

УДК 533.6

Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-3-296-310

Для цитирования: Козлов В. С., Кольга В. В., Волкова Я. Я. Разработка методики и проектирование устройства для определения числа Маха сверхзвукового потока // Сибирский аэрокосмический журнал. 2024. Т. 25, № 3. С. 296–310. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-3-296-310.

For citation: Kozlov V. S., Kolga V. V., Volkova Y. Y. [Development of a methodology and design of a device for determining the Mach number of a supersonic flow]. *Siberian Aerospace Journal*. 2024, Vol. 25, No. 3, P. 296–310. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-3-296-310.

Разработка методики и проектирование устройства для определения числа Маха сверхзвукового потока

В. С. Козлов, В. В. Кольга*, Я. Я. Волкова

Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

*E-mail: kolgavv@yandex.ru

В работе представлена разработанная методика и спроектировано устройство для определения числа Маха при сверхзвуковом истечении газа. Проведен анализ различных методов определения числа Маха, в том числе, измерение давления на границе потока, применение скачков уплотнения, использование оптических методов. Проведено сравнение точности показаний при использовании рассмотренных методов. На основе полученных результатов разработана методика высокоточного определения числа Маха, включающая комбинацию нескольких независимых методов измерения. Спроектировано устройство, реализующее данную методику измерения, и рассмотрены результаты экспериментальных испытаний в аэродинамической трубе, включая показания приборов, графики и таблицы, подтверждающие точность и достоверность полученных данных. Проанализирована их точность и достоверность. С помощью проведенного анализа можно обеспечить выбор наиболее рационального метода определения числа Маха на начальном этапе проектирования летательных аппаратов, таких как самолеты, ракеты, истребители, БПЛА. Точное знание числа Маха позволяет инженерам оптимизировать аэродинамические характеристики аппарата, обеспечить безопасность полета, повысить эффективность двигателей и общую производительность воздушного транспорта. Кроме того, число Маха является важнейшим критерием подобия при моделировании в аэродинамических исследованиях, что делает разработанную методику и устройство актуальными не только для конструирования летательных аппаратов, но и для широкого спектра научных и инженерных исследований в области авиаракетной техники. Подчеркивается, что наличие надежной методики определения числа Маха позволяет существенно сократить время и ресурсы, затрачиваемые на тестирование и совершенствование летательных аппаратов, а также способствует развитию инновационных технологий в области авиации и космонавтики.

Ключевые слова: число Маха, сверхзвуковой поток, определение числа Маха, методика измерения, устройство для измерения.

Development of a methodology and design of a device for determining the Mach number of a supersonic flow

V. S. Kozlov, V. V. Kolga*, Y. Y. Volkova

Reshetnev Siberian State University of Science and Technology
31, Krasnoyarskii rabochii prospekt, Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

*E-mail kolgavv@yandex.ru

The paper presents the developed methodology and designed a device for determining the Mach number during supersonic gas outflow. An analysis of various methods for determining the Mach number was carried out, including measuring the pressure at the flow boundary, the use of shock waves, and the use of optical methods. A comparison was made of the accuracy of the readings when using the considered methods. Based on the results obtained, a technique for high-precision determination of the Mach number has been developed, including a combination of several independent measurement methods. A device has been designed that implements this measurement technique, and the results of experimental tests in a wind tunnel have been reviewed, including instrument readings, graphs and tables confirming the accuracy and reliability of the data obtained. Their accuracy and reliability are analyzed. Using the analysis, it is possible to ensure the selection of the most rational method for determining the Mach number at the initial stage of designing aircraft, such as airplanes, missiles, fighters, and UAVs. Accurate knowledge of the Mach number allows engineers to optimize the aerodynamic characteristics of the aircraft, ensure flight safety, improve engine efficiency and overall air transport performance. In addition, the Mach number is the most important criterion of similarity when modeling in aerodynamic research, which makes the developed methodology and device relevant not only for the design of aircraft, but also for a wide range of scientific and engineering research in the field of aeronautical technology. It is emphasized that the presence of a reliable method for determining the Mach number can significantly reduce the time and resources spent on testing and improving aircraft, and also contributes to the development of innovative technologies in the field of aviation and astronautics.

Keywords: Mach number, supersonic flow, determination of Mach number, measurement technique, measurement device.

Введение

Испытания летательных аппаратов (ЛА) при аэродинамическом нагружении являются распространенным методом натурного эксперимента, при котором исследуемая модель ЛА, являющаяся уменьшенной копией проектируемого изделия, исследуется в смоделированных условиях, близких к эксплуатационным. Такой подход позволяет еще на стадии проектирования уточнить принятые расчетные нагрузки и оценить полученные результаты проведенных расчетов и рациональность принятых расчетных схем и конструкторских решений для имеющихся аэродинамических и прочностных эффектов, которые могут привести к отказам в работе ЛА.

Число Маха является основным критерием подобия сверхзвуковых течений и используется для расчета и проектирования летательных аппаратов, движущихся в сверхзвуковом потоке. Точное определение числа Маха обеспечивает безотказную работу сверхзвуковых летательных аппаратов.

Определение числа Маха имеет определяющее значение для выбора рациональной формы и оптимальной прочностной модели несущих поверхностей крыла, что позволяет добиться высокого аэродинамического качества на различных режимах полета ЛА.

Анализ существующих в настоящее время методик расчета числа Маха позволяет выбрать оптимальный подход для выбранного режима обтекания (или комбинации режимов в процессе полета), обосновать возможности применения существующих способов расчета на этапе экспериментальных разработок летательных аппаратов.

Целью данной работы является разработка методики и проектирование устройства для определения числа Маха сверхзвукового потока.

В работе рассматриваются основные способы определения числа Маха. К ним относятся измерение давления в потоке газа, определение характеристик скачков уплотнения, методы оптических измерений и др. Проводится сравнительный анализ возможностей и ограничений в применении для каждого метода. На основе полученных данных разрабатывается методика и устройство для высокоточного измерения числа Маха в сверхзвуковом потоке газа.

