

Влияние кинематических параметров летательного аппарата на дроссельную характеристику сверхзвукового воздухозаборного устройства

© А.Ю. Луценко, И.А. Сидоров

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Представлен анализ влияния кинематических параметров летательного аппарата на дроссельную характеристику воздухозаборного устройства, выполненный путем численного математического моделирования внутриканального течения сверхзвукового воздухозаборного устройства при различных значениях этих параметров. Моделирование проводилось в САЕ-пакете STAR-CCM+, построена твердотельная модель в САД-пакете NX Unigraphics. Приведено сравнение дроссельных характеристик, полученных численным расчетом, инженерным методом и экспериментальными продувками в аэродинамической трубе Центрального аэрогидродинамического института имени профессора Н.Э. Жуковского (ЦАГИ). Выявлено, что повышение скорости движения летательного аппарата приводит к смещению дроссельной характеристики по сравнению с базовой кривой $M = 2,35$; при положительных углах атаки эффективность воздухозаборного устройства увеличивается за счет роста тяги двигателя.

Ключевые слова: дроссельная характеристика, численное моделирование, САЕ-пакет Star CCM+, сверхзвуковой воздухозаборник

Введение. Исследования сверхзвуковых воздухозаборных устройств (ВЗУ) проводили в СССР и США с начала 1950-х годов [1–3]. Полученные результаты позволяют успешно проектировать новые *летательные аппараты* (ЛА) и проводить численное моделирование различных компоновок ВЗУ, форм канала и систем слива пограничного слоя [4, 5].

Для успешной работы воздушно-реактивного двигателя (ВРД) на сверхзвуковых скоростях необходимо подводить заторможенный воздушный поток к компрессору или камере сгорания [6, 7]. Именно для этой цели и служит ВЗУ.

При торможении сверхзвукового воздушного потока возникают скачки уплотнения. Их требуемая конфигурация создается с помощью плоских клиньев на входе в ВЗУ, что обеспечивает минимальные потери полного давления внутри канала ВЗУ. Минимизация потерь полного давления способствует более высоким значениям тяги ВРД [8, 9].

Для того чтобы затормозить воздушный поток с минимальными потерями полного давления, при варьировании скорости полета ЛА (числа

Маха M_∞) должны изменяться углы наклона клиньев [10–12]. Это обеспечивается с помощью сложных автоматических устройств, регулирующих пропускную способность входного устройства [13]. При варьировании скорости полета, углов атаки α и углов скольжения β параметры воздушного потока в ВЗУ изменяются, что влияет на режим работы двигателя ЛА, поэтому задача определения ограничений, накладываемых на полет ЛА, является актуальной.

В статье представлены результаты исследования твердотельной модели сверхзвукового ЛА с боковыми ВЗУ. Такое размещение ВЗУ позволяет не только укоротить воздушные каналы, но и занять оборудованием, в том числе и радиолокационной станцией (РЛС), всю носовую часть фюзеляжа. Однако эксплуатационный диапазон по углам α и β для такой компоновки ВЗУ мал.

В связи с этим было рассмотрено влияние кинематических параметров ЛА на дроссельную характеристику ВЗУ $v = f(\bar{F})$, где v — коэффициент потерь полного давления, $v = p_{0\text{дв}}/p_{0\infty}$, $p_{0\text{дв}}$, $p_{0\infty}$ — полное давление в камере сгорания двигателя и давление торможения набегающего потока соответственно; \bar{F} — относительный массовый расход, $\bar{F} = F_\infty/F_0$, F_∞ — площадь забираемой струйки воздуха, F_0 — площадь входного сечения ВЗУ.

Постановка задачи. На исходную геометрическую модель была наложена неструктурированная сеточная модель, которая имела сгущение по поверхности ЛА и срезу сечения ВРД (рис. 1).

