^\circ$ и начальной скорости обтекания $M = 2$.

1.2. На основании проведенных расчетных оценок были поставлены эксперименты в аэробаллистическом тире [13], где изучалась динамика полета модели с органом управления щиткового типа. Модель, аналогичная рассмотренной выше, помещенная в разрезной поддон щитком вниз, выстреливалась из пороховой баллистической установки со скоростями в диапазоне $M = 4-5,5$.

Движение модели характеризуется значительными радиальными отклонениями относительно основной линии прицеливания тира по Y и Z (от ≈ 0 м в начале измерительного участка до 2,5 м в конце) и наличием больших балансировочных углов атаки. При этом колебания по углу атаки носят затухающий характер. Вращение моделей относительно продольной оси (по γ) вследствие закрутки в стволе баллистической установки (появление начальной угловой скорости вращения модели относительно продольной оси ω_{x0} при движении ЛА в канале ствола), происходило по часовой стрелке по направлению движения и приводило к изменению на величину от 10° до 105° при движении на измерительном участке тира.

Отметим существенные нелинейные эффекты в аэродинамических характеристиках ЛА из-за наличия при больших углах атаки срывных нестационарных областей в зоне, прилегающей к щитку, а также их зависимости от аэродинамического угла крена, что привело к появлению систематической составляющей в зависимости невязок между расчетными и опытными значениями θ и ψ (тангажа и рыскания) при хорошем соответствии расчетных и опытных значениях балансировочного угла $\alpha_{бал}$.

Отличие от качественной схемы обтекания (рис.1) по экспериментальным спектрам при $M \approx 4$ и $M \approx 5,5$ заключается в наличии помимо образования при обтекании щитка зоны срывного течения перед ним, косога скачка уплотнения (от точки отрыва течения) и более интенсивного прямого скачка уплотнения возможности появления индуцированной щитком зоны отрыва потока на стороне поверхности модели, противоположной щитку, с образованием косога скачка уплотнения (рис.12). Здесь и далее теневые спектры приведены отраженными по вертикали на 180° – щиток вверх, а в опытах модель летела щитком вниз. Вертикальная линия на снимках – вертикальный отвес; горизонтальная линия – граница двух отдельных пленок в составе кассеты.

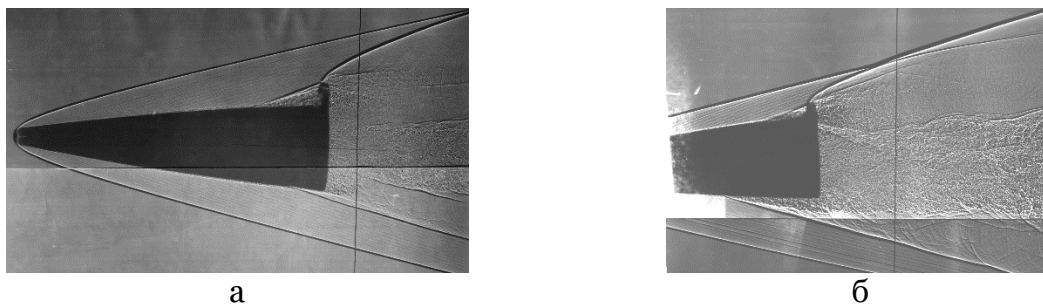


Рис. 12. Теневые спектры обтекания модели с плоским торцевым щитком при $V \approx 1715$ м/с, $\vartheta \approx -1^\circ$, $\gamma = -160^\circ$ (а); $V \approx 1935$ м/с, $\vartheta \approx 4^\circ$, $\gamma = -145^\circ$ (б)

Размеры отрывной зоны зависят от величины угла атаки и угла ориентации щитка относительно плоскости сопротивления. При угле атаки близком к 0° передняя граница отрывной зоны охватывает всю боковую поверхность объекта исследований (ОИ), примыкающую к донному торцу и замыкается на противоположной стороне вблизи донного среза на $l = 1,6$ (расстояние от точки отрыва S до щитка l/h_m) от него (рис.12 а). При расположении щитка на подветренной стороне поверхности модели с ростом угла атаки размеры отрывной зоны уменьшаются, и ее граница при углах атаки $\alpha \leq -2^\circ$ не замыкается на наветренной стороне поверхности модели (рис.13). При расположении щитка на наветренной стороне поверхности модели с ростом угла атаки размеры отрывной зоны увеличиваются, и ее граница на подветренной стороне поверхности перемещается к носку модели и при угле атаки $\approx 4^\circ$ отстоит от данного среза на величину $l=4,4$ (рис.12 б).