Для определения числа Маха, как правило, применяются непрямые методы измерений (или косвенные), основанные на анализе различных физических эффектов в потоке газа (жидкости)

при его движении или при взаимодействии с препятствием на основании измерения и анализа других параметров потока, поддающихся измерению. Для изоэнтропического течения число Маха можно найти, воспользовавшись следующими соотношениями:

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{k-1}{2} M^2, \quad (1)$$

$$\frac{\rho_0}{\rho} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{\frac{1}{k-1}}. \quad (2)$$

Для этого требуется знать комбинацию входящих в каждое из этих уравнений параметров заторможенной и движущейся жидкости (температуры, плотности или давления), измеренных экспериментально. Начальные параметры заторможенной жидкости p_0 и T_0 , остающиеся стабильными во всем поле изоэнтропического течения, сравнительно легко поддаются непосредственному измерению, например, в камере подачи газа в аэродинамической трубе (АДТ), где скорость потока относительно мала. Зная начальные значения давления (p_0) и температуры (T_0), с помощью уравнения состояния $p/\rho = RT$ можно найти плотность потока ρ_0 .

Что же касается статических значений при измерении параметров потока, то следует отметить, что в настоящее время нет эффективных методов для непосредственного измерения температуры (T). Косвенно определить температуру потока (T) можно, измерив, например, местную скорость распространения звуковых волн в потоке газа (жидкости), которая для данного газа зависит лишь от его температуры ($a^2 = kRT$). Но этот метод не позволяет определять скорость звука (а, следовательно, и температуру) в конкретной точке потока, так как излучатель и приемник звуковых волн должны находиться на некотором фиксированном расстоянии друг от друга [1].

Значительно легче в потоке сжимаемой жидкости измерить плотность ρ , пользуясь косвенными методами, основанными на связи плотности с оптическими параметрами среды (коэффициентами преломления, поглощения или излучения). Связанные с коэффициентом преломления оптические методы измерения плотности позволяют исследовать поток газа (жидкости) в возмущенных областях изоэнтропических и неизоэнтропических течений.

Определение числа Маха путем измерения полного и статического давлений

При сверхзвуковых скоростях набегающего потока перед измерительным насадком образуется прямой скачок уплотнения, за которым скорость газового потока падает ниже скорости звука. Насадок измеряет давление в газовом потоке, равное полному давлению за скачком уплотнения. При этом давление до скачка уплотнения отличается от измеренного на величину потерь механической энергии. Эти потери характеризуются коэффициентом восстановления полного давления σ , представляющим из себя отношение давлений при торможении потока p_{02}/p_{01} до и после скачка уплотнения. В случае прямого скачка этот коэффициент может быть определен по следующей формуле:

$$\sigma = \frac{p_{02}}{p_{01}} = \left(\frac{\frac{k+1}{2} M_1^2}{1 + \frac{k-1}{2} M_1^2} \right)^{\frac{k}{k-1}} \cdot \left(\frac{\frac{k+1}{2}}{k M_1^2 - \frac{k-1}{2}} \right)^{\frac{1}{k-1}}. \quad (3)$$

Формула (3) позволяет определить число Маха (M_1) в потоке по измеренным значениям давления до (p_{01}) и после (p_{02}) скачка уплотнения. В силу того, что течение до скачка уплотнения может считаться изоэнтропическим, давление p_{01} принимается равным давлению торможения в камере подачи газа в АДТ.

Таким образом, для определения числа Маха одним из измеряемых давлений является полное давление в камере подачи в АДТ. При этом измеряемым давлением может быть полное дав-

ление за прямым скачком или статическое давление в рабочей части аэродинамической трубы. Для определения числа Маха дозвукового потока обычно измеряют статическое давление в потоке газа.

Для измерения полного давления p_{02} часто используются насадки в виде цилиндрической трубки с отверстием, обращенным против потока (рис. 1).

Для более точного измерения полного давления газового потока приемное отверстие насадка, как правило, делают значительно меньше, чем его наружный диаметр, с тем чтобы входное отверстие полностью находилось за прямым скачком.

При измерении статического давления (p_1) в сверхзвуковом потоке для снижения интенсивности скачков уплотнения и повышения точности измерения характеристик потока используются специальные насадки с остроконечной конической или оживальной головкой (рис. 2, а, б). Приемные отверстия в них располагаются на значительном расстоянии от начала цилиндрической части и их ось перпендикулярна направлению невозмущенного потока.

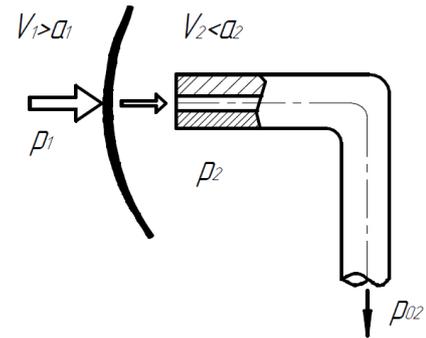


Рис. 1. Насадок для измерения полного давления в сверхзвуковом потоке

Fig. 1. Nozzles for measuring the total pressure in a supersonic flow

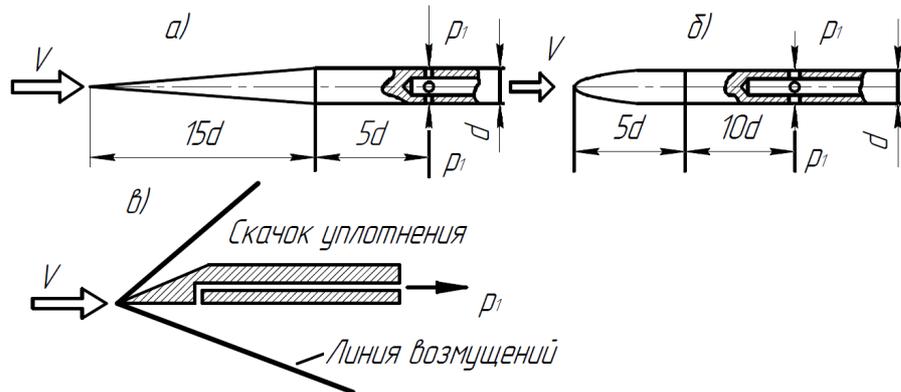


Рис. 2. Насадки для измерения статического давления в сверхзвуковом потоке

Fig. 2. Nozzles for measuring static pressure in supersonic flow

Для измерения статического давления при сверхзвуковых скоростях часто используется насадок в виде полуклина (рис. 2, с). Приемное отверстие в нем располагается с плоской стороны насадка и статическое давление p_1 определяется не сразу за скачком уплотнения, а за фронтальной волной возмущения, где изменения давления в меньшей степени влияют на результаты измерений и этой погрешностью можно пренебречь.