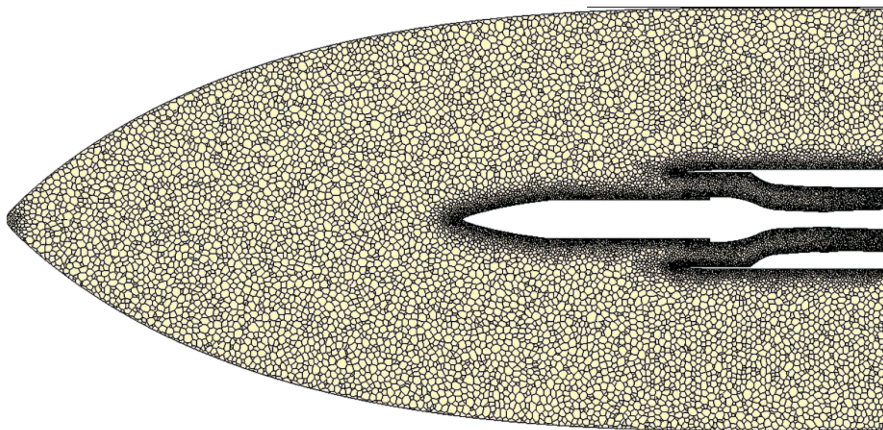


Рис. 1. Сеточная модель, наложенная на исходную геометрическую модель

В САД-пакете NX Unigraphics была построена геометрическая модель с длиной фюзеляжа 14 600 мм, длиной ВЗУ, равной 8800 мм, и размером ячейки в невозмущенной области течения (1,4 % всей длины ЛА, 2,3 % длины ВЗУ) 200 мм. Вблизи поверхности ЛА, а также внутри ВЗУ размер ячейки составляет 15 мм (7,5 % размера ячейки в невозмущенной области), а коэффициент роста ячейки от области сгущения до невозмущенной области течения равен 1,1. Это позволяет получить качественную картину течения воздушного потока в ВЗУ. После генерации сеточной модели было получено для полной модели около 6 млн ячеек.

Для численного решения задачи внутриканального течения в коммерческом САЕ-пакете STAR CCM+* необходимо задать начальные и граничные условия. Моделировался полет на высоте 11 км ($p = 22\,699,9$ Па; $T = 216,7$ К, $k = 1,4$) при числах Маха $M_\infty = 2,0; 2,35; 2,5$, углах атаки $\alpha = -3^\circ, 0, +3^\circ, +6^\circ$ и углах скольжения $\beta = 0, 2^\circ, 5^\circ$. В качестве модели турбулентности была выбрана k - ϵ -модель, что обусловлено быстрой сходимостью решения задачи.

В процессе расчета варьировалось давление на срезе ВРД, чтобы получить семейство точек с координатами \bar{F} , v . Путем интерполяции была построена дроссельная характеристика.

Решение тестовой задачи. Для того чтобы проверить правильность построения сеточной модели и выбрать модель турбулентности на начальном этапе, было проведено моделирование работы данного ВЗУ при осесимметричном обтекании ($\alpha = 0, \beta = 0$) для числа Маха набегающего потока $M_\infty = 2,35$. Выбор этих параметров обусловлен наличием экспериментальных данных, полученных в ЦАГИ. Кроме того, инженерным методом был проведен расчет на основе аналитических и эмпирических зависимостей, приведенных в работах [9, 10]. Полученные результаты представлены на рис. 2.

Анализ графиков, приведенных на рис. 2, показал, что данные, определенные численным методом, и результаты экспериментов, полученные в ЦАГИ, совпадают в пределах 2...3 %, что свидетельствует о высокой точности расчетов с помощью САД-пакета. Результаты расчетов с использованием инженерного метода существенно отличаются, что, вероятно, обусловлено сложной формой канала ВЗУ и наличием множества областей отрывных течений, учесть которые приближенным методом довольно трудно.

* Star CCM+ — пакет прикладных программ для решения задач гидрогазодинамики, теплообмена, прочности в рамках единого интерфейса, имеющий в составе средства для анализа и редактирования геометрии, средства построения сеток и большое количество физических моделей.