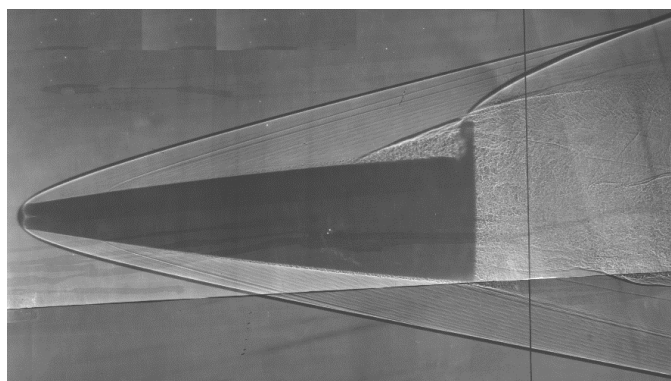
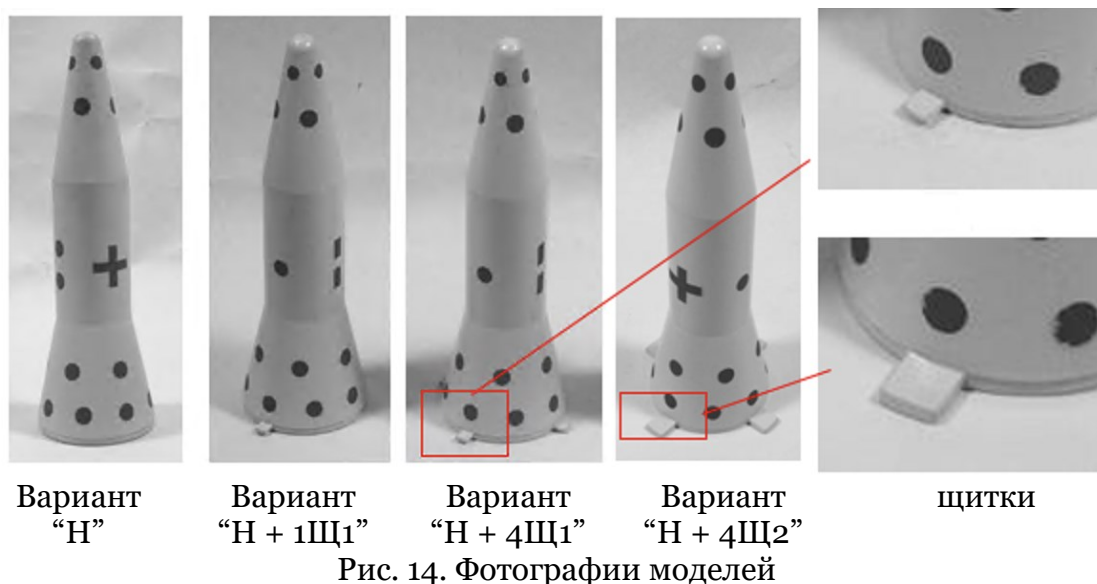
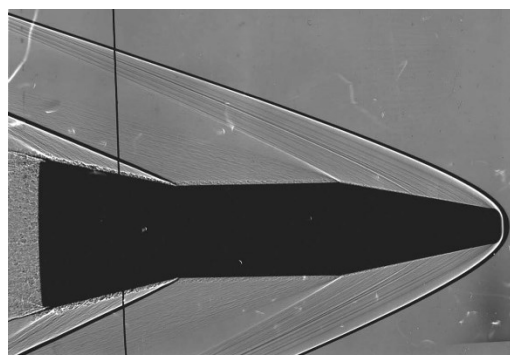


Рис. 13. Теневые спектры обтекания модели с плоским торцевым щитком при $V \approx 1937$ м/с, $\vartheta \approx -2,5^\circ$, $\gamma = -191^\circ$

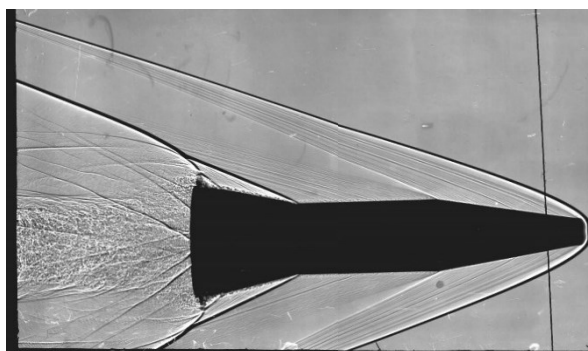
2. Поскольку щитковые органы управления, установленные на донном срезе, демонстрируют эффективность при торможении модели представляет интерес рассмотреть вопрос целесообразности их увеличения. Представляет интерес насколько усложниться теперь спектр обтекания вблизи кормовой части модели и можно ли оценивать по получаемой теневой картине эффективность изменения силы сопротивления воздуха (коэффициента силы лобового сопротивления). В качестве объекта испытаний при проведении экспериментов в аэробаллистическом типе использовались модели цилиндрического ЛА без щитков - вариант «Н», с двадцатью равномерно расположенными тормозными щитками размера $h = 0,0917$, $b = 0,117$ - вариант «20щ», с четырьмя тормозными щитками размера $h = b = 0,0983$ - вариант «4щ1» и с четырьмя тормозными щитками размера $h=b=0,1683$ - вариант «4щ2». Фотографии моделей представлены на рис. 14.



