УДК 629.73:533.6:536.46

**МОДЕЛИРОВАНИЕ ГЕНЕРАТОРОВ ВИХРЕЙ ВХОДНЫХ УСТРОЙСТВ
СВЕРХЗВУКОВЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ****Гусев С.В., Захаров Н.Н., Бошнятов Б.В.***Институт прикладной механики Российской академии наук, Москва, e-mail: svgusev@ciam.ru*

В статье представлены результаты моделирования влияния генераторов вихрей на характеристики сверхзвукового входного устройства воздушно-реактивного двигателя. Применение генераторов вихрей с целью увеличения границ автозапуска сверхзвуковых входных устройств в опубликованных ранее работах не рассматривалось. В данной работе изложен численный метод выявления подходящих геометрических размеров генераторов вихрей для конкретных условий сверхзвукового пограничного слоя. Выбор подходящей формы генераторов вихрей осуществляется по итогам осреднения параметров потока на виртуальной поверхности, созданной в расчетной области сетки, пересекающей пограничный слой. На базе полученной геометрической формы проведены численные исследования влияния генераторов вихрей на работу воздухозаборного устройства. Расчеты воздухозаборного устройства проводились для условий сверхзвуковой импульсной аэродинамической трубы ИПРИМ РАН с профилированным соплом, рассчитанным на число Маха $M = 3$. Максимальное число Рейнольдса, определенное по длине 1 м, составляло $Re \approx 4 \cdot 10^8$. В качестве расчетного объекта использовалось односкачковое сверхзвуковое входное устройство с изменяемой площадью горла и сменными вставками на пластине, формирующей пограничный слой. Расчеты проводились со вторым порядком точности дискретизации осредненных уравнений Навье – Стокса (RANS), замкнутых с помощью модели турбулентности (Transition SST). По итогам численных экспериментов получен положительный результат, указывающий на увеличение границ автозапуска воздухозаборника.

Ключевые слова: генераторы вихрей, автозапуск, пограничный слой, входное устройство (воздухозаборник), сверхзвуковой поток, математическая модель

**MODELING OF THE GENERATORS OF THE VORTEXES OF THE INPUT
DEVICES OF SUPER SINGLE AIRCRAFT****Gusev S.V., Zakharov N.N., Boshenyatov B.V.***Institute of Applied Mechanics of the Russian Academy of Sciences, Moscow, e-mail: svgusev@ciam.ru*

The article presents the results of modeling the effect of vortex generators on the characteristics of a supersonic inlet device of an air-jet engine. The use of vortex generators to increase the autorun boundaries of supersonic input devices has not been considered in previously published papers. This paper presents a numerical method for identifying suitable geometrical dimensions of vortex generators for specific conditions of a supersonic boundary layer. The choice of the appropriate form of vortex generators is carried out according to the results of averaging the flow parameters on a virtual surface created in the computational domain of the grid crossing the boundary layer. On the basis of the obtained geometric shape, numerical studies of the effect of vortex generators on the operation of the air intake device have been carried out. Calculations of the air intake device were carried out for the conditions of a supersonic pulsed wind tunnel IPRIM RAS with a profiled nozzle, calculated on the Mach number $M=3$. The maximum Reynolds number, determined by the length of 1 m, was $Re \approx 4 \cdot 10^8$. As a computational object, a single-jumper supersonic input device with a variable throat area and interchangeable inserts on a plate forming the boundary layer was used. The calculations were carried out with the second order of discretization accuracy of the averaged Navier-Stokes equations (RANS), closed using the Turbulence model (Transition SST). According to the results of numerical experiments, a positive result was obtained, indicating an increase in the boundaries of the air intake.

