

Численное моделирование процессов дросселирования прямооточного воздушно-реактивного двигателя

© С.Ю. Нечипорук, Д.Х. Зарипов

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

Для определения максимально допустимого давления в камере сгорания, при котором не происходит срыва потока в воздухозаборном устройстве, проведено численное моделирование процесса дросселирования прямооточного воздушно-реактивного двигателя. Расчеты были выполнены в двух постановках задачи: с локальным и глобальным шагом по времени. При сравнении результатов, полученных с помощью этих подходов, установлено, что определять характеристики дросселирования воздухозаборного устройства без потери точности на начальных этапах проектирования прямооточных воздушно-реактивных двигателей можно с использованием локального шага по времени. На базе нестационарной модели был подобран оптимальный шаг интегрирования для минимизации вычислительных ресурсов. Проведена оценка периода пульсаций потока, частота которых находится в крайне низком диапазоне при возникновении помпажа.

Ключевые слова: дросселирование, нестационарная модель, воздухозаборное устройство, прямооточный воздушно-реактивный двигатель, численное моделирование, ANSYS Fluent

Введение. Выбор конфигурации воздухозаборного устройства (ВЗУ) — одна из ключевых проблем проектирования прямооточных воздушно-реактивных двигателей (ПВРД) [1–3]. Для оценки эффективности ВЗУ следует как можно точнее определять дроссельную характеристику. Однако исследование экспериментальными методами крупномасштабных изделий — дорогостоящая задача. Поэтому в последнее время применяют современные математические модели на основе численного интегрирования системы уравнений Навье — Стокса, а также модели турбулентности и химической кинетики, позволяющие адекватно воспроизводить газодинамические и химические процессы в ВЗУ и камере сгорания (КС) [4–7].

Дросселирование двигателя обеспечивает процесс горения в КС, что можно представить с помощью моделей на основе термодинамических уравнений [8]. Это позволяет с определенной точностью показать изменение параметров внутри КС. Однако даже при таком подходе для решения задачи требуются значительные вычислительные ресурсы. Следует выделить еще одну проблему при выборе подхода, при котором предусматривается построение математической модели с помощью термодинамических уравнений, а именно необходимость ее точной валидации в связи с возможностью возникновения существенных расхождений результатов, полученных с помощью расчетных моделей, с экспериментальными данными.

Следует отметить, что при использовании рассматриваемых моделей потребуются значительные вычислительные ресурсы. Кроме того, необходимо учитывать, насколько сложные процессы происходят во время работы двигателя. Поэтому подобные расчеты, независимо от выбора математической модели, являются ресурсоемкой задачей, решаемой в такой постановке, при которой приходится выполнять большое число итераций и удовлетворять повышенные требования к качеству сетки.

Цель настоящей работы — путем дросселирования ПВРД определить максимально допустимое давление в КС, при котором не происходит срыва потока в ВЗУ, а также установить, можно ли использовать для этого математическую модель с локальным шагом по времени.

Постановка задачи. В качестве объекта исследования и для решения верификационной задачи выбран образец, представленный в работе [9]. Он оснащен двумя плоскими ВЗУ, расположенными симметрично под углом 45° в нижней части летательного аппарата (ЛА). Диапазон полетных чисел Маха составляет 1,5...4, а число Маха, при котором происходит запуск ВЗУ, равно 1,5. Расчетная модель ВЗУ, приведенная на рис. 1, построена по геометрическим параметрам, взятым из табл. 1.

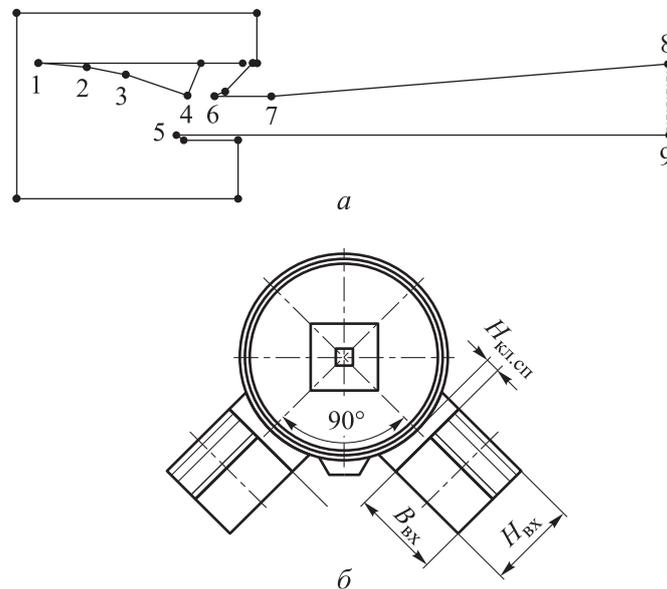


Рис. 1. Расчетная модель воздухозаборного устройства:
a — профиль геометрии в плоскости сечения;
б — общий вид расположения ВЗУ относительно ЛА

Координаты точек контура ВЗУ

Номер точки	X, мм	Y, мм
1	0	0
2	43,028	-3,764
3	79,714	-11,56
4	139,31	-33,25
5	125,97	-72,00
6	161,71	-32,67
7	211,98	-33,50
8	576,06	0
9	576,06	-73,50

На ранних стадиях проектирования ВЗУ для ЛА зачастую отдают предпочтение двумерным моделям, которые легче модифицировать. Кроме того, при таком моделировании ВЗУ требуется значительно меньше вычислительных ресурсов.