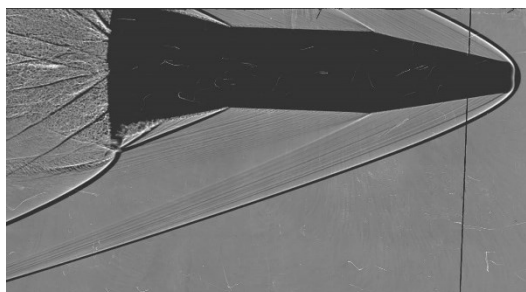
В результате проведенных аэробаллистических испытаний моделей со щитками и без них, получены теневые спектры обтекания моделей при числе Маха $M \approx 3,0$. Достаточно высокое качество теневых спектров для испытанных вариантов моделей позволяет проанализировать некоторые особенности в обтекании моделей со щитковыми органами управления. Так теневые спектры обтекания кормовой части моделей имеют характерный вид для тел с конической юбкой, в зоне перехода к которой возникает скачок уплотнения. Установка щитков приводит к образованию перед ними зон отрывного течения. Обтекание щитков происходит с образованием скачка уплотнения перед ними.



Вариант «Н», $M_{\text{ср.}} = 3,0$.



Вариант «Н+4Щ1», $M_{\text{ср.}} = 2,95$.



Вариант «Н+4Щ1», $M_{\text{ср.}} = 2,95$.



Вариант «Н+4Щ2», $M_{\text{ср.}} = 2,85$.

Рис. 15. Спектры обтекания базовой модели и модели с 4 тормозными щитками

Коэффициенты полного и донного сопротивления $C_{x\Sigma}$ и $C_{x_{\text{дон}}}$ модели без щитка при $\alpha = 0^\circ$ понижаются с изменением числа Маха от $M_\infty = 3$ до $M_\infty = 4$ и повышаются с

увеличением угла атаки α . Установка щитков, особенно больших щитков, приводит к повышению коэффициента продольной силы $C_{x\Sigma}$. Относительное донное давление $\bar{P}_{дон}$ в отсутствие щитка понижается с увеличением числа Маха в исследованном диапазоне $M_\infty = 3...4$ и уменьшается по углу атаки α . Теоретически при расположении щитка на наветренной стороне модели ($\alpha = -10^\circ$) перед ним возникает обширная зона отрывного течения, ограниченная на теле линией стекания, на которой соприкасаются линии тока внутри и вне отрывной зоны. Под углом атаки $\alpha = 0^\circ$ отрывная зона остается весьма большой. При расположении щитка на подветренной стороне тела (что соответствует движению модели на балансировочном угле атаки) роль отрывной зоны остается значительной – (см. рис. 15). Положение точки отрыва потока располагалось в диапазонах $l_s \approx (2-4)h$ (см. рис.16).

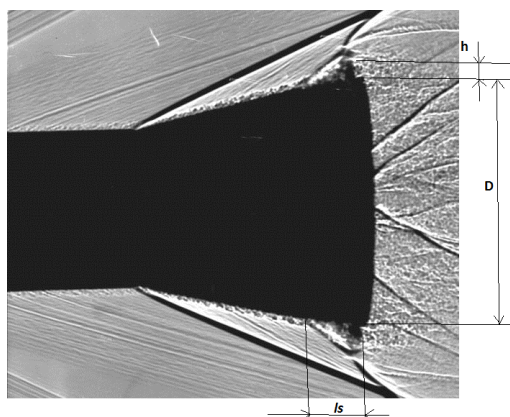


Рисунок 16. – Донный участок, h – высота щитка, D – диаметр мидаля.

По оценкам газодинамические параметры на поверхности модели остаются практически постоянными по длине ее конической части от щитка до $l \leq 0,7D$, когда становится заметным влияние цилиндрической части объекта; положение точки отрыва l_s в рассматриваемом диапазоне $l_s \approx (2-4)h$ не оказывает заметного влияния на изменение аэродинамических характеристик модели за счет установки щитка.

3. Увеличение количества тормозных щитков для увеличения коэффициента силы лобового сопротивления за счет «максимально» возможного количества тормозных щитков на донном срезе рассматривалось на примере модели с двадцатью равномерно расположенными тормозными щитками размера $h = 0,0917$, $b = 0,117$ - вариант «Н-20Щ».

