

УДК 62.5

DOI: [10.34759/trd-2021-118-03](https://doi.org/10.34759/trd-2021-118-03)

**Оценка управляющих усилий газодинамических органов управления
летательных аппаратов на гиперзвуковых режимах полета с
использованием гиперзвуковой аэродинамической трубы ИТ-1М**

Панфилов Е.Б.* , Шевченко А.В. , Прилуцкий И.К., Сназин А.А.**

*Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского,
ул. Ждановская, 13, Санкт-Петербург, 197198, Россия*

**e-mail: e1.p1@rambler.ru*

***e-mail: artnetru@yandex.ru*

Статья поступила 28.05.2021

Аннотация

В статье рассмотрены экспериментальные исследования аэродинамических характеристик модели летательного аппарата, использующего газодинамические органы управления при движении на гиперзвуковых скоростях. Определены значения продольной и нормальной силы, а также момента тангажа действующие на модель летательного аппарата при различной интенсивности выдува газовой струи, из носовой и боковой поверхности. Представлены теневые фотографии фаз ударно-волнового взаимодействия набегающего потока с выдуваемой струей из модели. Экспериментальные исследования выполнены с использованием гиперзвуковой импульсной трубы ИТ-1М.

Ключевые слова: гиперзвуковая импульсная аэродинамическая труба, выдув аргона, ударная волна, экспериментальные исследования, скачок уплотнения.

Введение

Перспективным направлением совершенствования аэродинамических характеристик (АХ) летательных аппаратов (ЛА) в широком диапазоне скоростей и особенно при существенных ограничениях, накладываемых на форму элементов конструкции, является управление обтеканием и движением – целенаправленным воздействием на воздушный поток для перестройки его структуры в соответствии с требуемым изменением АХ и других параметров обтекания. Среди современных механических и массовых способов управления обтеканием наиболее приемлемыми для рассматриваемого класса ЛА являются способы, позволяющие изменять ударно-волновую структуру набегающего потока. Наиболее эффективным способом является газодинамический способ, реализуемый в газодинамических органах управления (ГОУ) (продольный и нормальный вдув газовой струи из тела в гиперзвуковой поток) [1].

Взаимодействие выдуваемых струй с набегающим потоком приводит к образованию перед ними скачка уплотнения, не приводящего к росту лобового сопротивления, позволяет создавать управляющие моменты при движении, а также изменять статическую устойчивость тела.

В статье представлены экспериментальные исследования (весовые и оптические) по определению АХ модели ЛА использующей ГОУ движущихся на гиперзвуковых режимах полета при различных параметрах давления (p_{0j}), числа Маха (M_{0j}), температуры (T_{0j}), коэффициенте проникновения струи газа в набегающий поток ($J = (\rho_j \cdot V_j^2) / (\rho_\infty \cdot V_\infty^2)$) и их расположении [2].

Постановка задачи эксперимента

В качестве объекта исследования выбран затупленный по сфере конус с удлинением $l/d=2$, полууглом при вершине конической части $\theta = 10$ град. Варианты расположения газодинамических сопел ГОУ диаметром 2×10^{-3} м на моделях ЛА, представлены на рисунке 1.