Исходная двумерная область моделирования, плоскость которой проходит через вертикальную ось симметрии ВЗУ с граничными условиями, изображена на рис. 2. Начало координат расположено в носовой части ВЗУ.

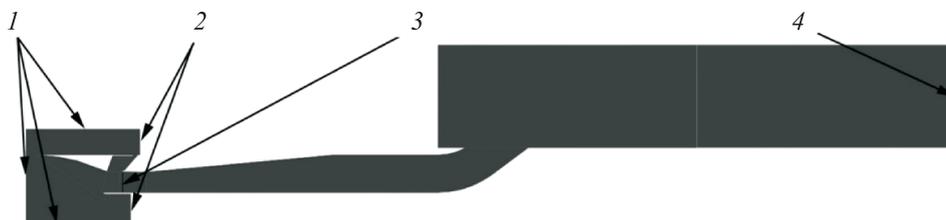


Рис. 2. Исходная расчетная область двумерного моделирования ВЗУ:

1 — вход в расчетную область; 2 — внешнее выходное сечение; 3 — горловое сечение;
4 — внутреннее выходное сечение

Верификация модели. Для того чтобы убедиться в корректности описания подобранной математической модели течения в ВЗУ, была проведена верификация с целью сопоставить течение в двумерной постановке задачи моделирования с тем, которое получается в плоскости симметрии ВЗУ в результате трехмерного моделирования [9].

При выполнении расчетов для моделирования течения был использован программный комплекс ANSYS Fluent. На границе 1 (см. рис. 2) задавали статическое давление и температуру, соответствующие тем же параметрам набегающего потока на высоте 10 км,

а также скорость набегающего потока, соответствующую числу Маха $M = 2,3$. Условия моделирования приведены ниже:

Расчетное число Маха, M	2,3
Температура, K	223
Давление, MPa	0,265
Угол атаки, град	2,5

На границах 2 и 4 принималось значение статического давления, равное атмосферному на заданной высоте. На остальных границах задавали условия, аналогичные условиям на гидравлически гладкой теплоизолированной стенке без проскальзывания потока. В качестве модели среды был выбран идеальный газ, свойства которого зависят от температуры.

Расчетная сетка содержит 30 837 гексагональных элементов (рис. 3, 4) с качеством по параметру Quality, равным 0,6. Данный параметр характеризует интегральное качество сетки, вычисляемое по каждому элементу. Для двумерной расчетной сетки он определяется по формуле

$$Quality = C \frac{A}{\sum(L)^2},$$

где C — коэффициент, принимающий определенное значение для каждого типа элемента (треугольный элемент $C = 6,92820323$, четырехугольный элемент $C = 4,0$); A — площадь рассчитываемого элемента; L — длина каждого ребра элемента.

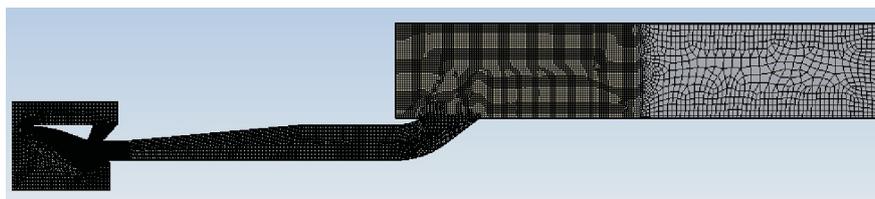


Рис. 3. Расчетная сетка

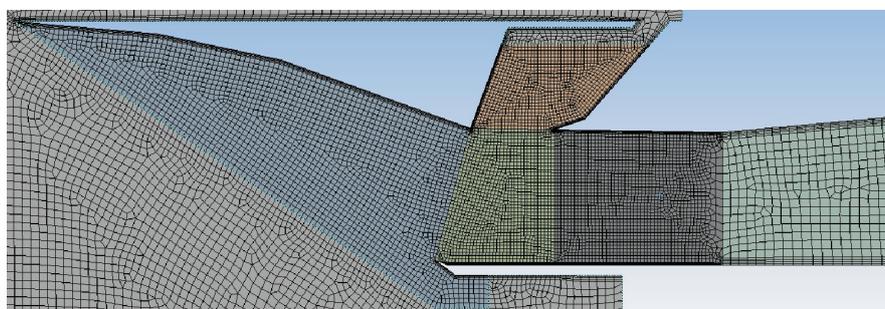


Рис. 4. Увеличенный фрагмент сетки

Основная область сгущения находится во входной и горловой области ВЗУ (см. рис. 3). Представленный подход к определению параметров сетки предполагает, что при наличии сорванного течения будут получены более точные картины перемещения отошедшей волны от края нижней обечайки к носовой точке ВЗУ. В области горлового сечения и в районе поверхностей сжатия характерный размер ячейки составляет 1,0 мм и 1,5 мм соответственно.