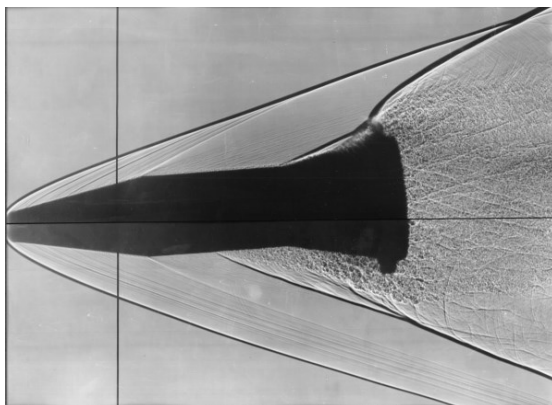
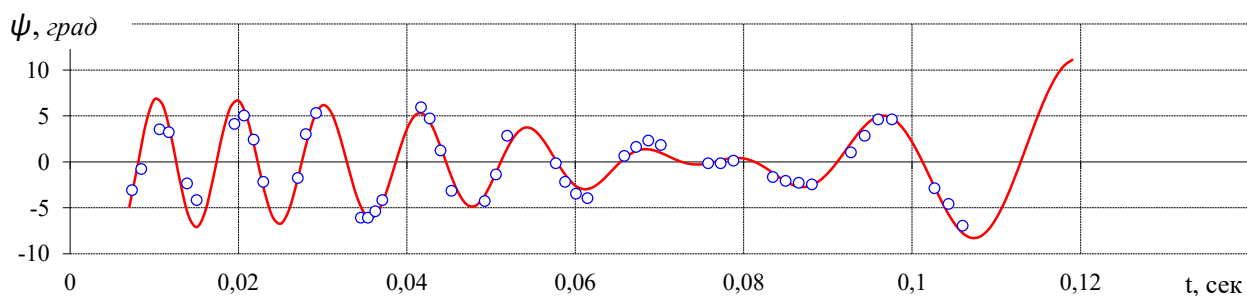
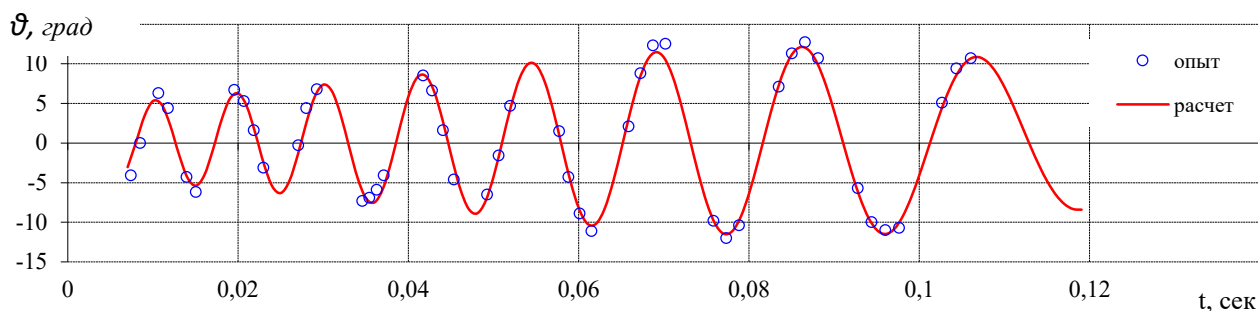


Рис. 17. Спектры обтекания модели с 20 тормозными щитками при $V \approx 1440$ м/с.

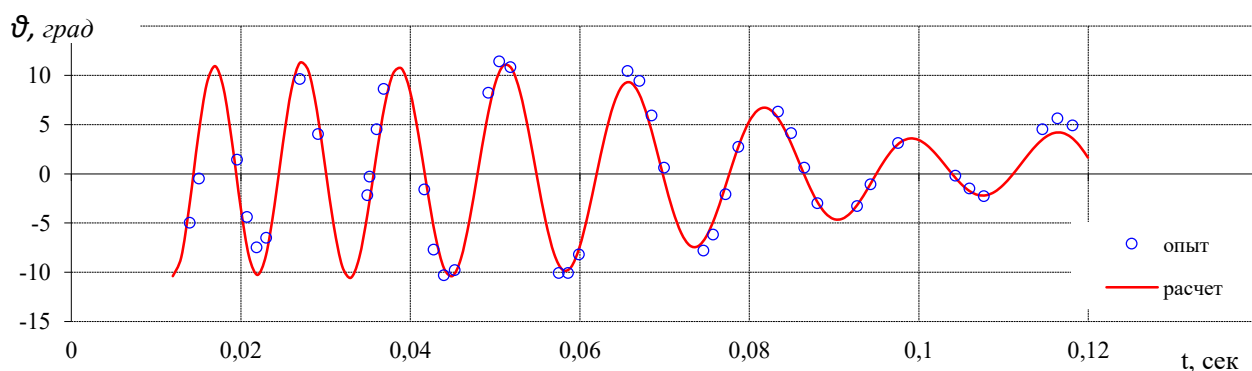
Из результатов аэробаллистических испытаний следует, что наличие двадцати равномерно расположенных тормозных щитков (вариант «Н20щ») приводит к увеличению коэффициента силы лобового сопротивления в 2,5 раза (на $\Delta C_x = 0,407$) при $M = 3$.