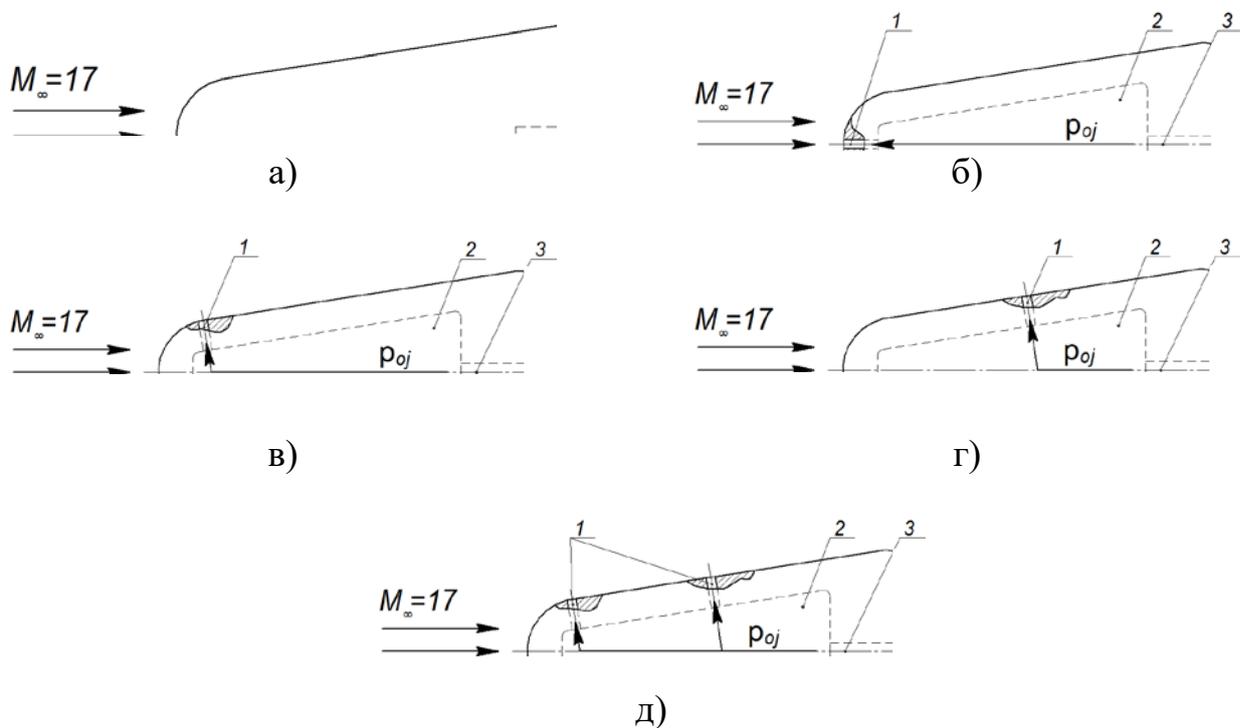


Рис. 1. Варианты расположения газодинамических сопел ГОУ на моделях

(а–д): 1 – сопло, 2 – ресивер, 3 – канал подвода газа.

На экспериментальной установке аэродинамической лаборатории ВКА имени А.Ф. Можайского – гиперзвуковой импульсной аэродинамической трубе ИТ-1М (ГИАТ) (рисунок 2 и 3) проведена серия экспериментов (при параметрах невозмущенного потока: числа Маха ($M_\infty=17$), числа Рейнольдса ($Re_\infty \approx 1,4 \times 10^4$) и давления ($p_\infty=200$ Па)) по определению АХ модели ЛА, использующей ГОУ.

Особенностью ГИАТ является возможность получать экспериментальные данные квазистационарных процессов на временном интервале 50 мс. Рабочий газ – азот (особой чистоты, 1-й сорт, ГОСТ 9293-74). Более подробно методика проведения экспериментальных исследований и характеристики ГИАТ представлены в [3]. Исследуемая модель тела выполнена из ABS пластика с использованием аддитивных технологий 3D-печати, газ выдуваемый в набегающий поток из ГОУ – аргон (высший сорт, ГОСТ 10157-2016).



а)

б)

Рис. 2. Фотографии: а) система визуализации картин течения и подачи газообразного аргона в модель, б) ГИАТ

Для преобразования упругих деформаций чувствительных элементов, пропорциональных силам (продольной (X_a) и нормальной (Y_a) силы, а также момента тангажа (M_{za})), действующим на модель, в электрические сигналы с последующей регистрацией в аппаратно-программном комплексе (АПК) используются трехкомпонентные тензометрические аэродинамические весы (рисунок 4).

В состав АПК входит:

- тензометрический датчик давления в разрядной камере Mida-13-P;
- трехкомпонентные тензометрические весы;

- преобразователь напряжений E14-440 компании L-Card;
- устройство сопряжения и аналоговой настройки датчиков;
- персональную электронно-вычислительную машину;
- программный комплекс, выполненный в среде графического программирования LabVIEW [3].