При этом для определения числа Маха можно воспользоваться формулой Рэля

$$\frac{p_{02}}{p_1} = \frac{M_1^{\frac{2k}{k-1}}}{\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k}{k+1}} \cdot \left(\frac{2k}{k+1} M_1^2 - \frac{k-1}{k+1}\right)^{\frac{1}{k-1}}}. \quad (4)$$

Измерив давление в критической точке за прямым скачком уплотнения (p_{02}) и статическое давление перед ударной волной в газовом потоке (p_1) можно определить M_1 .

Определение числа Маха потока газа (жидкости) оптическим методом

Оптические методы исследований приобрели широкое распространение при изучении потоков больших скоростей, когда имеет место влияние сжимаемости. При больших сверхзвуковых

скоростях оптические методы позволяют получить спектры обтекания и провести исследования, которые практически невозможно осуществить другими методами. Основными преимуществами оптических методов являются безынерционность и отсутствие необходимости вводить в поток возмущающие его механические приспособления. При применении искровых источников света оптическими методами можно фотографировать процессы, протекающие в течение миллионных долей секунды. Искровые источники света позволяют получить в виде ряда фотографий течения, разделенных весьма малыми промежутками времени, временную развертку процесса при нестационарных течениях.

Оптические методы исследования основаны на связи плотности движущейся среды с оптическими свойствами газового потока. Три важнейших оптических метода: теневой, шпирен-метод и интерферометрический. Эти методы основаны на зависимости скорости света от плотности газовой (жидкостной) среды, через которую проходят его лучи. Коэффициент преломления лучей (n), равный отношению скорости света (c) в некоторой среде к скорости света (c_0) в вакууме ($n = c/c_0$), зависит от плотности исследуемой среды:

$$n = 1 + (n_0 - 1) \cdot \frac{\rho}{\rho_0}, \quad (5)$$

где n_0 и ρ_0 соответственно начальные значения коэффициента преломления среды и плотности газа исследуемого потока.

Из формулы (5) видно, что в среде с изменяющейся плотностью показатель преломления также переменный. Это приводит к двойному эффекту при прохождении световых лучей через исследуемую среду. Во-первых, происходит разворот волнового фронта скачка уплотнения. Этот эффект используется в теневом и шпирен-методах. Во-вторых, наблюдается сдвиг фазы, различный для лучей с различными характеристиками. Это явление положено в основу интерферометрического метода.

Возмущенное течение газа в рабочей части АДТ представляет собой оптически неоднородный поток, характеризуемый, в том числе, неоднородной плотностью и различным коэффициентом преломления в потоке.

Физическая картина обтекания точечного источника возмущений потоком газа следующая. Волны возмущения, вызванные локальным источником возмущений, являются волнами сферического типа невысокой интенсивности. Они распространяются со скоростью звука (a), образуя семейство сферических волн с радиусом от нуля до at на рассматриваемом конечном отрезке времени. При движении локального источника возмущений со скоростью $V < a$ сферические волны смещаются в сторону источника, опережая его. При этом источник возмущения находится внутри сферической волны (рис. 3, *a*). В случае, когда скорость источника возмущений оказывается выше скорости распространения ударной волны ($V > a$), он обгоняет волны, оставляя их позади себя в виде расширяющегося конуса, вершиной которого является источник возмущений (рис. 3, *b*).

Конус, полученный в результате взаимодействия набегающего потока с препятствием, является огибающей сферических волн возмущений и называется конусом возмущения, или конусом Маха. Если этот конус условно рассесть плоскостью, проходящей через его ось, то мы получим прямые OB и OB_1 , называемые линиями возмущений (линиями Маха), которые являются ударными волнами бесконечно малой интенсивности. Угол μ , равный половине угла при вершине конуса, называется углом возмущений. Этот угол связан со скоростью движения тела и скоростью звука следующей зависимостью

$$\sin \mu = \frac{a}{V} = \frac{1}{M},$$

откуда

$$M = \frac{1}{\sin \mu}. \quad (6)$$

Если во время эксперимента провести фотофиксацию линий возмущения, то можно установить число Маха потока. Для этого с необходимой точностью измеряется угол μ , а затем вычисляется число Маха (М) по формуле (6).

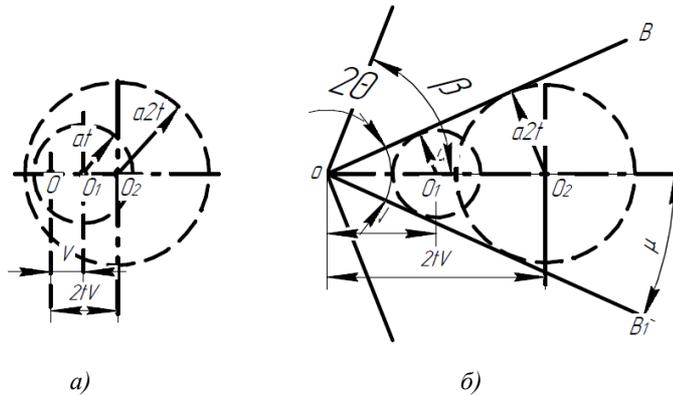


Рис. 3. Образование волн слабого возмущения при различной скорости движения тела: а) $V < a$; б) $V > a$, где V – скорость движения точечного источника; a – скорость звука

Fig. 3. The formation of waves of weak disturbance at different speeds of body movement: а) $V < a$; б) $V > a$, where V – the speed of movement of the point source; a – the speed of sound

Более точно число М можно определить по углу наклона ударной волны на клиновидном насадке или конусе, вершина которого находится в исследуемой точке газового потока, а ось совмещена с направлением вектора скорости обтекания. Если угол при вершине Θ не превышает некоторого вычисленного предельного значения, то обтекание характеризуется возникновением перед препятствием прямолинейного присоединенного скачка уплотнения, фронт которого наклонен под углом β к вектору скорости V набегающего потока (рис. 4).

В этом случае для определения числа Маха (М) можно использовать зависимость между числом М, углом наклона фронта ударной волны β и углом раскрытия конуса или углом клина Θ . Для клиновидного насадка эта зависимость выражается уравнением

$$\operatorname{tg} \Theta = \operatorname{ctg} \beta \frac{M_1^2 \cdot \sin^2 \beta - 1}{1 + M_1^2 \cdot \left(\frac{k+1}{2} - \sin^2 \beta \right)} \quad (7)$$

При помощи оптических методов исследования можно сфотографировать набегающий поток около клиновидного насадка и получить светотеневую фотографию, на которой будет изображена линия скачка уплотнения.