Однако при таком количестве и конфигурации щитков на поверхности модели формируется отрывная зона, передняя граница которой располагается далеко вверх по потоку от щитков на цилиндрической части поверхности модели (рис. 17). При этом движение моделей приобретает сложный, явно выраженный негармонический характер колебаний по углам тангажа(θ), рыскания (ψ), и в условиях нестационарного обтекания эта зона обуславливает автоколебания модели с нарастающей амплитудой колебаний по углам (рис. 18).

В то же время при меньшем количестве щитков (большем расстоянии между ними в окружном направлении) характер обтекания моделей существенно другой - отрывная зона локализуется в окрестности каждого щитка (рис. 15). А с точки зрения увеличения коэффициента C_x такие щитки оказываются более эффективными: так, например, четыре щитка с относительной площадью 0,144 (вариант «4Нщ2»), т. е. практически в 2 раза меньшей, чем площадь 20 щитков (вариант «Н20щ»), приводят к увеличению C_x примерно в 2,1 раза. При этом отсутствует явление «автоколебаний», т. е. происходит стабилизация (затухание колебаний) моделей по углам (рис. 19).



а) Опыт 1



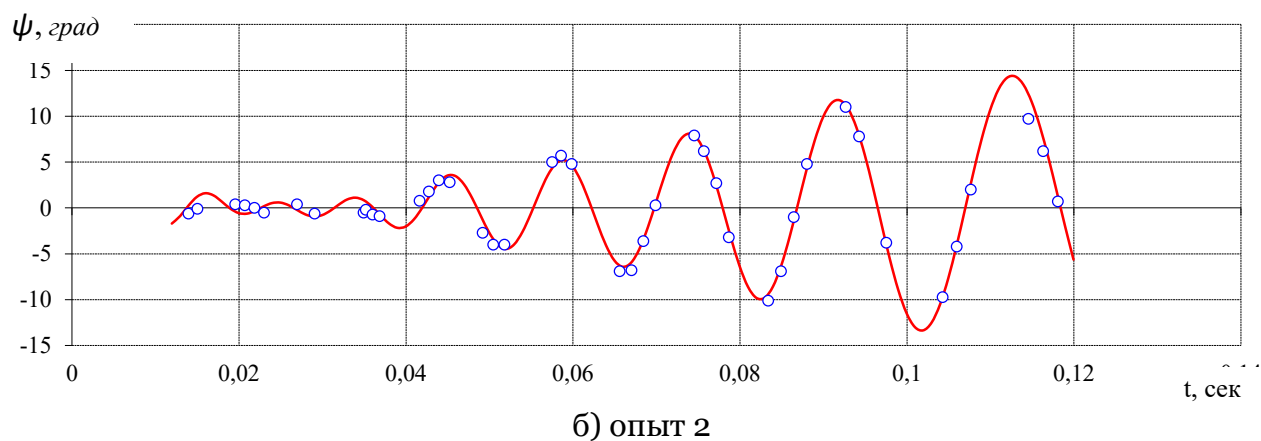


Рис. 18. Зависимости углов $\vartheta(t)$ и $\psi(t)$ в опытах с моделью варианта “Н20ц”.