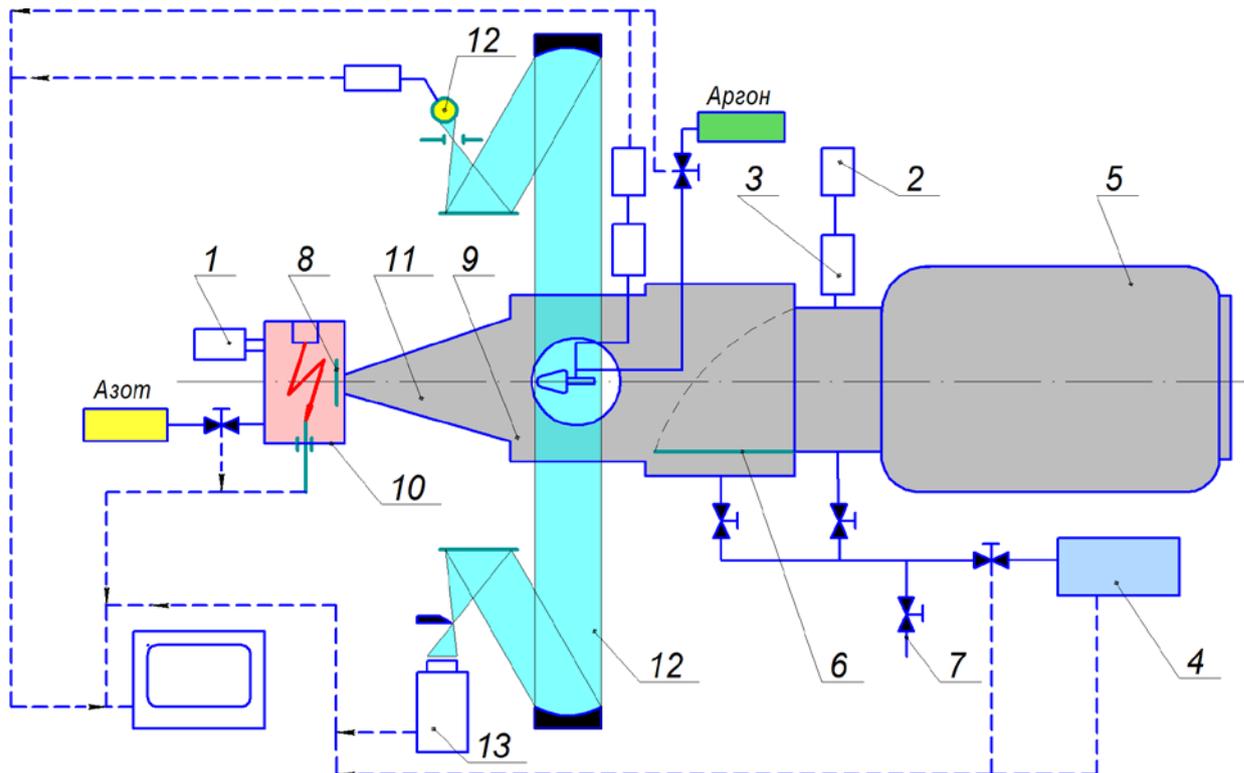


Рис. 3. Принципиальная схема гиперзвуковой аэродинамической трубы ИТ-1М: 1 - датчик давления в разрядной камере; 2 - вакуумметр теплоэлектрический блокировочный; 3 - вакуумный датчик давления; 4 - вакуумный насос; 5 - вакуумная емкость; 6 - клапан; 7 - пневмоклапан; 8 - разрывная мембрана; 9 - рабочая часть; 10 - разрядная камера; 11 - сопло; 12 - шлирен-теневого прибор; 13 – цифровая высокоскоростная фотокамера MegaSpeed V140.

Для регистрации процесса обтекания применяется шлирен-теневого прибор ИАБ-451 со светодиодным осветителем и цифровая высокоскоростная фотокамера

MegaSpeed V140 (скорость записи процесса – 3600 кадров/с, разрешение кадра – 1920×1018 пикселей).

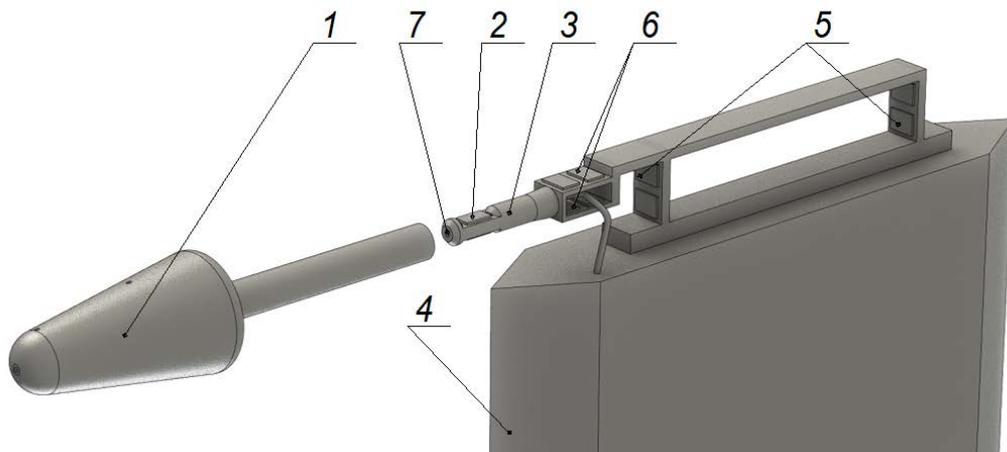


Рис. 4. Принципиальная схема трехкомпонентных тензометрических аэродинамических весов

1 – модель; 2 – тензодатчики момента тангажа; 3 – державка (пилон);
4 – обтекатель; 5 – тензодатчики продольной силы; 6 – тензодатчики нормальной силы; 7 – подача аргона в модель

Значения газодинамических параметров набегающего потока и газовой струи ГОУ для различных вариантов представлены в таблице 1.