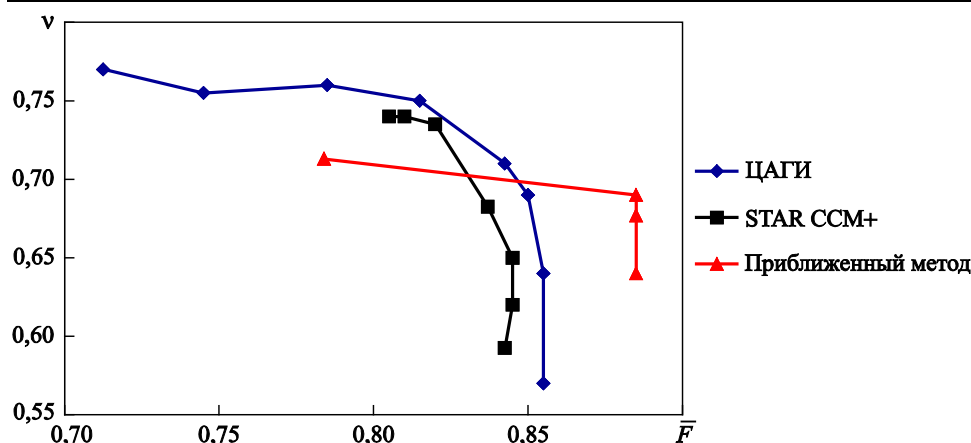


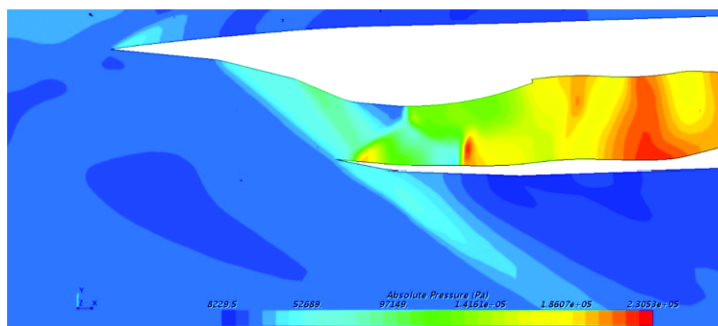
Рис. 2. Дроссельные характеристики ВЗУ при $M_\infty = 2,35$, $\alpha = 0$, $\beta = 0$

Полученная в ЦАГИ горизонтальная часть дроссельной характеристики, где ВЗУ выходит на согласованный режим по массовому расходу с ВРД, а замыкающий скачок уплотнения находится на нижней кромке обечайки, несколько выше и протяженнее, чем полученная при численном моделировании, поскольку модель ЦАГИ оснащена системой отсоса пограничного слоя с фюзеляжа и клина, а геометрия, принятая для численного моделирования, — только с фюзеляжа. При сверхкритическом режиме работы — вертикальный участок дроссельной характеристики — это несущественно, так как замыкающий скачок уплотнения находится в канале, пограничный слой на клине очень мал, а система отсоса неэффективна.

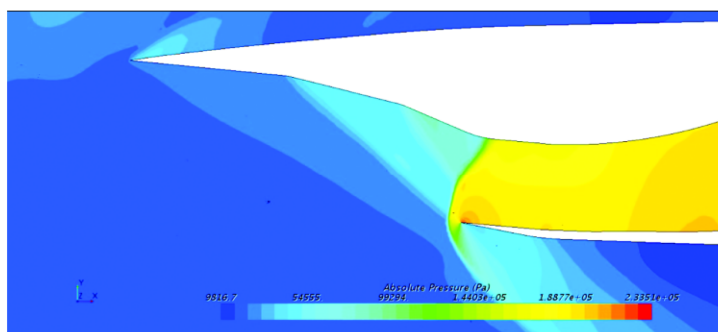
При согласованном режиме замыкающий скачок уплотнения находится вблизи кромки обечайки, толщина пограничного слоя на клине значительна, что вызывает рост потерь полного давления внутри канала ВЗУ, а наличие системы отсоса пограничного слоя воздушного потока позволяет повысить коэффициент восстановления полного давления. Система отсоса пограничного слоя в эксперименте ЦАГИ дает возможность удержать замыкающий скачок уплотнения вблизи кромки обечайки, что приводит к расширению диапазона работы ВЗУ и ВРД.

При численном моделировании согласованный режим работы ВЗУ обеспечивается в достаточном малом диапазоне давления ВРД. Скачок уплотнения на кромке обечайки срывается, и возникает помпаж.