Keywords: vortex generators, autostart, boundary layer, input device (air intake), supersonic flow, mathematical model

В последнее время исследования в области гиперзвуковой авиации представляют огромный интерес. Возможность создавать гиперзвуковые самолеты, позволяющие за короткое время проходить огромные расстояния, становится все более привлекательной для человечества. Наиболее сложные проблемы на пути создания таких самолетов связаны с разработкой двигательной установки, в том числе и проблемы, связанные с особенностями работы сверхзвуковых входных устройств – воздухозаборников. В частности, возникает вопрос – как обеспечить автоматический запуск сверхзвукового входного устройства при выходе

двигательной системы на рабочий режим на начальном участке полета или при различного рода срывах работы двигательной системы. Для решения подобного рода проблем существуют различные методы управления входным потоком: применение систем перепуска воздуха из воздухозаборного устройства [1], применение различных систем управления пограничным слоем [2–4] или использование изменяемой в полете формы входного устройства. Однако данные способы (кроме [4]) требуют или дополнительного объема на борту летательного аппарата, или сложной механизации, позволяющей изменять в полете геометрию

входного устройства. Применение этих методов приводит к уменьшению объема и веса полезного груза или других систем летательного аппарата.

Альтернативным решением данной проблемы может стать использование управления пограничным слоем с помощью генераторов вихрей. Они влияют исключительно на пограничный слой, не требуя сложных конструктивных изменений в существующей конструкции летательного аппарата. Сами генераторы вихрей представляют собой компактные устройства различной формы, не превышающие высоту пограничного слоя $h < \delta$, располагаемые на поверхности, формирующей пограничный слой. Эти устройства за счёт своей геометрии генерируют в набегающий поток вихревые структуры, которые перемешивают высокоимпульсные верхние слои пограничного слоя с низкоимпульсными нижними слоями, увеличивая способность пограничного слоя противостоять отрыву. Однако использование таких генераторов вихрей требует точного подбора их формы и размеров под конкретные условия набегающего потока и параметры пограничного слоя. Эта проблема зачастую и становится основной причиной отказа от таких устройств в пользу более сложных с точки зрения конструкции решений.

Применение генераторов вихрей с целью увеличения границ автозапуска сверхзвуковых воздухозаборных устройств в опубликованных ранее работах не рассматривалось. Так, например, в работах [5–7] авторы проводили численное моделирование входных устройств, рассчитанных на число Маха, равное 1.3, имеющих прямой скачок на входе. На их поверхности рассматривались генераторы вихрей одинарных и парных конфигураций в виде тетраэдров с различной длиной и углом раскрытия, имеющих высоты $h = 0,23\delta$; $0,34\delta$; $0,52\delta$. В ходе исследования было установлено, что все генераторы показали удовлетворительные результаты с точки зрения влияния на отрывную область. Однако вариант парных генераторов вихрей, имеющих высоту, равную половине пограничного слоя ($h = 0,52\delta$), создаёт более интенсивный вихревой след и по этой причине более эффективно воздействует на область отрыва. Размеры генераторов играют немаловажную роль в формировании следа, влияющего на трехмерный отрыв.

Работы [8–10] интересны тем, что в них описаны различные формы генераторов вихрей для осесимметричного входного устройства с изэнтропической поверхностью сжатия. Хотя в перечисленных рабо-

тах вопрос влияния генераторов вихрей на запуск входного устройства не рассматривался, однако в них приведены достаточно интересные результаты влияния генераторов вихрей на отрывную область и общие характеристики входного устройства. Рабочий режим такого устройства имел предел работы от числа Маха 1,4 до 1,8 [11]. Основная задача применения генераторов вихрей заключалась в снижении потерь расхода воздуха, вызванных появлением отрывной области на входе и повышении коэффициента полного давления. Численные и экспериментальные данные показали, что применение генераторов вихрей улучшает параметры входного устройства, причем во всех работах отмечается преимущественно улучшение при применении парных генераторов.

Основная цель данной работы состоит в исследовании вопроса о возможности использования генераторов вихрей с целью расширения режимов полета с автозапуском сверхзвукового воздухозаборного устройства. Под режимом автозапуска будем понимать предельное отношение площади горла к площади входа воздухозаборного устройства на конкретном режиме полета, при котором еще возможен самозапуск воздухозаборника. Для выполнения этой задачи необходимо было выбрать оптимальную форму и размеры генераторов вихрей, предназначенных для воздействия на пограничный слой, а также разработать методику оценки их эффективности.