Таблица 1

Значения газодинамических параметров набегающего потока и газовой струи ГОУ

№	Вариант	p_{∞} , Па	$p_{\text{кам}}$, Па	M_{∞}	p_{0j} , Па	T_{0j} , К	M_{0j}	m_{0j} , кг/с	J
1		200	$121,5 \times 10^6$	17,1	-	-	-	-	
2		201	$101,3 \times 10^6$	16,8	$101,3 \times 10^3$	293	1	$1,3 \times 10^{-3}$	4,95
3		210	$111,5 \times 10^6$	17,4	$101,3 \times 10^3$	293	1	$1,3 \times 10^{-3}$	4,95
4		250	$120,1 \times 10^6$	16,2	$101,3 \times 10^3$	293	1	$1,3 \times 10^{-3}$	4,95
5		240	$125,3 \times 10^6$	16,2	$101,3 \times 10^3$	293	1	$2,6 \times 10^{-3}$	4,95
6		201	$101,3 \times 10^6$	16,8	$202,6 \times 10^3$	293	1	$2,4 \times 10^{-3}$	8,53
7		210	$111,5 \times 10^6$	17,4	$202,6 \times 10^3$	293	1	$2,4 \times 10^{-3}$	8,53
8		250	$120,1 \times 10^6$	16,2	$202,6 \times 10^3$	293	1	$2,4 \times 10^{-3}$	8,53
9		240	$125,3 \times 10^6$	16,2	$202,6 \times 10^3$	293	1	$4,8 \times 10^{-3}$	8,53
10		235	$110,5 \times 10^6$	17,0	$506,6 \times 10^3$	293	1	12×10^{-3}	43,8
11		222	$120,1 \times 10^6$	17,0	$506,6 \times 10^3$	293	1	12×10^{-3}	43,8
12		206	$124,1 \times 10^6$	16,9	$506,6 \times 10^3$	293	1	12×10^{-3}	43,8
13		206	$124,1 \times 10^6$	16,9	$506,6 \times 10^3$	293	1	24×10^{-3}	43,8

Обсуждение результатов экспериментальных исследований

Результаты экспериментальных исследований представлены на рисунках 5 и 7 и в таблице 2. При вдуве струи газа в набегающий гиперзвуковой поток возникает сложная ударно-волновая структура, о чем свидетельствуют экспериментально полученные теневые картины обтекания тела использующие ГОУ (рисунок 5) [4].

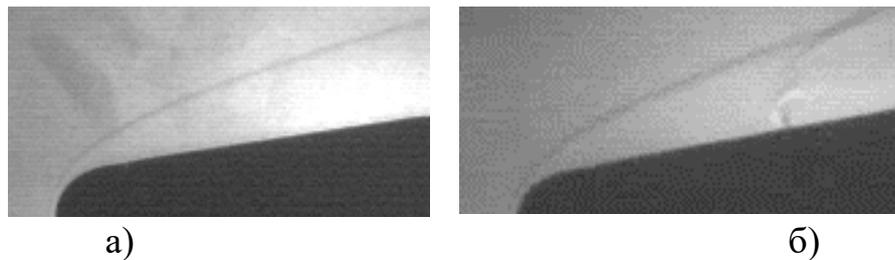


Рис. 5. Теневые картины обтекания модели ЛА использующего ГОУ ($M_\infty=17$).

а) $J = 0$, б) $J = 43,8$

Схема взаимодействия гиперзвукового потока с газовой струей представлена на рисунке 6.

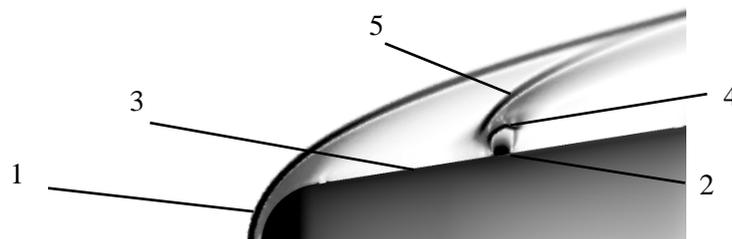


Рис. 6. Схема взаимодействия гиперзвукового потока с боковой струей из конического тела:

1 – головной скачок уплотнения; 2 выдуваемая струя; 3 рециркуляционная область, 4 – диск Маха в струе; 5 скачок уплотнения.

Между головным скачком уплотнения (1) и вдуваемой струей (2) образуется рециркуляционная область (3) с зоной повышенного давления на поверхности модели. Выдуваемая в поток струя ускоряется, за счет разницы давлений торможения струи и невозмущенного потока ($p_{0j} > p_\infty$). Сверху данную область ограничивает образовавшийся диск Маха (4). В результате повторного сжатия над вдуваемой струей образуется еще один скачок уплотнения увеличивающий давление на поверхности тела перед местом выдува (5) существенно перестраивая ударно-волновую структуру набегающего потока.

Фрагменты ударно-волнового взаимодействия, возникающего при обтекании модели с выдувом из ГОУ для различных вариантов (при $J = 8,53$ и $43,8$) в квазистационарном режиме представлены на рисунке 7 (а-з).