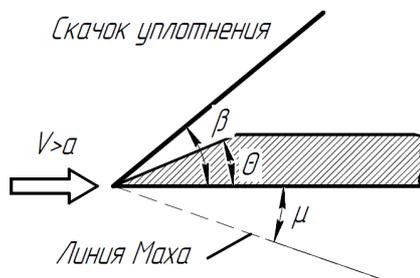


Рис. 4. Обтекание клина сверхзвуковым потоком газа: μ – угол возмущения; β – угол наклона ударной волны; Θ – угол раскрытия конуса или клина

Fig. 4. Flow around a wedge with a supersonic gas flow: μ – is the angle of disturbance; β – is the angle of inclination of the shock wave; Θ – is the angle of opening of the cone or wedge

Для наблюдения скачков уплотнения широко используется теневой метод. На рис. 5 схематично показан теневой снимок скачка уплотнения с детализацией характерных зон. Рабочая часть аэродинамической трубы (АДТ) просвечивается параллельным световым потоком. При постоянной плотности среды, световые лучи, проходя рабочую часть газового потока, равномерно освещают экран. Скачок уплотнения вызывает оптическую неоднородность в поле потока. Это связано с изменением плотности потока в продольном направлении. Световые лучи отклоняются от первоначального направления, вызывая неравномерную освещенность E экрана. Причем в пределах скачка уплотнения освещенность имеет меньшую интенсивность, чем за скачком. Фотография скачка уплотнения представляет собой темную полосу в набегающем потоке, ограниченную яркой каймой с уменьшающейся освещенностью [2–11].

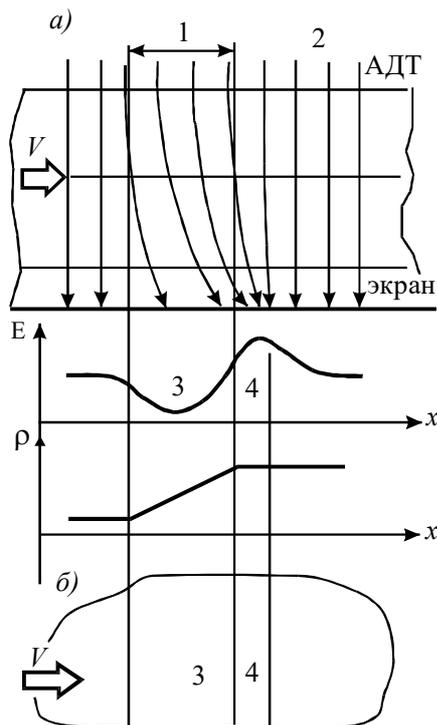


Рис. 5. Визуализация скачка уплотнения:

a – схема метода; b – теневое изображение скачка уплотнения; 1 – граница скачка уплотнения; 2 – сверхзвуковой поток; 3 – зона пониженной освещенности; 4 – зона повышенной освещенности

Fig. 5. Visualization of the seal jump:

a – diagram of the method; b – shadow image of the seal jump; 1 – boundary of the seal jump; 2 – supersonic flow; 3 – low-light zone; 4 – high-light zone

Основным недостатком теневого метода является невысокая точность результатов количественных измерений характеристик потока (в том числе, распределения плотности). Причина этого состоит в том, что световые лучи после преломления от различных точек потока могут попасть на одно и то же место экрана. Поэтому на практике для визуального определения плотности и давления в потоке газа более предпочтительными являются шлирен-метод или интерферометрический метод.

Шлирен-метод основан на измерении величины смещения светового луча, проходящего через оптически неоднородную среду, от первоначального вектора скорости. В случае плоского потока (ламинарное течение) это смещение пропорционально градиенту плотности.

Интерферометрический метод заключается в разделении монохроматического луча света на два когерентных световых потока (опорный и рабочий), которые после прохождения фиксированного расстояния вновь соединяются и дают интерференционные эффекты, которые можно

измерить. При прохождении световых пучков через среду с постоянной плотностью интерференционные полосы будут параллельны друг другу. Если на пути одного из пучков света окажется среда с другим коэффициентом преломления, то произойдет сдвиг световой волны. При имеющемся градиенте плотности полосы дополнительно деформируются. По измеренному значению сдвига и деформации световых полос определяется плотность газового потока.

Предлагаемые решения

Для измерения числа Маха в сверхзвуковых потоках могут использоваться различные экспериментальные устройства и практические методики, такие как аэродинамические трубы и стенды, устройства лазерной диагностики, методики измерения плотности газового потока и т. д.

Однако процесс разработки новых устройств для исследования сверхзвуковых потоков и измерения числа Маха затруднен рядом причин:

1. Сложность условий испытаний. Сверхзвуковые потоки характеризуются высокими скоростями, предельными температурами и интенсивными динамическими нагрузками, что требует специализированных и надежных устройств для измерения числа Маха.

2. Точность и надежность. Измерение числа Маха в сверхзвуковых потоках требует высокой точности и надежности результатов. Разработка новых устройств предполагает серьезные исследования и испытания для обеспечения правильных измерений.

3. Высокие затраты. Разработка новых устройств для измерения числа Маха в сверхзвуковых потоках может потребовать значительных финансовых затрат на исследования, разработку и производство специализированного оборудования.

Хотя разработка новых устройств для измерения числа Маха в сверхзвуковых потоках представляет определенные трудности, постоянные исследования и технологические разработки в этой области могут привести к улучшению существующих методов и созданию новых более эффективных устройств для измерения числа Маха в будущем.

При планировании натурного эксперимента необходимо сформировать условия, максимально приближенные к реальным и обеспечивающие возможность практического использования полученных результатов. Для этого необходимо надежное и точное планирование эксперимента [12].

Прежде всего, речь идет об удовлетворении законов подобия. В первую очередь необходимо обеспечить строгое геометрическое и динамическое подобие. Кроме геометрического подобия должно быть выдержано равенство числа Рейнольдса и Маха.

Перед началом разработки методики и устройства для определения числа Маха сверхзвукового потока был проведен тщательный патентно-технический поиск. Целью поиска являлось выявление существующих технических решений в данной области, а также определение перспективных направлений для разработки новых методик и устройств.