Материалы и методы исследования

Выбор подходящей формы генераторов вихрей производился на основе численного моделирования. Расчетная область представляла собой пластину с заостренной кромкой, расположенной параллельно направлению потока. Ширина расчетной области составляет 20 мм, в направлении оси z ограничена симметриями, создавая эффект бесконечной пластины. На расстоянии 105 мм от кромки модели располагается вершина генераторов вихрей, имеющих форму тетраэдра, у которого одна из граней расположена перпендикулярно поверхности пластины. За генераторами вихрей на расстоянии 120 мм от передней кромки пластины (предполагаемое место начала отрыва в области сверхзвукового потока в воздухозаборнике) перпендикулярно набегающему потоку располагается виртуальная проницаемая поверхность, на которой, с целью оценки влияния генераторов вихрей на характеристики пограничного слоя, рассчитываются параметры потока. Виртуальная поверхность вплотную прилегает к пластине и заканчивается на высоте 9,75 мм (рис. 1). В качестве толщины пограничного слоя выбирается высота $y = \delta$, на которой скорость потока в пограничном слое составляет 99% от скорости набегающего потока $v_x = 0,99v_\infty$. В нашем конкретном случае толщина вытеснения пограничного слоя в месте расположения генераторов вихрей равна $\delta \approx 2$ мм.

Рис. 1. Эскизное представление расчетной области с геометрией генератора вихрей

Все расчеты, представленные в работе, проведены при одинаковых условиях набегающего потока: число Маха равно 3, температура торможения набегающего потока 300 К и полное давление составляет $5 \cdot 10^6$ Н/м².

Расчеты проводились со вторым порядком точности дискретизации осредненных уравнений Навье – Стокса (RANS), замкнутых с помощью модели турбулентности (Transition SST). Пристеночные ячейки имели высоту, позволяющую разрешить вязкий подслой ($Y^+ < 1$). Габаритные линейные параметры генераторов вихрей имели три основных размера: ширина (a), длина (c), высота (h). Соответственно, для каждого из параметров варьирование проходило в интервалах: $a = 2,5; 5; 7,5; 10$ и $12,5$ мм; $c = 2,5; 5; 7,5; 10$ и $12,5$ мм; $h = 0,25; 0,5; 1; 1,5$ и $2,3$ мм.

Влияние формы генераторов вихрей на характеристики пограничного слоя в месте предполагаемого отрыва определялось по параметрам потока, проходящего через виртуальную поверхность. Известно, что способность пограничного слоя без отрыва выдерживать положительные градиенты давления [12] определяется величиной так называемого формпараметра H [13], характеризующего степень наполненности профиля скорости пограничного слоя:

$$H = \frac{\delta^*}{\theta}, \quad (1)$$

где $\delta^* = \frac{F_s}{l_z} \left(1 - \frac{G_s}{\rho_\infty V_\infty F_s} \right)$ – толщина вытеснения,

$\theta = \frac{F_s}{l_z} \left(\frac{G_s V_\infty - \rho_\delta V_\delta}{\rho_\infty V_\infty} \right)$ – толщина потери

импульса, F_s – площадь виртуальной поверхности; G_s – расход воздуха, проходящего через виртуальную поверхность; l_z – длина виртуальной поверхности по оси z , ρ_∞ – плотность ядра потока, V_∞ – скорость в ядре потока, ρ_δ – средняя плотность в сечении с учетом пограничного слоя, V_δ – средняя скорость в сечении с учетом пограничного слоя.

Поскольку автозапуск воздухозаборника характеризуется минимальным отношением площади горла воздухозаборника к площади сечения, которая захватывается воздухозаборником из невозмущенной струи воздушного потока, то вторым критериальным параметром мы выбрали коэффициент вытеснения (ϕ), характеризующий оттеснение потока от поверхности стенки вследствие ввода в поток генераторов

вихрей, которые расположены непосредственно на поверхности стенки:

$$\phi = \frac{G - G_g}{G}, \quad (2)$$

где G_g – расход в сечении виртуальной поверхности с использованием системы управления пограничным слоем путем установки генераторов вихрей; G – расход в сечении без использования системы управления пограничным слоем.