Поле чисел Маха приведено на рис. 5. Для анализа достоверности полученной картины течения было проведено сравнение с результатами, представленными для трехмерной модели ВЗУ в [9]. Шкалы распределения чисел Маха приведены к одинаковой цветовой гамме для более корректного анализа. Представленные на рис. 6 картины течения двумерной верификационной модели и трехмерной модели [9] оказались качественно похожими. Следует отметить, что моделирование в двумерной постановке задачи достаточно точно повторяет результаты расчета трехмерного моделирования. Это свидетельствует о корректности моделирования в двумерной постановке задачи относительно плоскости симметрии на начальных стадиях проектирования трехмерных ВЗУ с целью оценки их работоспособности.

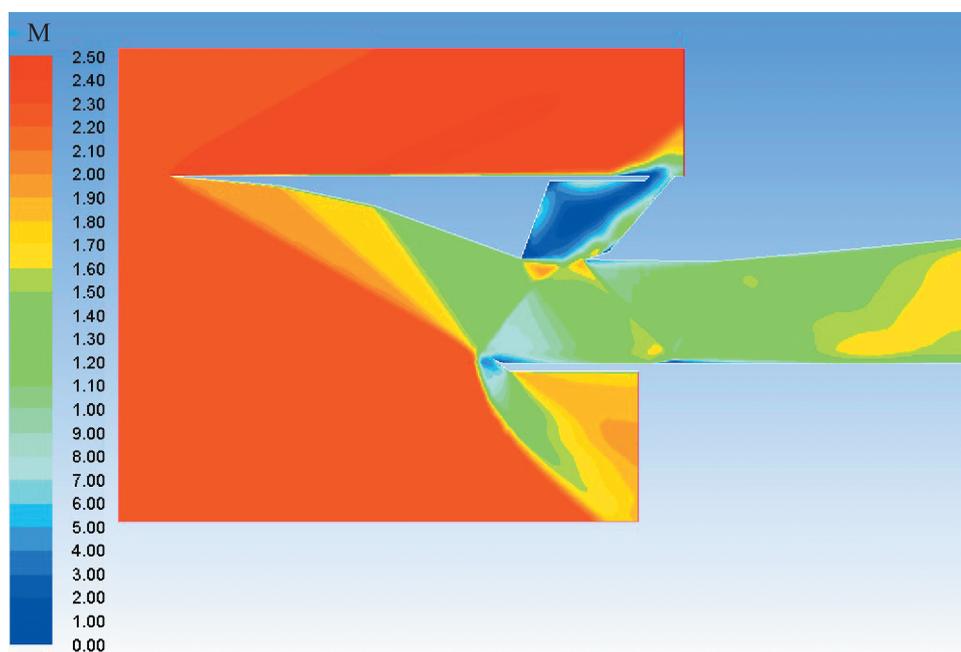


Рис. 5. Поле чисел Маха

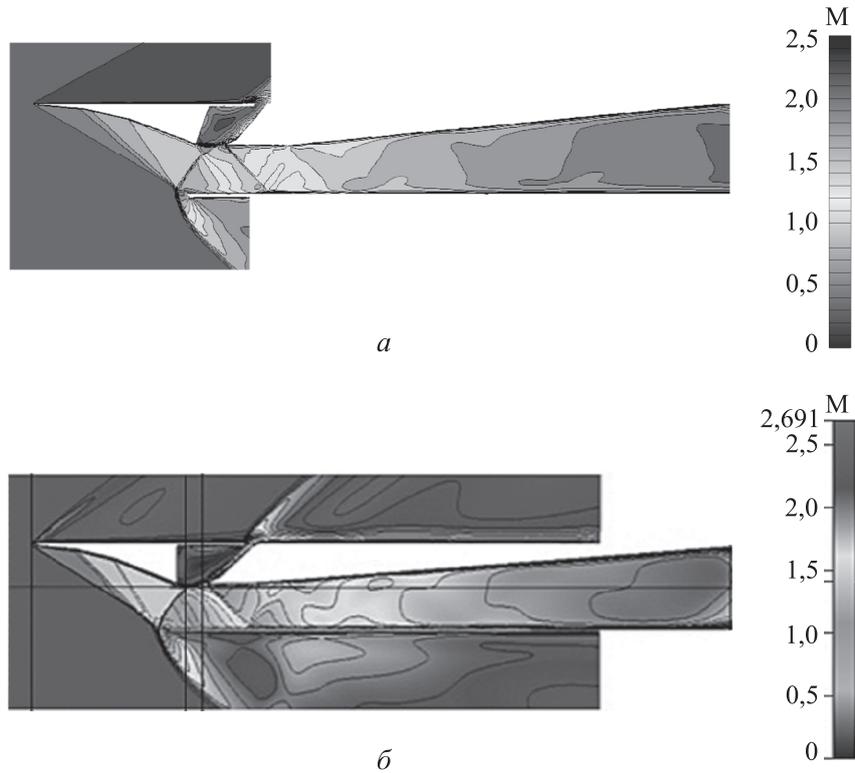


Рис. 6. Поле чисел Маха:
a — двумерная верифицируемая модель; *б* — трехмерная модель

Сравнение постановки задачи с локальным и с глобальным шагом по времени. Имитация и моделирование внутрикамерных процессов — важная задача в процессе проектирования ПВРД. Поэтому проводят оценку и сравнение результатов моделирования процессов дросселирования при постановке задачи с локальным и с глобальным шагом по времени — «нестационарная» и «стационарная» постановка соответственно. Поскольку для решения задач при постановке с глобальным шагом по времени требуются значительные вычислительные ресурсы, необходимо проверить их на применимость к ним постановки с локальным шагом по времени, а также выяснить границы, в которых ее можно использовать.

Данная задача была решена при следующих граничных условиях:

Расчетное число Маха, М	4
Температура, К	223
Давление, МПа	0,265
Угол атаки, град	0

Для того чтобы обеспечить устойчивость вычислительного процесса, а также устранить возможность запаривания сливного канала и образования в сливной области вихревой зоны, область слива была