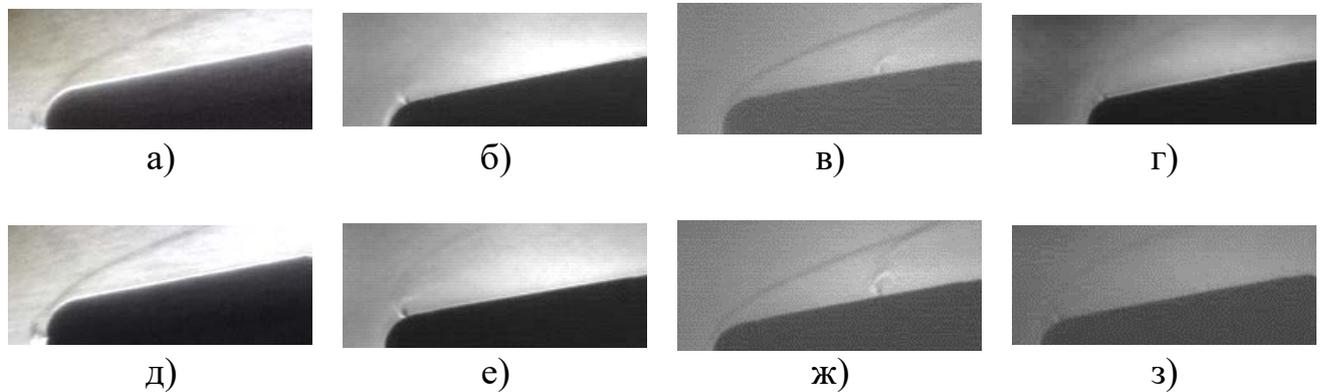


Рис. 7. Теневые картины обтекания модели ЛА ($M_\infty=17$) использующего ГОУ, для различных вариантов.

(а-г) $J = 8,53$; (д-з) $J = 43,8$

В отличие от эксперимента без выдува (рисунок 5а), здесь в ударный слой истекает газообразный аргон, изменяя ударно-волновую структуру перед моделью (рисунок 7). При этом ударный слой охлаждается. Под действием струи газа отход головной ударной волны увеличивается по сравнению с невозмущенным обтеканием. Видна сложная структура ударных волн, причиной возникновения которых является торможение, разворот и растекание струи аргона под воздействием набегающего потока азота за головной ударной волной конуса. Происходит отрыв пограничного слоя перед струей газа из ГОУ.

Значения продольной и нормальной силы, а также момента тангажа для модели, при различных вариантах использования ГОУ и параметров выдува газовой струи аргона полученные в экспериментах представлены в таблице 2. В качестве показателя

эффективности применения ГОУ с различным расположением на модели, выбран коэффициент усиления ($K_y = 1 + \Delta Y/P_y$, где P_y — тяга ГОУ; ΔY — приращение нормальной силы, обусловленной наличием области повышенного давления в зоне отрывного течения) [5].

Таблица 2

Значения X_a и Y_a , M_{za} для различных вариантов ГОУ модели ЛА

№	вариант	M_{za} , Н·м	K_y
1		-	-
2		-	-
3		-0,017	1,97
4		-0,042	2,05
5		-0,049	2,72
6		-	-
7		-0,039	1,86
8		-0,068	1,87
9		-0,072	2,30
10		-	-
11		-0,041	1,29
12		-0,081	1,31
13		-0,103	1,58

Выдувом центральной струи во встречный поток (вар. 2, 6 и 10, Таблица 2) управляют продольной силой модели ЛА. Воздействие струи проявляется в значительном снижении давления на обтекаемой поверхности модели ЛА. С увеличением J струи от 4,95 до 43, лобовое сопротивление модели ЛА снижается в два раза. Для вариантов ГОУ (вар. 3-5, 7-9 и 11-13, таблица 2) величина M_{za} возрастает пропорционально увеличению J струи, при этом лобовое сопротивление не меняется. При J струи более 8,53, значения M_{za} практически не изменяется.

На рисунке 8 приведен сравнительный анализ эффективности различных комбинаций применения ГОУ на модели ЛА при движении на гиперзвуковых режимах полета [6].

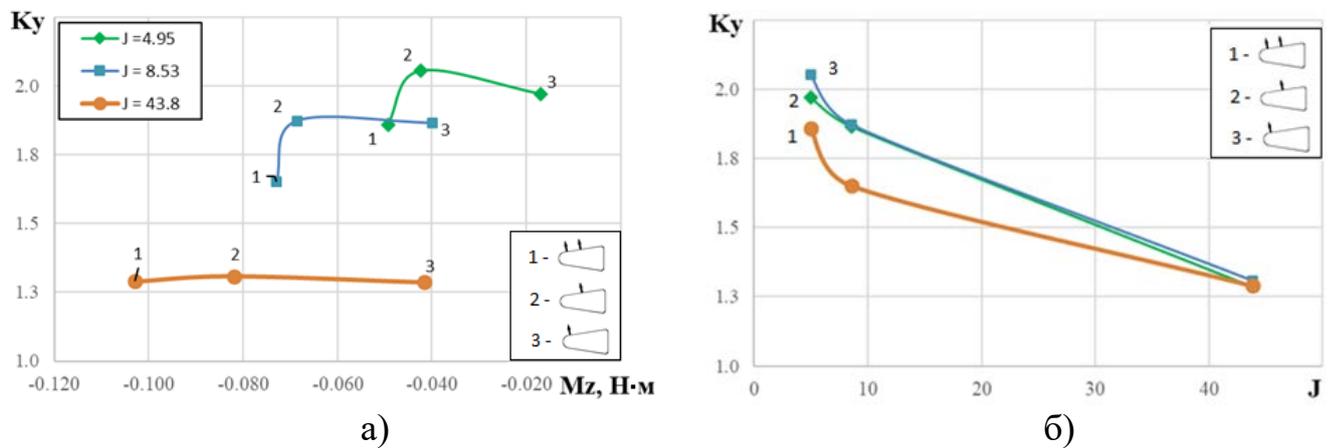


Рис. 8. Эффективность применения различных комбинаций применения ГОУ (а, б)