Поиск осуществлялся по патентным базам данных ведущих патентных ведомств, таких как Роспатент, Европейское патентное ведомство, Ведомство США по патентам и товарным знакам. Рассматривались патенты на изобретения, относящиеся к методам и устройствам для измерения параметров сверхзвуковых потоков, в том числе числа Маха.

Анализ результатов поиска показал, что существует ряд решений, основанных на различных физических принципах измерения числа Маха. Наиболее распространенными являются методы, базирующиеся на измерении статического и полного давления, использовании скачков уплотнения, а также оптические методы. Вместе с тем, существующие устройства, реализующие данные методы, имеют ограничения по точности, диапазону измерений, условиям эксплуатации.

Таким образом, патентный поиск показал актуальность разработки новых высокоточных методик и устройств для определения числа Маха сверхзвуковых потоков, учитывающих недостатки существующих решений. Полученные в ходе поиска данные были использованы при формировании технического задания на проектирование устройства для измерения числа Маха.

Описание газодинамического стенда и хода работы

Главным элементом газодинамического стенда являются устройство для определения числа Маха, изображенное на рис. 6.

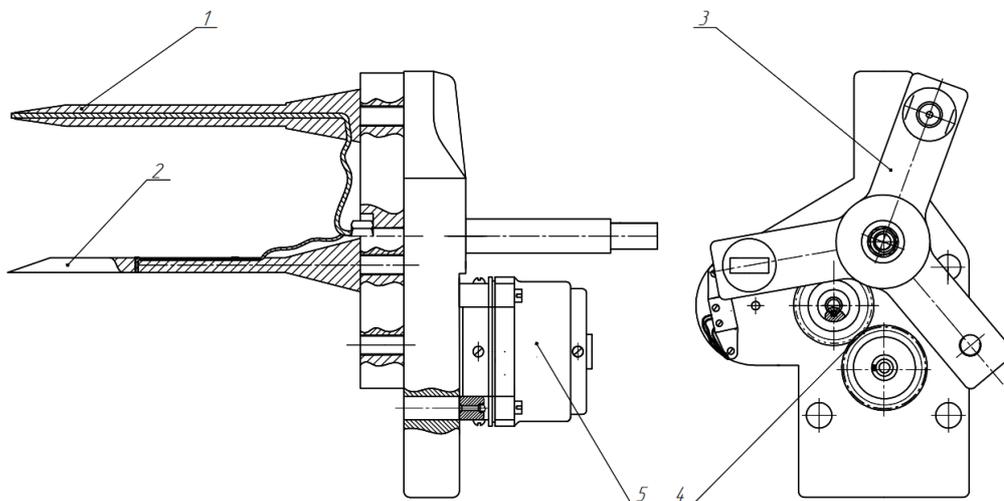


Рис. 6. Устройство для определения числа Маха сверхзвукового потока:

1 – приемник полного давления; 2 – приемник статического давления. Приемники давления закреплены на узле поворота, состоящего из 3 – звездообразной державки; 4 – редуктора; 5 – асинхронного двигателя РД-09 с короткозамкнутым ротором

Fig. 6. A device for determining the Mach number of a supersonic flow:

1 – full pressure receiver; 2 – static pressure receiver. The pressure receivers are mounted on a rotation unit consisting of: a 3 – star holder; 4 – gearbox; 5 – RD-09 asynchronous motor with a short-circuited rotor

Работа выполняется на газодинамическом стенде, схема которого представлена на рис. 7. Воздух из насоса высокого давления подается к управляемому пневморедуктору, где понижается до заданной величины, и поступает в камеру подачи газа АДТ 1. Контроль параметров состояния воздуха в камере подачи по температуре и давлению (T_0, p_0) осуществляется по показаниям: манометрического термометра 2, соединенного с датчиком температуры 3, и пружинного манометра 4, соединенного с приемником полного давления 5. Одновременно полное давление в камере подачи газа p_{01} регистрируется индуктивным датчиком давления DD-10 6. На фланце камеры подачи закрепляется экспериментально исследуемое сверхзвуковое сопло 7. Для измерения давления торможения за скачком p_{02} в сверхзвуковом потоке рабочей части АДТ используется приемник полного давления 8, соединенный с индуктивным датчиком давления 9 с помощью измерительного кабеля. Электрический сигнал, пропорциональный величине измеряемого давления, через датчики давления 6, 9 и усилитель 10 поступает на разъем аналого-цифрового преобразователя (АЦП) 11 персональной электронно-вычислительной машины 12. В АЦП происходит преобразование аналогового сигнала в цифровой код, который заносится в массив данных памяти машины.

При определении числа Маха оптическим методом в поле рабочей части вводится специальный насадок 13 в виде клина с углом $\Theta = 20^\circ$. Качественная картина обтекания клина сверхзвуковым потоком наблюдается с помощью оптического прибора ИАБ-451 14 и фиксируется на светочувствительной пластине 15. Клиновидный насадок, кроме того, позволяет определять и статическое давление p_1 газового потока. Для этого приемник статического давления синхронизируется с датчиком давления 16. Перед проведением эксперимента проводится тарировка датчиков давления. В процессе тарировки на датчик подается контролируемое по манометру давление и одновременно определяется напряжение на разьеме АЦП. Набор данных, соответствующую

щих разным значениям давления, аппроксимируется полиномом 1–3-й степени. Коэффициенты полинома используются программой при расчете давления по полученным в процессе измерения величинам напряжений с датчиков давления [13–15].