Влияние числа Маха. Воздухозаборное устройство с фиксированной геометрией не может эффективно работать в широком диапазоне скорости полета ЛА, поэтому был выбран достаточно узкий диапазон чисел Маха $M_\infty = 2,0 \dots 2,5$ (рис. 3, 4).



а



б

Рис. 3. Характерные структуры течения:
а — $M_\infty = 2,0$; б — $M_\infty = 2,35$

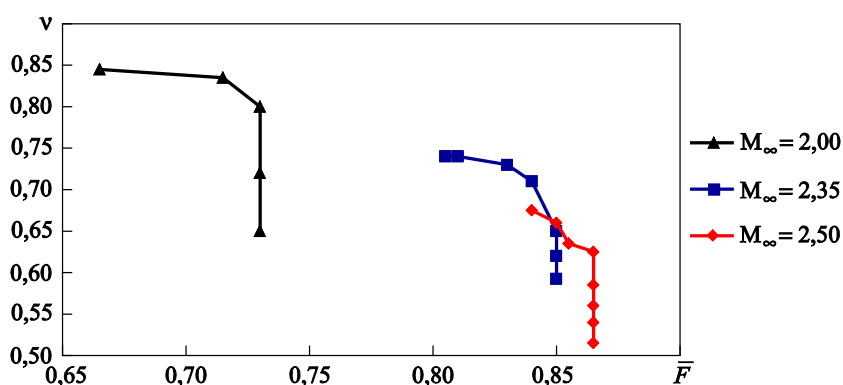


Рис. 4. Дроссельные характеристики при различных значениях числа Маха

В первую очередь следует отметить, что геометрия ВЗУ рассчитана на $M_\infty = 2,35$ (см. рис. 3, а). В связи с этим при изменении скорости полета дроссельная характеристика существенно трансформируется, особенно при уменьшении числа Маха, поскольку понижается коэффициент массового расхода \bar{F} при перепуске газа перед нижней кромкой обечайки (см. рис. 3, б). Кроме того, увеличивается угол

наклона скачка уплотнения, падает скорость перед замыкающим скачком уплотнения и, соответственно, растет коэффициент восстановления полного давления ν . В результате дроссельная характеристика смещается влево и вверх относительно кривой при $M_\infty = 2,35$ (см. рис. 4).

Влияние угла атаки на работу ВЗУ. Моделирование обтекания воздушного потока ВЗУ было проведено при $M_\infty = 2,35$, $\beta = 0$ и α в пределах от -3° до 6° . Малый диапазон углов атаки обусловлен эксплуатационными требованиями для ЛА при таких скоростях движения.

С увеличением угла атаки растет угол встречи воздушного потока с кромкой ВЗУ, что приводит к увеличению угла первого косога скачка уплотнения. При этом скорость и число Маха на первом клине уменьшаются, что влечет снижение потерь полного давления при торможении воздушного потока вторым и третьим клиньями. Это видно при сравнении двух картин его течения при $\alpha = 0$ и $\alpha = 6^\circ$ (рис. 5). Поскольку перед замыкающим скачком уплотнения скорость уменьшается, коэффициент восстановления полного давления ν с увеличением угла атаки α возрастает.

Кроме того, при положительном угле атаки растет масса газа, падающая из набегающего воздушного потока в канал ВЗУ, поэтому массовый расход на входе и выходе канала повышается, а дроссельная характеристика (рис. 6) смещается вправо. Увеличение массового расхода и коэффициента восстановления полного давления приводит к возрастанию эффективности работы ВЗУ и приросту тяги двигательной установки, т. е. к более эффективному решению поставленных задач.

Отрицательный угол атаки негативно сказывается на работе ВЗУ: существенно уменьшается массовый расход и падает коэффициент ν , дроссельная характеристика смещается влево и вниз (см. рис. 6), а двигатель может эффективно работать только в узком диапазоне значений давления на выходе из канала ВЗУ.

Влияние угла скольжения на характеристики работы ВЗУ. Моделирование работы ВЗУ при $M_\infty = 2,35$ и $\alpha = 0$ проведено в диапазоне углов скольжения $\beta = 0...6^\circ$. При любом ненулевом угле скольжения β условия работы правого и левого ВЗУ будут различаться: один будет подветренным, а другой — наветренным.