модифицирована — удалена перегородка сверху от сечения 4–6 (см. рис. 1). Это изменение не повлияло на сверхзвуковой поток в основном канале ВЗУ, однако улучшило сходимость задачи и облегчило перестройку потока в сливном отсеке.

Постановка задачи с локальным шагом по времени. Для имитации процесса дросселирования использован подход, изложенный в работе [10], при котором выполняется следующее:

1) определяется максимально возможный уровень давления, создаваемого системой косых скачков в горловом сечении ВЗУ;

2) устанавливается контрольное сечение в конце КС (см. рис. 2, сечение 4), в котором итерационно, с определенным шагом, задается противодействие, имитирующее процесс сгорания топлива (данное сечение выбрано потому, что в этой области полнота сгорания максимальна);

3) повышается уровень давления, при котором достигается сходимость задачи, в контрольном сечении на каждом временном интервале до тех пор, пока не произойдет срыв течения в ВЗУ.

В результате использования приведенного подхода было установлено, что значение максимального давления, при котором сохраняется стабильное течение без пульсаций по горловому каналу и не образуется сорванное течение, составляет 0,754 МПа. Картина течения, предшествующая срыву потока в ВЗУ, приведена на рис. 7.

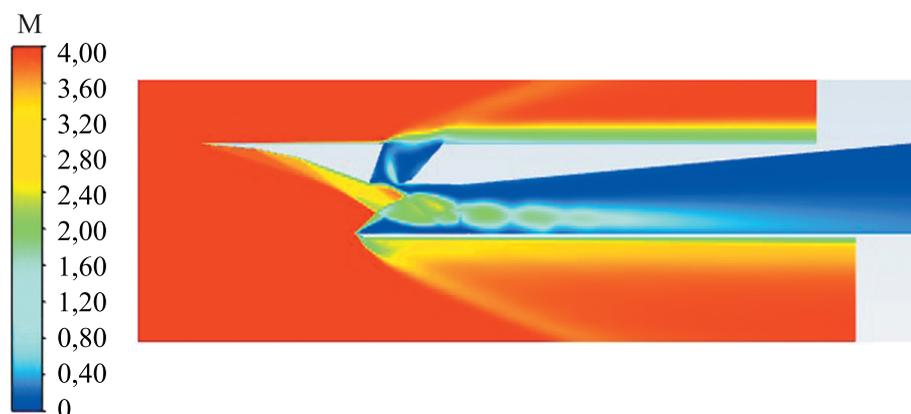


Рис. 7. Картина течения, предшествующая срыву потока в ВЗУ, при давлении 0,754 МПа в камере сгорания

При дальнейшем повышении давления в КС происходит срыв течения с его последующим понижением, что вызывает периодические пульсации (рис. 8). Однако в случае применения постановки с локальным шагом по времени не удастся корректно описать неустановившееся течение, что означает возможность описать поведение двигателя лишь до момента срыва потока.