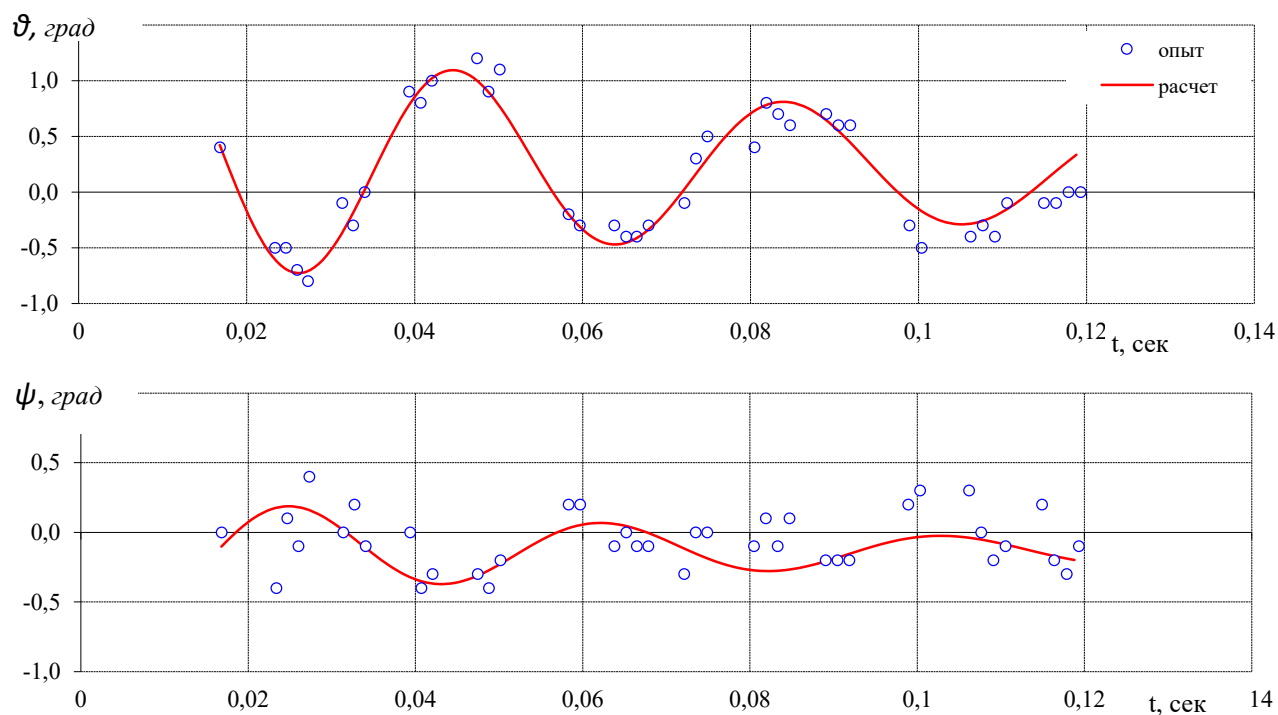


Рис.19. Зависимости углов $\vartheta(t)$ и $\psi(t)$ в опыте с моделью варианта “4Нц2”

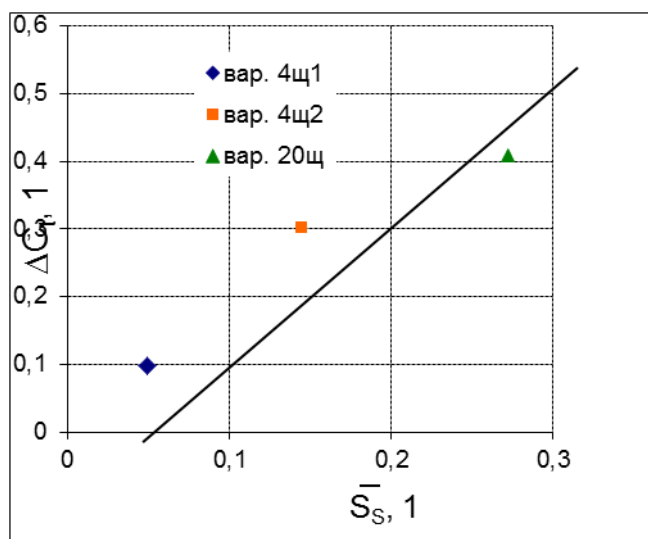


Рис. 20. Зависимость ΔC_τ от площади щитков

На рисунке 20 приведены зависимости приращений коэффициента силы лобового сопротивления ΔC_x испытанных моделей от площади щитков.

Значения размеров щитков, отнесены к диаметру мишеля, суммарная площадь щитков, отнесена к площади мишеля.

Вывод

Качественная теневая картина спектров обтекания модели с кормовыми щитками помогает наглядно связать эффективность применяемых органов управления с изменением ее аэродинамических характеристик. Экспериментальная картина течения лишь качественно моделируется численным расчетом и продолжает оставаться лучшим методом верификации конкретного пакета, предназначенного для научной визуализации сверхзвуковых течений. Приведено влияние изменения количества тормозных щитков на коэффициент силы сопротивления цилиндрической модели.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского научного фонда (проект № 20-19-00613).