Представленные на рис. 7 дроссельные характеристики ВЗУ при различных углах скольжения β позволяют сделать вывод, что относительный массовый расход наветренного ВЗУ с увеличением β возрастает, а подветренного, наоборот, уменьшается, это особенно заметно при $\beta = 5^\circ$ ($\bar{F} > 1$). Также нарушается горизонтальность участка дроссельной характеристики на согласованном режиме работы двигателя, хотя протяженность его возрастает.

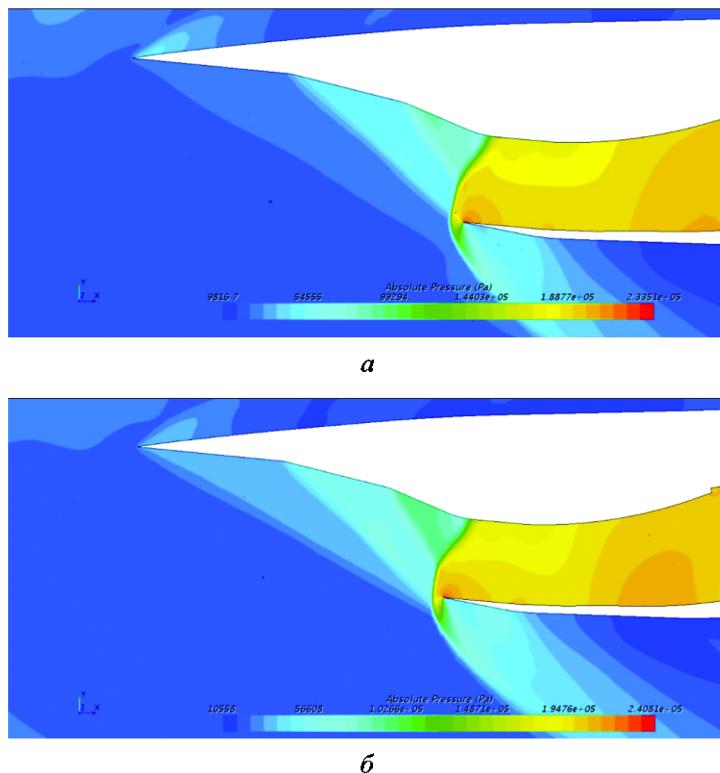


Рис. 5. Характерные структуры течения воздушного потока:
 а — $\alpha = 0^\circ$; б — $\alpha = 6^\circ$

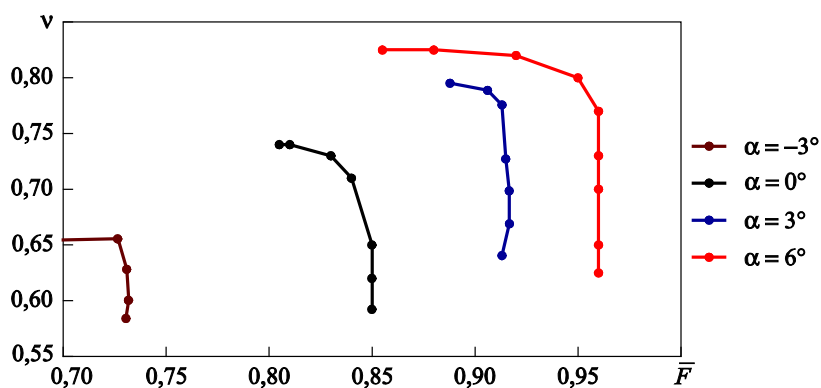


Рис. 6. Дроссельные характеристики при различных углах атаки α

Следует отметить, что эффективность работы подветренного ВЗУ снижается, в связи с чем при дальнейшем увеличении угла скольжения β может возникнуть сверхкритический режим работы (помпаж), что видно на структуре течения (рис. 8). Наветренный ВЗУ будет работать в согласованном или докритическом режиме в связи с тем, что

подветренный ВЗУ находится «в тени» фюзеляжа ЛА и энергии падающего в него потока не хватает, чтобы противостоять давлению перед камерой сгорания, поэтому замыкающий скачок уплотнения сходит с нижней кромки обечайки.