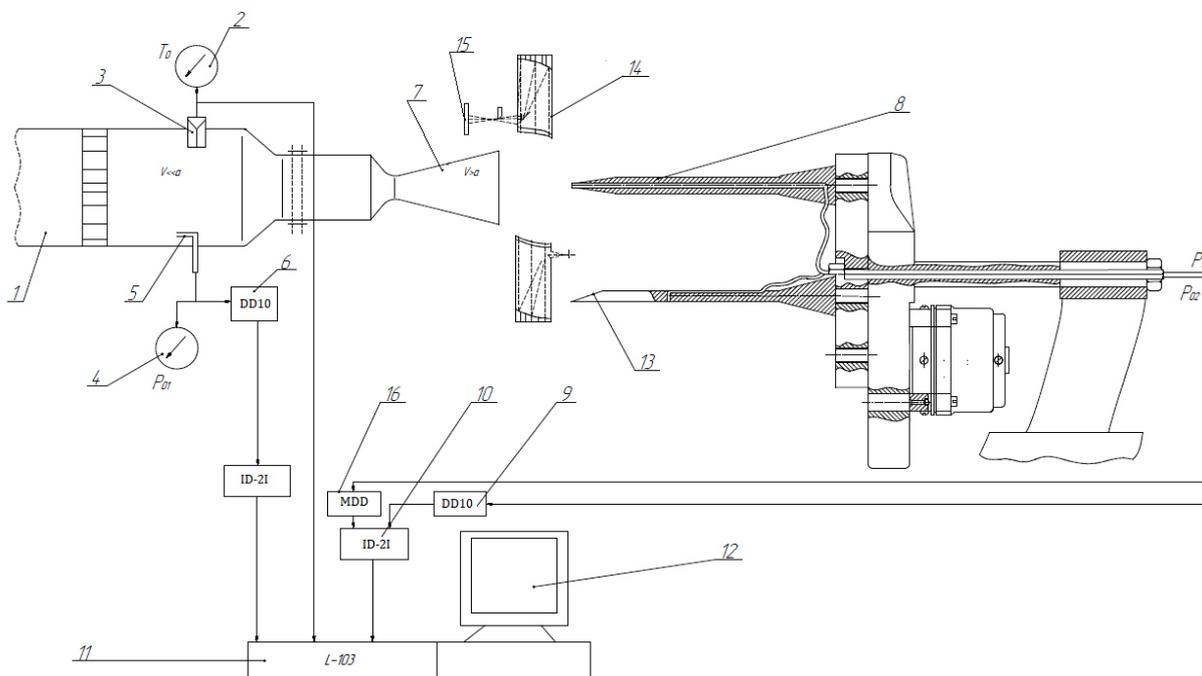


Рис. 7. Газодинамический стенд:

- 1 – форкамера аэродинамической трубы; 2 – манометрический термометр; 3 – датчик температуры; 4 – пружинный манометр; 5, 8 – приемники полного давления; 6, 9 – индуктивный датчик давления; 7 – сверхзвуковое сопло; 10 – усилитель; 11 – аналоговый цифровой преобразователь; 12 – электронная вычислительная машина; 13 – клиновое насадок; 14 – оптический прибор; 15 – фотографическая пленка; 16 – датчик давления

Fig. 7. Gas dynamic stand:

- 1 – wind tunnel pre-chamber; 2 – pressure gauge thermometer; 3 – temperature sensor; 4 – spring pressure gauge; 5, 8 – full pressure receivers; 6, 9 – inductive pressure sensor; 7 – supersonic nozzle; 10 – amplifier; 11 – analog digital converter; 12 – electronic computer; 13 – wedge nozzle; 14 – optical device; 15 – photographic film; 16 – pressure sensor

Порядок проведения эксперимента

1. Определить и зафиксировать диаметры критического $d_{кр}$ и выходного сечений d_a исследуемого сверхзвукового сопла (см. рис. 7).
2. Измерить угол раскрытия клиновидного насадка 13. Проверить острую переднюю кромку на отсутствие сколов, трещин и зазубрин.
3. Закрепить сверхзвуковое сопло 7 на стыковочном фланце камеры подачи газа 1.
4. Закрепить в координатном устройстве приспособление с измерительными насадками полного давления и клиновым насадком.
5. Присоединить к насадку полного давления 5 датчик давления 6 и пружинный манометр 4, к насадку полного давления 8 – датчик 9. Насадок статического давления 13 соединить с датчиком 16.
6. Подвести оптический прибор ИАБ-451 14 к исследуемой области рабочей части для фиксации скачка уплотнения. Включить рабочую приборную подсветку.
7. Подготовить к работе фотофиксатор (фотоаппарат, видеокамеру).
8. Насадок полного давления 8 с помощью координатного устройства установить по оси набегающего потока сверхзвукового сопла 7 в непосредственной близости от его среза.

9. Включить АДТ и с помощью редуктора на пульте управления установить рабочее давление p_{01} в камере подачи газа.

10. После установления режима работы произвести запись давления и температуры торможения (p_{01}, T_0) в камере подачи и давления торможения за прямым скачком уплотнения p_{02} . Провести визуальное наблюдение картины обтекания приемника давления.

11. Заменить насадок полного давления δ в исследуемой точке потока на клиновидный насадок 13.

12. Произвести запись статического давления p_1 и параметров торможения в камере подачи газа (p_{01}, T_0).

13. Провести визуальное наблюдение картины обтекания клина. Зафиксировать спектр обтекания клина на светочувствительную пластинку.

Обработка результатов опыта

1. По полученным значениям критического и выходного диаметров сопла спроектированной экспериментальной установки из таблиц газодинамических функций определим число Маха M_a и коэффициент скорости λ_a на его срезе, а также давление торможения в камере подачи газа p_{01} , соответствующее расчетному давлению истечения газа из сопла. Данные отображены в табл. 1.

Таблица 1

Характеристики сопла

$d_{кр}$	d_a	q	M_a	$\pi = p/p_0$	p_0	λ_a
мм	мм				Па	
14	28,7	0,238	3	0,027	3,75	1,965

2. По измеренным величинам полных давлений p_{01} и p_{02} и формуле (3) определим число Маха:

$$\sigma = \frac{p_{02}}{p_{01}} = \left(\frac{\frac{k+1}{2} M_1^2}{1 + \frac{k-1}{2} M_1^2} \right)^{\frac{k}{k-1}} \cdot \left(\frac{\frac{k+1}{2}}{k M_1^2 - \frac{k-1}{2}} \right)^{\frac{1}{k-1}}$$

3. Используя значения статического давления p_1 и полного давления за скачком уплотнения p_{02} , определим число Маха по формуле (4)

$$\frac{p_{02}}{p_1} = \frac{M_1^{2k}}{\left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k+1}} \cdot \left(\frac{2k}{k+1} M_1^2 - \frac{k-1}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}}}$$

4. По фотографии (рис. 8) измерить углы наклона линии возмущения μ и скачка уплотнения β .