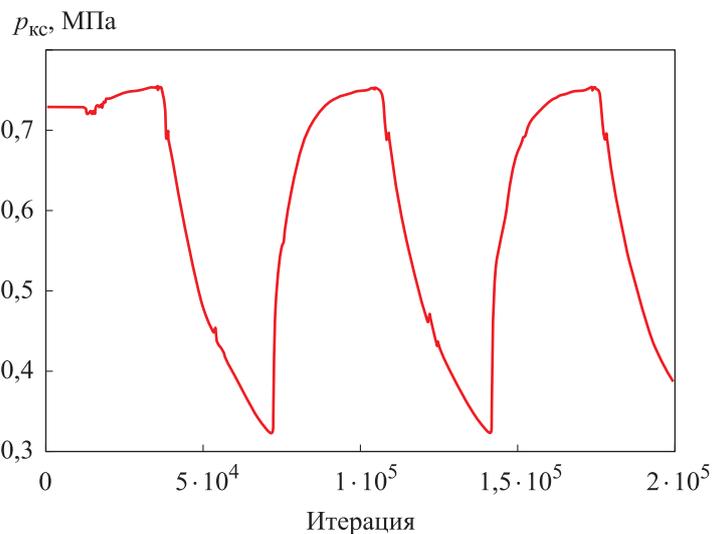


Рис. 8. Зависимость изменения давления в камере сгорания от итерации

Постановка с глобальным шагом по времени. Для описания течения при нестационарной постановке задачи необходимо задать такой шаг по времени, который, с одной стороны, является минимальным для описания перестраиваемых структур, с другой — достаточным для того, чтобы провести вычисления, так как чем меньше временной шаг, тем больше вычислительных ресурсов затрачивается для расчета максимального давления, предшествующего срывному течению. Картина такого течения в КС при давлении $P_{КС} = 0,759$ МПа приведена на рис. 9.

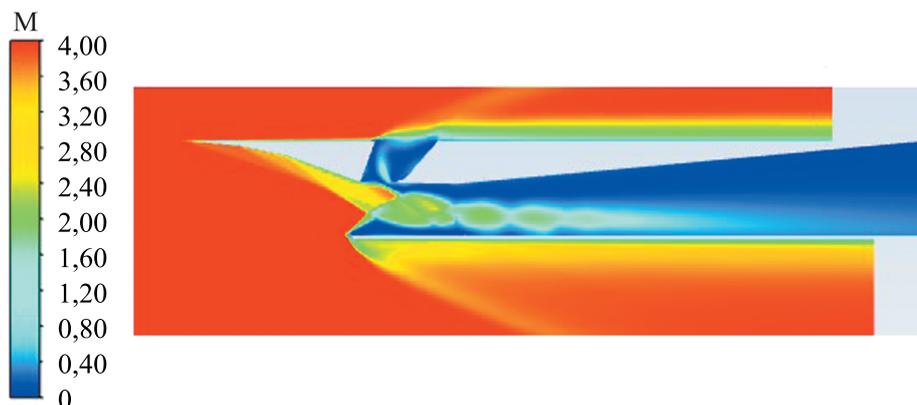


Рис. 9. Картина течения в камере сгорания при давлении 0,759 МПа

В отличие от модели при стационарной постановке задачи, данная математическая модель позволяет четко отследить временной период колебаний. Этот параметр необходимо использовать при проектировании образца, для того чтобы учитывать возможность возникновения резонансных явлений в ВЗУ при стендовых испытаниях.

Исходя из заданного временного шага и количества итераций, можно оценить период пульсаций, происходящих при превышении максимально допустимого давления в КС. При частоте пульсаций 26,77 Гц его значение составляет 0,03735 с. График пульсаций давления в КС приведен на рис. 10. Контрольные точки и соответствующие им временные отрезки приведены в табл. 2. За нулевой момент времени принята точка 1 на рис. 10.

Таблица 2

Набор временных контрольных точек

Номер точки	Итерация	Время, с
1	40 000	0
2	192 000	0,0152
3	244 000	0,0204
4	306 000	0,0266
5	479 000	0,0439
6	565 500	0,0516

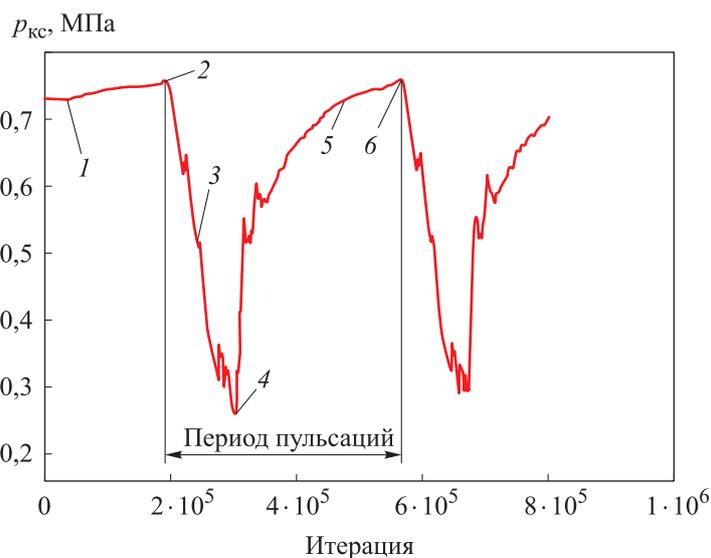


Рис. 10. График пульсаций давления в камере сгорания

Картины течения, представленные на рис. 11, соответствуют временным шагам, приведенным в табл. 2. Рисунок, соответствующий временной точке 1, отображает установившееся течение, предшествующее срывному потоку до достижения в КС максимального давления. Следующие две картины течения отображают возникновение прямого скачка уплотнения и его переход в выбитую головную волну. При возникновении такого явления нарушается система косых скачков и происходит распространение головной волны до носика ВЗУ.