Увеличение тяги струи при применении комбинированного выдува (точка 1, рисунок 8 а) приводит к значительному снижению K_y при J струи равном 4,95 и 8,53. При J струи 43,8 изменение места выдува ГОУ не оказывает существенного влияния на коэффициент усиления (рисунок 8 (б)). Так же стоит отметить, что увеличение ρ_{0j} , а, следовательно, и J струи - приводит к снижению K_y .

Заключение

В результате серии экспериментальных исследований на аэродинамической трубе ИТ-1М исследована эффективность применения ГОУ ЛА, на гиперзвуковых режимах полета. Получены значения аэродинамических сил (нормальной и продольной силы, а также момента тангажа) действующих на модель ЛА при движении на гиперзвуковых режимах полета. Показано, что использование ГОУ существенно улучшает основные АХ ЛА. Наиболее эффективными комбинациями ГОУ для исследуемой модели являются варианты 2 и 3 (при J струи равном 4,95 и 8,53).

Оптические картины, полученные при проведении серии экспериментов отображают сложную ударно-волновую структуру течения вблизи ГОУ. Данные картины обтекания моделей с выдувом из носка и боковой поверхности модели ЛА применяются при верификации ударно-волновых процессов, полученных расчетным путем.

Библиографический список

1. Шевченко А.В., Юрьев А.С., Кашина М.А. Исследование системы веерных струй для стабилизации и снижения силы лобового сопротивления баллистических объектов при движении в плотных слоях атмосферы // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. 2020. № 2. С. 107 – 113.
2. Волков К.Н., Емельянов В.Н., Яковчук М.С. Численное моделирование взаимодействия поперечной струи со сверхзвуковым потоком с использованием различных моделей турбулентности // Прикладная механика и техническая физика.

2015. Т. 56. № 5. С. 789 - 798.

3. Прокопенко Е.А., Шевченко А.В., Яшков С.А. Экспериментальная установка на основе импульсной аэродинамической трубы для определения газодинамических параметров потока вблизи гиперзвуковых летательных аппаратов // Труды ВКА имени А.Ф. Можайского. 2018. Вып. № 665. С. 237 – 246.
4. Красильщиков А.П., Гурьяшкин Л.П. Экспериментальные исследования тел вращения в гиперзвуковых потоках. – М.: Физматлит, 2007. - 208 с.
5. Краснов Н.Ф. Основы аэродинамического расчета. Трение и теплопередача. Управление обтеканием летательных аппаратов. - М.: Высшая школа, 1984. - 264 с.
6. Луценко А.Ю. Столяров Е.Г., Чернуха П.А. Струйное управление параметрами обтекания летательных аппаратов различных назначений // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2015. № 212 (2). С. 38 – 44.
7. Sh. Li, Z.G. Wang, W. Huang, J. Liu, Effect of the injector configuration for opposing jet on the drag and heat reduction // Aerospace Science and Technology, 2016, no. 51, pp. 78 – 86. URL: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2016.01.014>
8. Y. Kim et al. Study on the combined effect of various injection conditions on the drag reduction by a counter-flow jet in supersonic flow // Aerospace Science and Technology, 2019, vol. 98. URL: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2019.105580>
9. Karagozian A.R. Transverse jets and their control // Progress in Energy and Combustion Science, 2010, no. 36, pp. 531 - 553. DOI: [10.1016/j.pecs.2010.01.001](https://doi.org/10.1016/j.pecs.2010.01.001)