Рис. 8. Фотография наклона линии возмущения и скачка уплотнения
 Fig. 8. A photo of the slope of the disturbance line and the surge of the seal

5. Определить число M по углу μ и формуле (6):

$$M = \frac{1}{\sin \mu}.$$

6. Определить число M по углам β и Θ по уравнению (7):

$$\operatorname{tg} \Theta = \operatorname{ctg} \beta \frac{M_1^2 \cdot \sin^2 \beta - 1}{1 + M_1^2 \cdot \left(\frac{k+1}{2} - \sin^2 \beta \right)}.$$

Данные измерений и вычислений занесены в табл. 2.

Таблица 2

Результаты опыта

№ п/п	Метод определения числа Маха	P_{01}	P_{02}	P_1	P_{01}/P_{02}	P_{02}/P_1	μ	$\sin \mu$	β	θ	M_a	Погрешность измерений
		Па	Па	Па			гр		гр	гр		%
Пневмометрический метод												
1	По отношению давлений P_{02}/P_{01}	40	14	–	0,35	–	–	–	–	–	2,98	0,67
2	По отношению давлений P_{02}/P_1	–	14	1,4	–	0,1	–	–	–	–	2,8	7,14
Оптический метод												
3	По углу возмущения μ	–	–	–	–	–	21	0,358	–	–	2,79	7,52
4	По углу скачка уплотнения β и углу клина Θ	–	–	–	–	–	–	–	38	20	2,97	1,01

Анализ определения точности измерения числа Маха сверхзвукового потока

Измерениями статического давления в рабочей части АДТ целесообразно пользоваться до чисел $M = 1,6-1,8$. При больших числах Маха статическое давление в рабочей части аэродинамической трубы резко падает, незначительно меняясь дальше по длине рабочей части трубы. При этом точность определения числа Маха (M) резко уменьшается. Определение числа Маха по результатам измерений полного давления за прямым скачком p_{02} при скоростях, незначительно превышающих скорость звука, недостаточно точно из-за невысокой разницы давлений до (p_{01}) и после (p_{02}) скачка уплотнения. Но с возрастанием числа Маха потери в скачке уплотнения растут. При $M > 1,8$ использование p_{02} дает достаточную точность в определении числа Маха этим методом.

Оптические методы не всегда дают возможности увидеть линии Маха. Вместо них наблюдают ударные волны очень малой, ограниченной интенсивности, образуемые, например, острой кромкой клинового насадка. Вычисленное по углу слабых возмущений значение числа Маха

несколько меньше его действительной величины, так как скорость распространения наблюдаемых слабых волн несколько превышает скорость звука и их огибающая будет наклонена к направлению скорости под углом несколько большим, чем μ .

Заключение

В результате проведенной работы была разработана методика и спроектировано устройство для измерения числа Маха сверхзвукового газового потока. Предложенный подход основан на использовании точечных датчиков давления, установленных в специально спроектированном устройстве вдоль исследуемого потока. Экспериментальные исследования показали, что точность определения числа Маха с помощью разработанного устройства составляет 2–3 % в диапазоне чисел Маха от 1,5 до 3,5. Это сопоставимо с точностью, достигаемой при использовании традиционных методов, основанных на измерении полного и статического давлений. Преимуществом предложенного способа является возможность локального определения числа Маха в различных сечениях потока без нарушения его структуры. Это позволяет исследовать распределение числа Маха в ограниченном пространстве, что важно для анализа сложных сверхзвуковых газодинамических явлений.

Библиографические ссылки

1. Бутенко В. А., Рылов Ю. П., Чиков В. П. Экспериментальное исследование характеристик малоразмерных сопел // Известия Российской академии наук. Механика жидкости и газа. 1976. № 6. С. 137–140.
2. Воронин С. Т. Численное моделирование сверхзвукового потока газов в коническом сопле с локальным нагревом плазмой и результаты экспериментов // Сибирский аэрокосмический журнал. 2023. Т. 24, № 1. С. 309–324. DOI: 10.31772/2712-8970-2023-24-2-309-324.
3. Ртищева А. С. Газодинамическое проектирование и численное исследование сверхзвукового контура аэродинамической трубы // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2021. № 1 (136). С. 68–84. DOI: 10.18698/0236-3941-2021-1-68-84.
4. Ротэрмель А. Р., Яшков С. А., Шевченко В. И. Экспериментальное исследование аэродинамических характеристик летательного аппарата в сверхзвуковой аэродинамической трубе СТ-3 с использованием программно-аппаратных комплексов // Труды МАИ. 2021. № 119. DOI: 10.34759/trd-2021-119-06.
5. Ротэрмель А. Р., Шевченко В. Н., Лизан В. М. Модернизация части аэродинамической трубы для проведения тензометрических измерений аэродинамических сил в сверхзвуковом потоке // Труды МАИ. 2022. № 127. DOI: 10.34759/trd-2022-127-08.
6. Экспериментальное исследование аэродинамических характеристик беспилотного летательного аппарата / Н. П. Савищенко, И. В. Апевалов, И. А. Дёма, А. С. Попов // Известия ТулГУ. Технические науки. 2020. № 2. С. 143–150.
7. Павловский А. А., Солдаткин В. В., Солдаткин В. М. Оценка разброса аэродинамических характеристик многофункционального приемника воздушного давления // Изв. вузов. Приборостроение. 2022. Т. 65, № 6. С. 398–405. DOI: 10.17586/0021-3454-2022-65-6-398-405.
8. Разработка математической модели течения газа для градуированного стенда приемников полного и статического давления / А. А. Версин, А. М. Молчанов, В. П. Монахова, В. А. Астафьев // Омский научный вестник. 2022. № 3 (183). С. 117–121. DOI: 10.25206/1813-8225-2022-183-117-121.
9. Нгуен Т. Т., Сбоев Д. С., Ткаченко В. В. Измерительный комплекс аэродинамической трубы малых скоростей АТ-3 Центра по аэромеханике и летательной технике МФТИ // Труды МФТИ. 2020. Т. 12, № 2. С. 161–176.
10. Вершинин И. Д., Коваленко А. Н., Небурчилов С. А. Математическая модель приемника для определения числа Маха и направления скорости потока // Ученые записки ЦАГИ. 1986. Т. XVII, № 6. С. 116–121.

11. Петунин А. Н., Пономарев Л. Ф. Приемник полного и статического давлений с аэродинамической компенсацией для определения числа Маха при больших дозвуковых и сверхзвуковых скоростях потока // Ученые записки ЦАГИ. 1999. Т. XXX, № 1–2. С. 84–87.