Литература

1. С.И. Герасимов, В.И. Ерофеев, И.И. Каныгин, А.В. Сальников Визуализация дульного выхлопа при выстреле из легкогазовой пушки Научная визуализация, кв.2, т.6, №2, 2014
2. С.И. Герасимов, Каныгин И.И., Кикеев В.А., Ерофеев В.И., Фомкин А.П. Визуализация сверхзвукового обтекания фрагментов кубической формы Научная визуализация, кв.2, т.7, №3, 2015, сс.12-20
3. С.И. Герасимов, В.А.Кикеев, К.В. Тотышев, А.П.Фомкин, Б.А. Яненко Визуализация сверхзвукового движения сферы в воздухе и в воде Научная визуализация, 2017, №1, том 9 с.1-25
4. С.И. Герасимов, А. В. Зубанков, В.А. Кикеев, И.Ю. Смирнов, Н.А. Трепалов Исследование характера отражения в модельных опытах прямотеневым методом визуализации Научная визуализация, 2018, кв.4, т.10, №5, сс.98-109
5. С.И. Герасимов, В.А. Кикеев, В.А. Кузьмин, К.В. Тотышев, А.П. Фомкин Теневая схема с селективным диапазоном фоторегистрации в аэродинамических испытаниях Научная визуализация, 2019, том 11, номер 2, страницы 1 – 10
6. С.И. Герасимов, В.И. Ерофеев, В.А. Кикеев, К.В. Тотышев, Е.Г. Косяк, П.Г. Кузнецов О развитии техники аэробаллистического эксперимента для визуализации течений Научная визуализация 2021, том 13, номер 1, с. 69 – 82
7. С.И. Герасимов, В.И. Ерофеев, Е.Г. Косяк Постановка опытов для анализа возмущений головной ударной волны за счет присутствия частиц в сверхзвуковом потоке Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана, сер. естественные науки, №1, 2021, сс.34-46 DOI:<https://doi.org/10.18698/1812-3368-2021-1-34-46>
8. С.И. Герасимов, В.И. Ерофеев, П.Г. Кузнецов, Е.Г. Косяк, И.Ю. Смирнов Движение затупленного цилиндра со стабилизаторами по результатам аэробаллистического эксперимента Ученые записки ЦАГИ 51(4):355–363 (2020)
9. С.И. Герасимов, В. И. Ерофеев, М. И. Крутик, К. В. Тотышев, Е. Г. Косяк, П. Г. Кузнецов Аппаратный комплекс, реализующий схему одновременного получения изображения быстропротекающего процесса в отраженном и проходящем свете Приборы и техника эксперимента, 2020, №5, с88-91
10. С.И. Герасимов, М. И. Крутик, В. С. Роженцов, А. Г. Сироткина, К. В. Тотышев Регистрация быстропротекающих процессов скоростной камерой НАНОГЕЙТ-22/16 Приборы и Техника Эксперимента, 2022, № 3, с. 135-140
11. В.Т. Калугин Аэрогазодинамика органов управления полетом летательных аппаратов. Учебное пособие. -М.; Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004, -688с.

12. Погосян М.А., Савельевских Е.П., Шагалиев Р.М., Козелков А.С., Стрелец Д.Ю., Рябов А.А., Корнев А.В., Дерюгин Ю.Н., Спиридонов В.Ф., Цибереv К.В. Применение отечественных суперкомпьютерных технологий для создания перспективных образцов авиационной техники // Журнал ВАНТ, сер. Математическое моделирование физических процессов, 2013, вып.2, с. 3-18.

13. С.И. Герасимов, Ю.И. Файков, С.А. Холин. Кумулятивные источники света. Саратов, 2011, -326с.

The Spectrum of Supersonic Flow Around an Aircraft with Control Brake Shields

S.I. Gerasimov^{1,A,B,C}, A.A. Glukhov^{2,A}, V.A. Kikeev^{3,C}, I.Yu. Smirnov^{4,A}, K.V. Totyshev^{5,A}

^A Russian Federal Nuclear Center — All-Russian Research Institute of Experimental Physics, Sarov, Nizhny Novgorod Region, Russia

^B Sarov Institute of Physics and Technology of the National Research Nuclear University "MEPhI", Sarov, Nizhny Novgorod region, Russia

^C Institute for Problems in Mechanical Engineering of the Russian Academy of Sciences, Nizhny Novgorod, Russia

¹ ORCID: 0000-0002-6850-0816, s.i.gerasimov@mail.ru

² ORCID: 0000-0003-4470-6518, glukhow.a@yandex.ru

³ ORCID: 0000-0002-2040-2045, vkikeev@mail.ru

⁴ ORCID: 0000-0002-5419-5312, smirnovig@yandex.ru

⁵ ORCID: 0000-0002-6232-505X, totyshev@bk.ru

Abstract

The article presents the results of the study of the spatial flow pattern of the aircraft model, the study of the flow structure near the surface of the aircraft by experimental and numerical methods. Comparative materials for visualizing flows around a conical model with a stern control body – a flat end shield during supersonic flight in atmospheric pressure air are presented. The difference from the qualitative flow pattern according to experimental spectra at $M \approx 4$ and $M \approx 5.5$ lies in the presence, in addition to the formation of a breakaway flow zone in front of the shield, an oblique jump of the seal (from the point of separation of the flow) and a more intense direct jump of the seal, the possibility of the appearance of a flow separation zone induced by the shield on the side of the model surface opposite the shield, with the formation of an oblique jump of the seal. The efficiency of increasing the number of brake shields installed on the cylindrical-conical model is considered. The results of measurements of the dependence of the increments of the drag coefficient of the tested models on the area of the shields are presented.

Keywords: aeroballistic experiment, aircraft, flow, seal jump, drag, cylindrical-conical model.