10. Голубев М.П., Гольдфельд М.А. Взаимодействие газовых струй со сверхзвуковым поперечным потоком в канале // Письма в Журнал технической физики. 2019. Т. 45. № 1. С. 50 - 53. DOI: [10.21883/PJTF.2019.01.47158.17517](https://doi.org/10.21883/PJTF.2019.01.47158.17517)
11. Seiler F., Gnemmi P., Ende H., Schwenzer M., Meuer R. Jet interaction at supersonic cross flow conditions // Shock Waves, 2003, vol. 13, no.1, pp. 13 - 23.
12. Huh J., Lee S. Numerical study on jet interaction of flight vehicle with multi-species jet // 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2018. DOI: [10.2514/6.2018-1270](https://doi.org/10.2514/6.2018-1270)
13. Gnemmi P., Seiler F. Interaction of lateral jet with the projectile external flow // AIAA Atmospheric Flight Dynamics Conference, 2000. DOI: [10.2514/6.2000-4196](https://doi.org/10.2514/6.2000-4196)
14. Головкин М.А., Головкина Е.В. Визуализация структур течения в окрестности моделей летательных аппаратов в гидродинамической трубе малых скоростей (самолетные аэродинамические компоновки) // Труды МАИ. 2016. № 90. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=74692>
15. Тарасенко О.С., Бодрышев В.В., Абашев В.М. Метод цифровой обработки теневых снимков сверхзвукового обтекания элементов конструкций летательных аппаратов // Труды МАИ. 2015. № 83. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=62032>
16. Самохвалов Н.Ю. Установка для аэродинамического исследования лопаток турбин // Труды МАИ. 2014. № 74. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=49297>
17. Знаменская И.А., Гвоздева Л.Г., Знаменский Н.В. Методы визуализации в механике газа. - М.: МАИ, 2001. - 57 с.
18. Смирнова С.И., Пахов В.В., Степанов Р.П. и др. Оценка и минимизация влияния различных поддерживающих устройств на интегральные аэродинамические характеристики моделей тел вращения и изолированных фюзеляжей вертолетов в

аэродинамической трубе малых скоростей // Труды МАИ. 2014. № 73. URL:
<http://trudymai.ru/published.php?ID=48465>

19. Котов М.А., Крюков И.А., Рулева Л.Б. и др. Обтекание моделей гиперзвуковых летательных аппаратов и простых геометрических форм в гиперзвуковой ударной аэродинамической трубе // Инженерный журнал: наука и инновации. 2016. № 9 (57). DOI [10.18698/2308-6033-2016-9-1537](https://doi.org/10.18698/2308-6033-2016-9-1537)

20. Kotov M.A., Kryukov I.A, Ruleva L.B., Solodovnikov S.I., Surzhikov S.T. Experimental Investigation Of An Aerodynamic Flow Of Geometrical Models In Hypersonic Aerodynamic Shock Tube // AIAA 2013–2931, AIAA Wind Tunnel and Flight Testing Aero II, 2013. DOI: [10.2514/6.2013-2931](https://doi.org/10.2514/6.2013-2931)

Evaluation of the control efforts of the aircrafts gas-dynamic controls in hypersonic flight modes using the IT-1M hypersonic wind tunnel

Panfilov E.B.*, Sevchenko A.V.*, Prilytskiy I.K., Snazin A.A.**

*Military Space Academy named after A.F. Mozhaisky,
13, Zdanovskaya str., Saint-Petersburg, 197198, Russia*

**e-mail: e1.p1@rambler.ru*

***e-mail: artnetru@yandex.ru*

Abstract

Improving the aircrafts aerodynamic characteristics (AC) in a wide range of speeds is a perspective trend especially with significant restrictions imposed on the shape of structural elements is flow and motion control, namely effect on the airflow to restructure its structure in accordance with the required change in AC and other airflow parameters. The most effective method is the gas-dynamic method, implemented in gas-dynamic controls (GDC) (longitudinal and normal injection of a gas jet from a body into a hypersonic flow).

On the experimental setup of the aerodynamic laboratory of MSA the A.F. Mozhaisky - the IT-1M hypersonic impulse wind tunnel (HIWT), a series of experiments was carried out (with the parameters of the undisturbed flow: Mach number ($M_\infty = 17$), Reynolds number ($Re_\infty \approx 1.4 \times 10^4$) and pressure ($p_\infty = 200$ Pa)) to determine the aerodynamic characteristics of an aircraft model using GDC.

The feature of HIWT is the ability to obtain experimental data on quasi-stationary processes in a time interval of 50 ms. Working gas - nitrogen (high purity, 1st grade, GOST 9293-74).

When a gas jet is blowing into an incident hypersonic flow, a complex shock-wave structure arises, as evidenced by the experimentally obtained shadow patterns of flow around a body using GDC.

As an indicator of the effectiveness of the use of a GDC with a different location on the model, the amplification factor was selected ($K_y = 1 + \Delta Y / P_y$, where P_y the GDC thrust; ΔY the increment of the normal force due to the presence of an area of increased pressure in the separation flow zone). A comparative analysis of the effectiveness of various combinations of the use of GDC on the aircraft model when moving in hypersonic flight modes is presented.

As a result of a series of experimental studies on the IT-1M wind tunnel, the effectiveness of the usage GDC AC was investigated at hypersonic flight modes. The values of the aerodynamic forces (normal and longitudinal forces, as well as the pitching moment) acting on the aircraft model during hypersonic flight are obtained. It has been shown that the usage GDC significantly improves the main AC of aircraft. The most effective combinations of GDC for the model under study are options 2 and 3 (with J of the jet equal to 4.95 and 8.53) (Figure 8).