12. Патент № SU1471859A1 Российская Федерация МПК G01P5100. Устройство для определения числа Маха на летательном аппарате / Климов А. С., Симакова Н. Р и др. ; заявл. 07.13.1987 ; опубл. 06.10.2005 ; бюл. № 16.

13. Ерашов Г. Ф., Козлов В. С. Лабораторный практикум по аэрогазодинамике сверхзвуковых скоростей. Красноярск, 2005. 67 с.

14. Дроздов С. М., Ртищева А. С. Численное моделирование течения воздуха в тракте сверхзвуковой аэродинамической трубы // Современные проблемы теплофизики и энергетики : мат. Междунар. конф. 2017. Т. 1. С. 131–132.

15. Максимов А. Д., Шустов С. А. Об эффективности использования приближения Навье – Стокса в термогазодинамическом расчете жидкостного ракетного двигателя малой тяги при низких числах Рейнольдса // Вестник Самарского ун-та. Аэродинамическая техника, технологии и машиностроение. 2022. Т. 21, № 1. С. 67–80. DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-1-67-80.

References

1. Butenko V. A., Rylov Yu. P., Chikov V. P. [Experimental investigation of the characteristics of small-sizer nozzles]. *Fluid Dynamics*. 1976, Vol. 11, No. 6, P. 137–140.

2. Voronin S. T. [Numerical simulation of supersonic gas flow in a conical nozzle with local plasma heading and experimental results]. *Siberian Aerospace Journal*. 2023, Vol. 24, No. 1, P. 309–324. DOI: 10.31772/2712-8970-2023-24-2-309-324 (In Russ.).

3. Rtisheva A. S. [Gas dynamic design and numerical study of supersonic circuit of wind tunnel]. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*. 2021, No. 1 (136), P. 68–84. DOI: 10.18698/0236-3941-2021-1-68-84 (In Russ.).

4. Rotermel A. R., Yashkov S. A., Sevchenko V. I. [Experimental study of aerodynamic characteristics in a supersonic wind tunnel ST-3 using a software and hardware complex]. *Trudu MAI*. 2021, No. 119. DOI: 10.34759/trd-2021-119-06 (In Russ.).

5. Rotermel A. R., Sevchenko V. I., Lizan V. M. [Modernization of the working part of the wind tunnel for tensometric measurements of aerodynamic forces in supersonic flow]. *Trudu MAI*. 2022, No. 127. DOI: 10.34759/trd-2022-127-08 (In Russ.).

6. Savishenko N. P., Apevalov I. V., Popov A. S. [Experimental studies of the aerodynamic characteristic of an unmanned aerial sciences]. *News of the TulGU. Technical sciences*. 2020, Vol 2, P. 143–150 (In Russ.).

7. Pavlovskiy A. A., Soldatkin V. V., Soldatkin V. M. [Estimation of the spread of aerodynamic characteristics in multifunctional air pressure receiver]. *Journal of Instrument Engineering*. 2022, Vol. 65, No. 6, P. 398–405. DOI: 10.17586/0021-3454-2022-65-6-398-405 (In Russ.).

8. Vershin A. A., Molchanov A. M., Monakhova V. P., Afanasyev V. A. [Development of a mathematical model of the of gas flow for the calibration stand of full and static pressure receivers]. *Omsk Scientific bulletin*. 2022, No. 3(183), P. 117–121. DOI: 10.25206/1813-8225-2022-183-117-121 (In Russ.).

9. Nguyen T. T., Sboev D. S., Tkachenko V. V. [Experimental set-up for the low speed with tunnel AT-3 of Center of aeromechanics and flight engineering MIPT]. *Proceedings of MIPT*. 2020, Vol. 12, No. 2, P. 161–176 (In Russ.).

10. Vershinin I. D., Kovalenko A. N., Neburchilov S. A. [A mathematical model of a receiver for determining the Mach number and the direction of the flow velocity]. *Uchenye zapiski TsAGI*. 1986, Vol. XVII, No. 6, P. 116–121 (In Russ.).

11. Petunin A. N., Ponomarev L. F. [Full and static pressure receiver with aerodynamic compensation for deterring the Mach number at high subsonic and supersonic flow velocities]. *Uchenye zapiski TsAGI*. 1999, Vol. XXX, No. 1–2, P. 84–87 (In Russ.).

12. Klimov A. S., Simakova N. K. et al. *Usroystvo dlya opredeleniya chisla Makha na letatel'nom apparate* [A device for determining the Mach number on aircraft]. Patent RF, no. SU147185A1, 2005.
13. Erashov G. F., Kozlov V. S. *Laboratornyy praktikum po aerogazodinamike sverkhzvukovykh skorostey* [Laboratory workshop on aerodynamics of supersonic speeds]. Krasnoyarsk, 2005, 67 p. (In Russ.).
14. Drozdov S. M., Rtisheva A. S. [Numerical study on air flow in wind tunnel circuit]. *Mat. mezhdunarodnoy. konferentsii "Sovremennye problemy teplofiziki i energetiki"*. 2017, Vol. 1, P. 131–132. (In Russ.).
15. Maksimov A. D., Shustov S. A. [On the efficiency of using the Navier – Stokes approximation in thermogasdynamics calculation of low – thrust liquid propellant rocket engines at low Reynolds numbers]. *Vestnic of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2022, Vol. 21. No. 1, P. 67–80. DOI: 10.18287/2541-7533-2022-21-1-67-80.

© Козлов В. С., Кольга В. В., Волкова Я. Я., 2024

Козлов Виктор Савельевич – кандидат технических наук, доцент кафедры летательных аппаратов; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: kozlov@sibsau.ru.

Кольга Вадим Валентинович – доктор педагогических наук, профессор, кандидат технических наук, заведующий кафедрой летательных аппаратов; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: kolgavv@yandex.ru.

Волкова Яна Яновна – специалист дирекции института космических технологий; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: yanavolkova111@yandex.ru.

Kozlov Viktor Savelievich – Cand. Sc., Associate Professor of the Department of Aircraft; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: kozlov@sibsau.ru.

Kolga Vadim Valentinovich – Dr. Sc., Professor, head Department of Aircraft; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: kolgavv@yandex.ru.

Volkova Yana Yanovna – specialist of the ICT Directorate; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: yanavolkova111@yandex.ru.