References

1. S.I. Gerasimov, V.I. Erofeev, I.I. Kanygin, A.V. Salnikov Vizualizatsia durnogo vychlopaa pri vystrele iz legkogazovoi pyshki [Visualization of muzzle exhaust following the light gas gun shot] Scientific Visualization, q.2, v.6, №2, 2014
2. S.I. Gerasimov I.I. Kanygin, V.A. Kikeev, V.I. Erofeev., A.P.Fomkin Vizualizatsia sverchzvukovogo obtekania fragmentov kubicheskoi formy [Visualization of supersonic flow around cube shaped fragments] Scientific Visualization, q.2, v.7, №3, 2015, pp.12-20
3. S.I. Gerasimov, V.A. Kikeev, K.V. Totyshev, A.P. Fomkin Vizualizatsia sverchzvukovogo dvizhenia sfery v vozduche I v vode [Visualization of supersonic motion of a sphere in air and water] Scientific Visualization, 2017, q.1, №1, v. 9 pp.1-25
4. S.I. Gerasimov, A.V. Zubankov, V.A. Kikeev, I.Yu. Smirnov, N.A. Trepalov Issledovanie charaktera otrazhenia v modelnykh opytakh pryamotenevym metodom vizualizatsii [Investigation of wave reflection with shadow technique] Scientific Visualization, 2018, q.4, v.10, №5, pp.98-109

5. S.I. Gerasimov, V.A. Kikeev, V.A. Kuzmin, K.V. Totyshev, A.P. Fomkin Tenevaya shema s selektivnym diapazonom fotoregistratsii v aerodinamicheskikh ispytaniyakh [Shadow scheme with selective range of photoregistration in aerodynamic tests] Scientific visualization, 2019, v. 11, N 2, pp. 1 – 10

6. S.I. Gerasimov, V.I. Erofeev, V.A. Kikeev, K.V. Totyshev, E.G. Kosyak, P.G. Kuznetsov O razvitii tekhniki aeroballisticheskogo eksperimenta dlya vizualizatsii techenii [On the development of aeroballistic experiment techniques for flow visualization] Scientific Visualization 2021, v 13, N 1, pp. 69 – 82

7. S.I. Gerasimov, V.I. Erofeev, E.G. Kosyak Postanovka opytov dlya analiza vozmuhenii golovnoi udarnoi volny za chet prisutstvia chastiz v sverchzvukovom potoke [Setting up experiments for analyzing disturbances of the head shockwave due to the presence of particles in the supersonic flow] Vestnik MSTU by N.E. Bauman, ser. Natural science, №1, 2021, pp.34-46

8. S.I. Gerasimov, V.I. Erofeev, P.G. Kuznetsov, E.G. Kosyak, I.Yu. Smirnov Dvizhenie zatuplennogo cilindra so stabilizatorami po rezultatam aeroballisticheskogo eksperimenta [Motion characteristics of a blunted cylinder with stabilizers according to the results of aeroballistic experiment] TsAGI Science Journal 51(4):355–363 (2020) Volume 51, Issue 4, 2020, pp.355-363

9. S.I. Gerasimov, V.I. Erofeev, M.I. Krutik, K.V. Totyshev, E.G. Kosyak, P.G. Kuznetsov Apparatnyi kompleks, realizuyushii chemy odnovremennogo polucheniya izobrazheniya bystroprotekayushego protsessa v otrazennom i prochodyachem svete [A Hardware Complex Using a Scheme for Simultaneously Obtaining the Image of a Rapid Process in Reflected and Passing Light] Instruments and Experimental Techniques, 2020, No. 5, pp. 88-91© Pleiades Publishing, Ltd., 2020

10. S.I. Gerasimov, M.I. Krutik, V.S. Rozhentsov, A.G. Sirotkina, K.V. Totyshev Registratsiya bystroprotekayushich protsessov skorostnoi kameroi NANOGATE -22/16 [Imaging Fast Processes Using a NANOGATE-22/16 High-Speed Camera] Instruments and Experimental Techniques, 2022, Vol. 65, No. 3, pp. 509–513. © Pleiades Publishing, Ltd., 2022

11. V.T. Kalugin. Aerogazodinamika organov upravleniya poletom letatel'nykh apparatov. [Aerogasodynamics of flight controls of aircraft.] Textbook. -M.; Publishing house of Bauman Moscow State Technical University, 2004, pp.688.

12. Pogosyan M.A., Savelevskikh E.P., Shagaliev R.M., Kozelkov A.S., Strelets D.Yu., Ryabov A.A., Kornev A.V., Deryugin Yu.N., Spiridonov V.F., Tsiberev K.V. Primenenie otechestvennykh superkomp'yuternykh tekhnologiy dlya sozdaniya perspektivnykh obrazczov aviacionnoy tekhniki. [Application of domestic supercomputer technologies for the creation of promising samples of aviation equipment] // Journal VANT, ser. Mathematical Modeling of Physical Processes, 2013, issue 2, pp.3-18.

13. S.I. Gerasimov, Yu.I. Faykov, S.A. Kholin. Kumulyativnyye istochniki sveta. [Cumulative light sources]. Sarov, 2011, pp. 326.