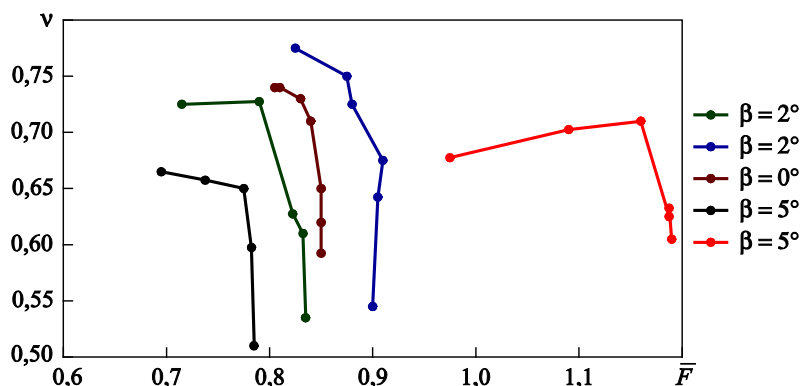


Рис. 7. Дроссельные характеристики при различных углах скольжения β :
1 — подветренный ВЗУ; 2 — наветренный ВЗУ

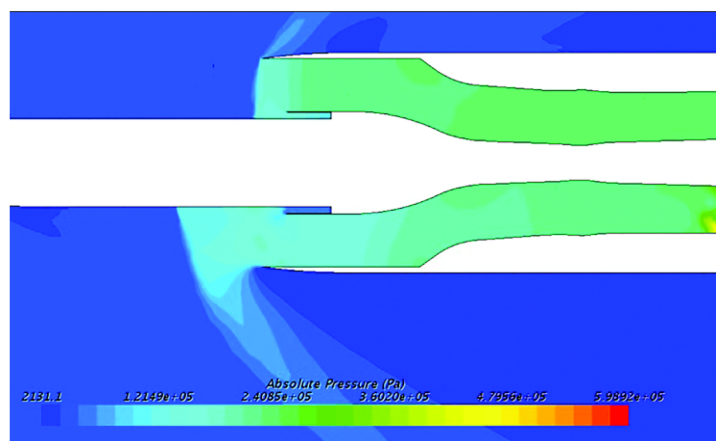


Рис. 8. Картина распределения статического давления при угле скольжения $\beta = 6^\circ$

Закключение. По результатам проведенного численного моделирования внутриканального течения воздушного потока в сверхзвуковом ВЗУ можно сделать следующие выводы.

1. Сравнение с экспериментальными данными ЦАГИ показало хорошее совпадение (5 %) дроссельной характеристики, полученной с помощью программного пакета Star CCM+, а существующая инженерная методика не позволяет учесть все особенности течения в канале ВЗУ.

2. Увеличение скорости движения ЛА (числа Маха M_∞) вызывает уменьшение коэффициента потерь полного давления ν (при неизменной геометрии ВЗУ) и рост коэффициента относительного массового расхода \bar{F} , что приводит к смещению дроссельных характеристик по сравнению с базовой кривой при $M_\infty = 2,35$.

3. При положительных углах атаки, не превышающих $\alpha = 6^\circ$, эффективность ВЗУ увеличивается вследствие роста коэффициентов \bar{F} и ν , а следовательно, и тяги ВРД. При отрицательных углах атаки уменьшается диапазон устойчивой работы ВРД, тяга падает, а вероятность возникновения помпажа возрастает.