Предварительная обработка численных расчетов обтекания генераторов вихрей с различными геометрическими размерами показала, что наибольшей эффективностью воздействия на пограничный слой и область отрыва потока обладают генераторы вихрей, которые обеспечивают минимальные значения формпараметра H и коэффициента вытеснения ϕ . Установка генераторов вихрей с различными геометрическими размерами может по-разному влиять на выбранные нами критерии оптимизации, рассчитанные в виртуальной плоскости для заданных условий набегающего потока. Например, может повысить один из критериев (H или ϕ), сильно снизив другой. Поэтому для выбора оптимальных размеров генераторов вихрей с целью расширения режимов полета с автозапуском воздухозаборника мы будем использовать в качестве итогового критерия оптимизации значение произведения формпараметра H и коэффициента вытеснения ϕ .

Результаты исследования и их обсуждение

Результаты численного моделирования сведены в трехмерные графики. Так, график коэффициента вытеснения потока, представленный на рис. 2, а, показывает, что наименьшее значение достигается при использовании генераторов вихрей со следующими геометрическими размерами: $a = 10$ мм, $c = 2,5$ мм, $h = 0,5$ мм. Наименьшее значение формпараметра (рис. 2, б) оказалось у геометрии: $a = 12,5$ мм, $c = 2,5$ мм, $h = 0,5$ мм. Однако произведение коэффициента вытеснения и формпараметра показало, что геометрия, $a = 12,5$ мм, $c = 2,5$ мм, $h = 1$ мм будет иметь наиболее подходящий для данных условий результат. Аналогично, самые худшие результаты по параметрам H и ϕ показали генераторы вихрей, имеющие наибольшее загромождение пограничного слоя.

Рис. 2. Сводные трехмерные графики критериальных параметров на виртуальной поверхности: а) сводный график коэффициента вытеснения потока; б) сводный график формпараметра; в) сводный график произведения коэффициента вытеснения и формпараметра

Рис. 3. Сравнение полей числа Маха для случаев: а) без генераторов вихрей, б) с генераторами вихрей

И хотя представленный нами метод численного моделирования влияния генераторов вихрей на характеристики пограничного слоя достаточно трудоемок с точки зрения вычислительных ресурсов и способа реализации на программных пакетах, однако он наглядно демонстрирует возможности оптимизации формы и размеров генераторов вихрей при их использовании для управления пограничным слоем с целью расширения режимов автозапуска воздухозаборников воздушно-реактивных двигателей летательных аппаратов. Для получения более точной формы генераторов вихрей, оптимально подходящей для данного пограничного слоя, требуется уменьшить шаг вариаций геометрических параметров генераторов вихрей или итерационно рассматривать самые перспективные участки трехмерного поля геометрических размеров генераторов вихрей.

Задачей работы было не только подобрать форму генераторов вихрей, но и посмотреть влияние данного устройства на

границы автозапуска маломасштабного сверхзвукового входа.

Эти расчеты также проводились для условий сверхзвуковой импульсной аэродинамической трубы ИПРИМ РАН с профилированным соплом, рассчитанным на число Маха $M = 3$. Максимальное число Рейнольдса, определенное по длине 1 м, составляет $Re \approx 4 \cdot 10^8$.

Численное моделирование показало, что при установке площади горла модели в критическое положение, увеличение площади позволяет автоматически запуститься, а уменьшение площади создает отрыв потока перед входом в тракт модели. В этом критическом режиме работы воздухозаборника скачок уплотнения, отраженный от обечайки, вызывает отрыв пограничного слоя на поверхности пластины с неустановленными генераторами вихрей (рис. 3, а). А использование генераторов вихрей приводит к устранению отрыва в окрестности входа воздухозаборника и позволяет получить

картину подобно режиму с увеличенным горлом (рис. 3, б).