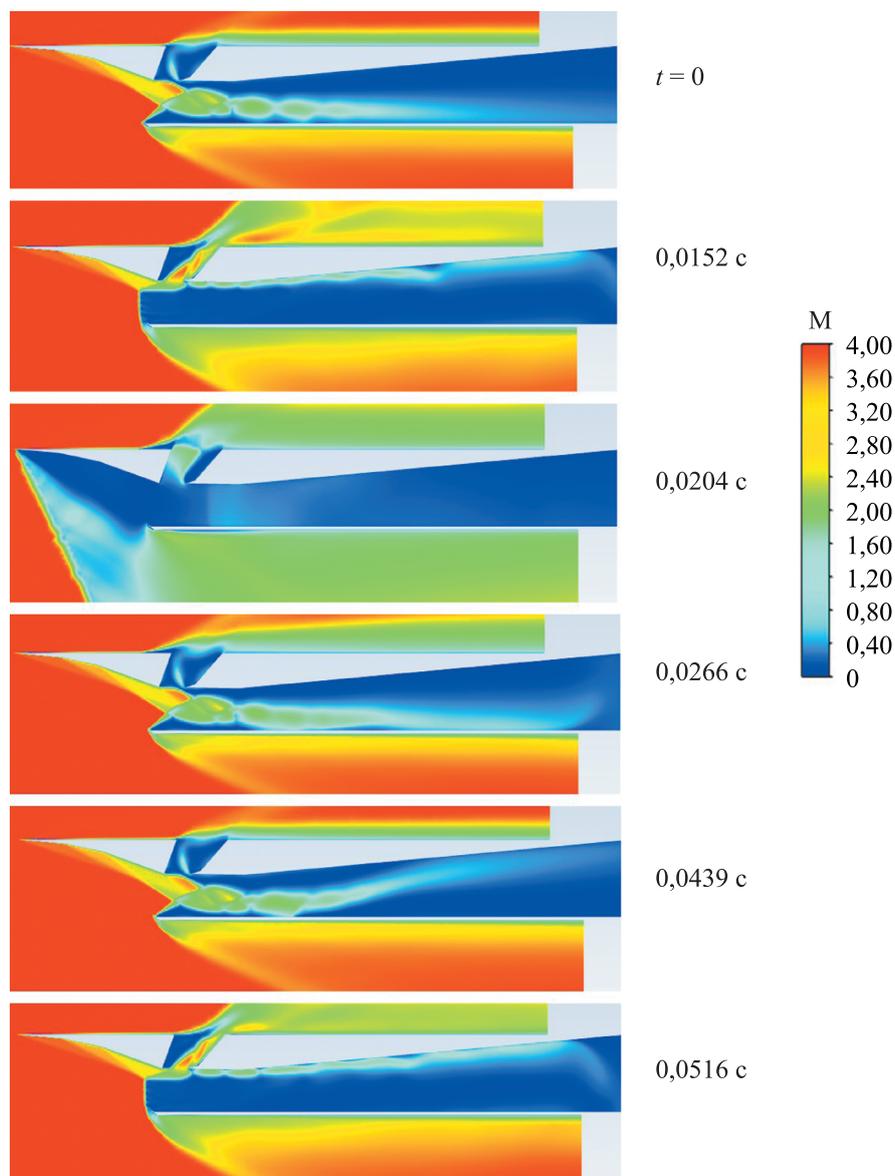


Рис. 11. Оценка периодичности картин течения

Картины течений с контрольными точками 4 и 5 соответствуют процессу запуска ВЗУ, в ходе которого происходит возобновление расчетного течения с изначальной системой косых скачков. В дальнейшем (временная точка б), после полного восстановления картины течения, давление в КС продолжает возрастать вплоть до предельного значения в 0,759 МПа. Затем происходят срыв потока и повторение цикла помпажа.

Сравнение результатов. Проведем оценку параметров давления внутри КС. В результате расчета при стационарной постановке зада-

чи моделирования давление срыва составило 0,754 МПа, при нестационарной — 0,759 МПа. При этом погрешность измерения получилась 0,63 %.