4. Угол скольжения ЛА для рассмотренной компоновки ВЗУ не может превышать $\beta = \pm 5^\circ$, причем правый и левый ВЗУ работают по-разному: для подветренного ВЗУ коэффициент относительного массового расхода уменьшается, для наветренного ВЗУ — увеличивается, что приводит к несимметричной работе двигателей и появлению неблагоприятного момента рыскания.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Andrews E.H., Russel J.W., Mackley E.A., Simmonds A.L. *An inlet analysis for NASA hypersonic research engine aerothermodynamic integration model*. NASA TM X-3038, 1974, p. 44.
- [2] Васильев В.И., Иванюшкин А.К., Павлюков Е.В., Соколов В.Д., Аэродинамика воздухозаборников и сопел сверхзвуковых самолетов. Г.С. Бюшгенс, ред. *Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов. Глава 5*. Москва, Наука, 1998, с. 237–308.
- [3] Seddon J., Goldsmith E.L. *Intake Aerodynamics: AIAA education series*. 2nd ed. AIAA Inc., Reston, Virginia, 1999, 407 p.
- [4] Виноградов В.А., Дуганов В.В., Расчет течения в сверхзвуковом воздухозаборнике с учетом пограничного слоя на обтекаемой поверхности. *Ученые записки ЦАГИ*, 1979, т. 10, № 5, с. 29–33.
- [5] Гуськов О.В., Копченев В.И., Липатов И.И., Острась В.Н., Старухин В.П. *Процессы торможения сверхзвуковых течений в каналах*. Москва, Физматлит, 2005, 648 с.
- [6] Калугин В.Т. *Аэрогазодинамика органов управления полетом летательных аппаратов*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004, 688 с.
- [7] Луценко А.Ю., Сидоров И.А. Численное моделирование внутриканального течения сверхзвукового воздухозаборного устройства. *Сб. тр. II Международ. молодежной конф. «Новые подходы и технологии проектирования, производства испытаний и промышленного дизайна изделий ракетно-космической техники»*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018, с. 451–455.
- [8] Гурылев В.Г. Течение с λ -образными скачками уплотнения на входе в плоский сверхзвуковой воздухозаборник. *Ученые записки ЦАГИ*, 1972, т. III, № 5, с. 1–6.
- [9] Гончарук П.Д., Гурылев В.Г. Исследование течения в горле воздухозаборника на больших сверхзвуковых скоростях потока при числе M , больших расчетного. *Ученые записки ЦАГИ*, 1974, т. V, № 1, с. 37–45.

- [10] Симонов И.С., Стефанов С.А. Течение на входе и в области горла плоского сверхзвукового воздухозаборника. *Ученые записки ЦАГИ*, 1975, т. VI, № 1, с. 38–46.
- [11] Пензин В.И. *Об условиях оптимальности сверхзвуковых течений с системой косых скачков уплотнения и последующим теплоотводом*. Москва, Изд-во ЦАГИ, 2008, 160 с.
- [12] Голубев А.Г., Калугин В.Т., Луценко А.Ю., Москаленко В.О., Столярова Е.Г., Хлупнов А.И., Чернуха П.А. *Аэродинамика*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017, 608 с.
- [13] Ремеев Н.Х. *Аэродинамика воздухозаборников сверхзвуковых самолетов*. Жуковский, Изд-во ЦАГИ, 2002, 178 с.

Статья поступила в редакцию 28.03.2019

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Луценко А.Ю., Сидоров И.А. Влияние кинематических параметров летательного аппарата на дроссельную характеристику сверхзвукового воздухозаборного устройства. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2019, вып. 5.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2019-5-1882>

Луценко Александр Юрьевич — канд. техн. наук, доцент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» факультета «Специальное машиностроение» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: aulutsenko@mail.ru

Сидоров Игорь Алексеевич — студент VI курса кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов» факультета «Специальное машиностроение» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: sidorov_igor_95@outlook.com

Analysis of the influence of the aircraft kinematic parameters on the throttle characteristic of a supersonic intake device

© A.Yu. Lutsenko, I.A. Sidorov

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

The article analyzes influence of the aircraft kinematic parameters on the throttle characteristic of the air intake device. Numerical mathematical modeling of the intra-channel flow of a supersonic air intake device is performed with different kinematic parameters. The solid-state model is built in the CAD-NX Unigraphics package, the simulation is carried out in the CAE-package STAR-CCM+. The throttle characteristics obtained by numerical calculation and engineering method are compared to characteristics obtained by experimental blowing in the TSAGI wind tunnel. According to the results of numerical simulation of intra-channel flow in a supersonic air intake device, it is found, for example, that an increase in the speed of aircraft movement leads to a displacement of the throttle characteristic compared with the base curve; at positive angles of attack, the efficiency of the air intake device increases due to an increase in engine thrust.