Выводы

В ходе работы было установлено положительное влияние применения генераторов вихрей на работу сверхзвуковых воздухозаборников с целью расширения рабочих режимов автозапуска. Был предложен способ оптимизации геометрической формы и размеров генераторов вихрей на основе численного моделирования с использованием усредненных уравнений Навье – Стокса (RANS), замкнутых с помощью модели турбулентности (Transition SST). На конкретном примере генератора вихрей, имеющего форму тетраэдра, показано, что предложенный способ оптимизации размеров позволяет увеличить способность пограничного слоя без отрыва противостоять неблагоприятным градиентам давления.

Работа выполнена в рамках гос. задания, рег. № АААА-А17-117032010143-1.

Список литературы

1. Fukuda M.K., Hingst W.R., Reshotko E. Bleed Effects on Shock/Boundary-Layer Interactions in Supersonic Mixed Compression Inlets. *Journal of Aircraft*. 1977. vol. 14. no. 2. P. 151–156. DOI: 10.2514/3.58756.
2. Огородников Д.А. Управление пограничным слоем путем отсоса или слива // *Пограничный слой и теплообмен* / Под ред. Н.М. Белянина. М.: Труды ЦИАМ № 507, 1971. С. 42–56.
3. Гринь В.Т., Захаров Н.Н. Экспериментальное исследование влияния тангенциального вдува и охлаждения стенки на течение с отрывом потока // *Изв. АН СССР. МЖГ*. 1971. № 6. С. 143–147.
4. Климов А.А., Трдатян С.А. Использование сотовой поверхности для управления пограничным слоем // *TBT*. 2003. Т. 41. Вып. 6. С. 901–906.
5. Lee S., Loth E., Babinsky H. Normal shock boundary layer control with various vortex generator geometries. *Computer & Fluids*. 2011. Vol. 49. No. 1. P. 233–246. DOI: 10.1016/j.compfluid.2011.06.003.
6. Lee S., Loth E. Impact of ramped vanes on normal shock boundary-layer interaction. *AIAA Journal*. 2012. Vol. 50. No. 10. P. 2069–2079. DOI: 10.2514/1.J051253.
7. Szwaba R., Doerffer P. Shock Wave Boundary Layer Interaction Control by Rod Vortex Generators. In *30th International Symposium on Shock Waves 2*. Springer, Cham 2017. P. 1135–1139. DOI: 10.1007/978-3-319-44866-4_60.
8. Gillen T., Rybalko M., Loth E. Vortex generators for diffuser of axisymmetric supersonic inlets. In *5th Flow Control Conference, Fluid Dynamics and Co-located Conferences AIAA*. 2010. № 4253. 18 p. DOI: 10.2514/6.2010-4253.
9. Gillen T., Loth E. Vortex generators for an axisymmetric dual-stream supersonic inlet. In *29th AIAA Applied Aerodynamics Conference*. AIAA. 2011. № 5567. 26 p. DOI: 10.2514/6.2011-5567.
10. Rybalko M., Loth E., Chima R.V., Hirt S.M., DeBonis J.R. Micro-ramps for external compression low-boom inlets. *AIAA*. 2009. № 4206. 27 p. DOI: 10.2514/6.2009-4206.
11. Rybalko M., Loth E. Vortex generators for a single-stream low-boom inlet. *AIAA*. 2011. № 3802. 18 p. DOI: 10.2514/6.2011-3802.
12. Вигдорович И.И. Критерий отрыва автомодельного турбулентного пограничного слоя // *ДАН*. 2014. Т.457. № 4. С. 411–414. DOI: 10.7868/S0869565214220125.
13. Сорокин В.А., Яновский Л.С., Ягодников Д.А., Францевич В.П., Суриков Е.В., Разносчиков В.В., Захаров Н.Н., Тихомиров М.А., Шаров М.С. Проектирование и отработка ракетных-прямоточных двигателей на твердом топливе: учебное пособие / Под общ. ред. В.А. Сорокина. М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. 320 с.