Experimental studies carried out with the use of the HIWT aerodynamic laboratory of the MSA named after A.F. Mozhaisky contribute to a more complete study of the behavior of aircraft elements in a hypersonic flow, as well as the verification of existing and newly developed computational codes for aircraft models with GDC.

Keywords: hypersonic impulse wind tunnel, argon blowing, shock wave, experimental research.

References

1. Shevchenko A.V., Yur'ev A.S., Kashina M.A. *Izvestiya Tul'skogo gosudarstvennogo universiteta. Tekhnicheskie nauki*, 2020, no. 2, pp. 107 – 113.
2. Volkov K.N., Emel'yanov V.N., Yakovchuk M.S. *Prikladnaya mekhanika i tekhnicheskaya fizika*, 2015, vol. 56, no. 5, pp. 789 - 798.
3. Prokopenko E.A., Shevchenko A.V., Yashkov S.A. *Trudy VKA imeni A.F. Mozhaiskogo*, 2018, no. 665, pp. 237 – 246.
4. Krasil'shchikov A.P., Gur'yashkin L.P. *Ekspperimental'nye issledovaniya tel vrashcheniya v giperzvukovykh potokakh* (Experimental studies of bodies of revolution in hypersonic flows), Moscow, Fizmatlit, 2007, 208 p.
5. Krasnov N.F. *Osnovy aerodinamicheskogo rascheta. Trenie i teploperedacha. Upravlenie obtekanie letatel'nykh apparatov* (Fundamentals of aerodynamic calculation. Friction and heat transfer. Aircraft flow control. Textbook), Moscow, Vysshaya shkola, 1984, 264 p.
6. Lutsenko A.Yu. Stolyarov E.G., Chernukha P.A. *Nauchnyi vestnik Moskovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta grazhdanskoi aviatsii*, 2015, no. 212 (2), pp. 38 – 44.
7. Sh. Li, Z.G. Wang, W. Huang, J. Liu, Effect of the injector configuration for opposing jet on the drag and heat reduction, *Aerospace Science and Technology*, 2016, no. 51, pp. 78 – 86. URL: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2016.01.014>
8. Y. Kim et al. Study on the combined effect of various injection conditions on the drag reduction by a counter-flow jet in supersonic flow, *Aerospace Science and Technology*, 2019, vol. 98. URL: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2019.105580>

9. Karagozian A.R. Transverse jets and their control, *Progress in Energy and Combustion Science*, 2010, no. 36, pp. 531 - 553. DOI: [10.1016/j.pecs.2010.01.001](https://doi.org/10.1016/j.pecs.2010.01.001)
10. Golubev M.P., Gol'dfel'd M.A. *Pis'ma v Zhurnal tekhnicheskoi fiziki*, 2019, vol. 45, no. 1, pp. 50 - 53. DOI: [10.21883/PJTF.2019.01.47158.17517](https://doi.org/10.21883/PJTF.2019.01.47158.17517)
11. Seiler F., Gnemmi P., Ende H., Schwenzer M., Meuer R. Jet interaction at supersonic cross flow conditions, *Shock Waves*, 2003, vol. 13, no.1, pp. 13 - 23.
12. Huh J., Lee S. Numerical study on jet interaction of flight vehicle with multi-species jet, *2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2018. DOI: [10.2514/6.2018-1270](https://doi.org/10.2514/6.2018-1270)
13. Gnemmi P., Seiler F. Interaction of lateral jet with the projectile external flow, *AIAA Atmospheric Flight Dynamics Conference*, 2000. DOI: [10.2514/6.2000-4196](https://doi.org/10.2514/6.2000-4196)
14. Golovkin M.A., Golovkina E.V. *Trudy MAI*, 2016, no. 90. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=74692>
15. Tarasenko O.S., Bodryshev V.V., Abashev V.M. *Trudy MAI*, 2015, no. 83. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=62032>
16. Samokhvalov N.Yu. *Trudy MAI*, 2014, no. 74. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=49297>
17. Znamenskaya I.A., Gvozdeva L.G., Znamenskii N.V. *Metody vizualizatsii v mekhanike gaza* (Imaging Techniques in Gas Mechanics), Moscow, MAI, 2001, 57 p.
18. Smirnova S.I., Pakhov V.V., Stepanov R.P. et al. *Trudy MAI*, 2014, no. 73. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=48465>
19. Kotov M.A., Kryukov I.A., Ruleva L.B. et al. *Inzhenernyi zhurnal: nauka i innovatsii*, 2016, no. 9 (57). DOI [10.18698/2308-6033-2016-9-1537](https://doi.org/10.18698/2308-6033-2016-9-1537)

20. Kotov M.A., Kryukov I.A, Ruleva L.B., Solodovnikov S.I., Surzhikov S.T. Experimental Investigation Of An Aerodynamic Flow Of Geometrical Models In Hypersonic Aerodynamic Shock Tube, *AIAA 2013–2931, AIAA Wind Tunnel and Flight Testing Aero II*, 2013. DOI: [10.2514/6.2013-2931](https://doi.org/10.2514/6.2013-2931)