Keywords: *throttle response, numerical simulation, CAE - Star CCM + package, supersonic air intake*

REFERENCES

- [1] Andrews E.H., Russel J.W., Mackley E.A., Simmonds A.L. *An inlet analysis for NASA hypersonic research engine aerothermodynamic integration model*. NASA TM X-3038. 1974. 44 p.
- [2] Vasilyev V.I., Ivanyushkin A.K., Pavlyukov E.V., Sokolov V.D. Aerodinamika vozdukhobornikov i sopl sverkhzvukovykh samoletov [Aerodynamics of supersonic aircraft air intakes and nozzles]. In: *Aerodinamika, ustoychivost i upravlyaemost sverkhzvukovykh samoletov* [Supersonic aircraft aerodynamics, stability and controllability]. Byushgens G.S., ed. Moscow, Nauka-Fizmatlit Publ., 1998. Chapter 5, pp. 237–308.
- [3] Seddon J., Goldsmith E.L. *Intake Aerodynamics: AIAA education series*. Reston, Virginia, AIAA Inc. Publ., 1999, 407 p.
- [4] Vinogradov V.A., Duganov V.V. *Uchenye zapiski TsAGI — TsAGI Science Journal*, 1979, vol. X, no. 5, pp. 29–33.
- [5] Guskov O.V., Kopchenov V.I., Lipatov I.I., Ostras V.N., Starukhin V.P. *Protsessy tormozheniya sverkhzvukovykh techeniy v kanalakh* [The processes of supersonic flows inhibition in channels]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2005, 648 p.
- [6] Kalugin V.T. *Aerogazodinamika organov upravleniya poletom letatelnykh apparatov* [Aerogasdynamics of aircraft flight controls]. Moscow, BMSTU Publ., 2004, 688 p.
- [7] Lutsenko A.Yu., Sidorov I.A. Chislennoe modelirovanie vnutrikanalnogo techeniya sverkhzvukovogo vozdukhobornogo ustroystva [Numerical simulation of the intra-channel flow in a supersonic air intake device]. *Sbornik trudov II Mezhdunarodnoy molodezhnoy konferentsii "Novye podkhody I tekhnologii proektirovaniya, proizvodstva ispytaniy i promyshlennogo dizayna izdeliy raketno-kosmicheskoy tekhniki"* [Proceedings of the II International Youth Conference "New approaches and technologies for designing, testing and

- industrial design of rocket and space technology products”]. Moscow, BMSTU Publ., 2018, pp. 451–455.
- [8] Gurylev V.G. *Uchenye zapiski TsAGI — TsAGI Science Journal*, 1972, vol. III, no. 5, pp. 1–6.
- [9] Goncharuk P.D., Gurylev V.G. *Uchenye zapiski TsAGI — TsAGI Science Journal*, 1974, vol. V, no.1, pp. 37–45.
- [10] Simonov I.S., Stefanov S.A. *Uchenye zapiski TsAGI — TsAGI Science Journal*, 1975, vol. VI, no. 1, pp. 38–46.
- [11] Penzin V.I. *Ob usloviyakh optimalnosti sverkhzvukovykh techeniy s sistemoy kosykh skachkov uplotneniya i posleduyuschim teplootvodom* [On conditions of optimality for supersonic flows with a system of oblique shock waves and subsequent heat removal]. Moscow, TsAGI Publ., 2008, 160 p.
- [12] Golubev A.G., Kalugin V.T., Lutsenko A.Yu., Moskalenko V.O., Stolyarova E.G., Khlupnov A.I., Chernukha P.A. *Aerodinamika* [Aerodynamics]. Moscow, BMSTU Publ., 2017, 608 p.
- [13] Remeev N.Kh. *Aerodinamika vozdukhobornikov sverkhzvukovykh camoletov* [Aerodynamics of supersonic aircraft air intakes]. Zhukovsky, TsAGI Publ., 2002, 178 p.

Lutsenko A.Yu., Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University.
e-mail: aulutsenko@mail.ru

Sidorov I.A., 6th year student, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft, Bauman Moscow State Technical University.
e-mail: sidorov_igor_95@outlook.com