Точки 2 и 6 соответствуют максимальному давлению, достигаемому в результате дросселирования устройства. Разница между полученными результатами составляет менее 1 %, что свидетельствует о возможности корректно использовать двумерную постановку с локальным шагом по времени для определения давления срыва потока в ВЗУ на начальных этапах проектирования. Однако использование такой модели не позволяет учитывать такие трехмерные эффекты, как образование сложных вихревых структур и растекание, из-за чего может возникать значительное расхождение данных на более поздних стадиях анализа течения.

Заключение. В ходе выполнения данного исследования была успешно верифицирована модель и доказана корректность использования двумерной постановки задачи моделирования течения в тракте плоского ВЗУ. Кроме того, был выполнен расчет дросселирования двигателя в двух постановках задачи: с использованием как локального, так и глобального шага по времени. Определены также давление срыва, при котором наблюдается явление помпажа, — 0,759 МПа, и частота пульсаций — 26,77 Гц. Сравнение постановок задачи с локальным и с глобальным шагом по времени для определения давления срыва потока ВЗУ показало, что моделирование при подходе с локальным шагом по времени можно применять на начальных этапах проектирования для оценки давления срыва потока в ВЗУ.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Гунько Ю.П., Мажуль И.И., Нурутдинов В.И. Численное исследование разрушения сверхзвукового потока при дросселировании канала воздухозаборника. *Теплофизика и аэромеханика*, 2014, т. 21, № 2, с. 163–178.
- [2] Любимов Д.А., Честных А.О. Анализ RANS/ILES методом влияния дросселирования на течение в воздухозаборнике смешанного сжатия при больших сверхзвуковых скоростях. *Шестой Междунар. школа-семинар. Российская Академия наук, Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского. Евпатория 5–12 июня 2016 г.* Москва, Изд-во Центрального аэрогидродинамического института имени профессора Н.Е. Жуковского, 2016, с. 103–104.
- [3] Любимов Д.А., Честных А.О. Анализ RANS/ILES методом влияния угла атаки и дросселирования на уровень и спектральные свойства пульсаций давления в высокоскоростном воздухозаборнике. *Тезисы докладов Шестой Открытой всерос. (восемнадцатой науч.-техн.) конф. по аэродинамике. Москва 22–27 сентября 2019 г., Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского.* Москва, Изд-во Центрального аэрогидродинамического института имени профессора Н.Е. Жуковского, 2019, с. 282–283.
- [4] Карасев В.Н., Картовицкий Л.Л., Левин В.М. Вопросы организации рабочего процесса в камере сгорания ПВРД. *Вестник Московского авиационного института*, 2009, т. 16, № 5, 10 с.

- [5] Любимов Д.А., Честных А.О. Исследование RANS/ILES методом течения в высокоскоростном воздухозаборнике смешанного сжатия на различных режимах работы. *Теплофизика высоких температур*, 2018, т. 56, № 5, с. 764–776.
- [6] Любимов Д.А., Потехин И.В. Исследование пространственного воздухозаборника на дроссельных и близких к помпажным характеристиках с помощью RANS/ILES-метода. *Двадцать шестая Научно-техническая конференция по аэродинамике. Жуковский, 26–27 февраля 2015 г.* Москва, Изд-во Центрального аэрогидродинамического института имени профессора Н.Е. Жуковского, 2015, с. 157–158.
- [7] Баскаков А.А., Кузьмичев Д.Н., Гольцев А.В., Гуськов О.В. Исследование свойств процесса с горением топлива в пульсирующих детонационных волнах на модельной установке детонационного горения. *Российская Академия наук, Национальная Академия наук Украины, Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского, Институт гидромеханики НАН Украины. Евпатория 4–13 июня 2012 г.* Москва, Изд-во Московского центра непрерывного математического образования, 2012, с. 20–22.
- [8] Митрохов Н.В. *Стабилизация горения на струях нагретого газообразного горючего в камерах ПВРД.* Москва, МАИ, 2012.
- [9] Сорокин В.А., Норенко А.Ю., Логинов А.Н., Федоров Д.Ю., Молодцев А.Н., Сомов О.В. Расчет и проектирование двухканального ВЗУ для современных двигателей на твердом топливе. *Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук*, 2019, № 2 (107), с. 84–93.
- [10] Виноградов В.А. Мельников Я.А. Степанов В.А. Выбор и проектирование пространственного нерегулируемого воздухозаборника для сверхзвукового делового самолета. *Ученые записки ЦАГИ*, 2017, т. 48, № 1, с. 24–38.

Статья поступила в редакцию 28.03.2022

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Нечипорук С.Ю., Зарипов Д.Х. Численное моделирование процессов дросселирования прямооточного воздушно-реактивного двигателя. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2022, вып. 9. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-9-2212>

Нечипорук Сергей Юрьевич — студент кафедры «Ракетные и импульсные системы» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Область научных интересов: численные методы газовой динамики, аэродинамика высокоскоростного полета.
e-mail: sergey.nechiporuchok@gmail.com

Зарипов Дамир Хайдарович — старший преподаватель кафедры «Ракетные и импульсные системы» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Область научных интересов: метод конечных элементов, прочность тонкостенных конструкций.
e-mail: damirzaripo@yandex.ru

Numerical simulation of throttling processes in the ramjet engine

© S.Yu. Nechiporuk, D.Kh. Zaripov

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

Aimed at determining the maximum allowable pressure in the combustion chamber causing no flow separation in the air intake device, numerical simulation of the throttling process in a ramjet engine was carried out. Calculations were made in two formulations: with local and global time steps. When comparing results obtained using these approaches, the possibility was found to determine the air intake device throttling characteristics without losing the accuracy at the initial stages of designing the ramjet engines with introduction of the local time step. The non-stationary model created the basis for selecting the optimal integration step to minimize computational resources. The flow pulsations period was evaluated for the event of a surge. These pulsations frequencies were registered in the extremely low frequency range.

Keywords: throttling, air intake device, ramjet, numerical simulation, ANSYS Fluent

REFERENCES

- [1] Gunko Yu.P., Mazhul I.I., Nurutdinov V.I. Chislennoye issledovanie razrusheniya sverkhzvukovogo potoka pri drosselirovaniy kanala vozdukhozabornika [Numerical study of the supersonic flow breakup during the intake channel throttling]. *Teplofizika i aeromekhanika — Thermal Physics and Aeromechanics*, 2014, vol. 21, no. 2, pp. 163–178.
- [2] Lyubimov D.A., Chestnykh A.O. Analiz RANS/ILES metodom vliyaniya drosselirovaniya na techenie v vozdukhozabornike smeshannogo szhatiya pri bolshikh sverkhzvukovykh skorostyakh [RANS/ILES analysis by the throttling effect method on the flow in a mixed-compression air intake at the high supersonic speeds]. *Sixth International school-seminar. Evpatoria, June 5–12, 2016, Russian Academy of Sciences, Zhukovsky Central Aerohydrodynamic Institute*. Moscow, Zhukovsky Central Aerohydrodynamic Institute Publ., 2016, pp. 103–104.
- [3] Lyubimov D.A., Chestnykh A.O. Analiz RANS/ILES metodom vliyaniya ugla ataki i drosselirovaniya na uroven i spektralnye svoystva pulsatsiy davleniya v vysokoskorostnom vozdukhozabornike [RANS/ILES analysis by the method of the angle of attack and throttling effect on the pressure pulsations level and spectral properties in the high-speed air intake device]. *Tezisy dokladov Shestoy Otkrytoy vserossiyskoy (vosemnadtsatoy nauchno-tekhniceskoy) konferentsii po aerodinamike* [Abstracts, The Sixth All-Russian (The eighteenth scientific and technical) Conference on Aerodynamics]. Moscow, September 22–27, 2019, Zhukovsky Central Aerohydrodynamic Institute. Moscow, Zhukovsky Central Aerohydrodynamic Institute Publ., 2019, pp. 282–283.
- [4] Karasev V.N., Kartovitsky L.L., Levin V.M. Voprosy organizatsii rabocheho protsessa v kamere sgoraniya PVRD [Issues of the operation process organization in the ramjet combustion chamber]. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta — Aerospace MAI Journal*, 2009, vol. 16, no. 5, 10 p.
- [5] Lyubimov D.A., Chestnykh A.O. Issledovanie RANS/ILES metodom techeniya v vysokoskorostnom vozdukhozabornike smeshannogo szhatiya na razlichnykh rezhimakh raboty [RANS/ILES study by the flow method in a high-velocity

- mixed-compression air intake device at various operating modes]. *Teplofizika vysokikh temperatur — High Temperature*, 2018, vol. 56, no. 5, pp. 764–776.
- [6] Lyubimov D.A., Potekhin I.V. Issledovanie prostranstvennogo vozdukhobornika na drosselnykh i blizkikh k pompazhnym kharakteristikakh s pomoshchyu RANS/ILES-metoda [Study of spatial air intake device with throttling and close-to-surge characteristics using the RANS/ILES method]. *Dvadsat shestaya konferentsiya po aerodinamike* [The Twenty-sixth Scientific and Technical Conference on Aerodynamics]. *Zhukovsky, February 26–27, 2015*. Moscow, Zhukovsky Central Aerohydrodynamic Institute Publ., 2015, pp. 157–158.
- [7] Baskakov A.A., Kuzmichev D.N., Goltsev A.V., Guskov O.V. *Issledovanie svoystva protsessa s goreniem topliva v pulsiruyshchikh detonatsionnykh volnakh na modelnoy ustanovke detonatsionnogo goreniya* [Study of the process properties with fuel combustion in the pulsating detonation waves on a detonation combustion model set], *Evpatoria, June 4–13, 2012, Russian Academy of Sciences, National Academy of Sciences of Ukraine, Zhukovsky Central Aerohydrodynamic Institute, Institute of Hydromechanics of the National Academy of Sciences of Ukraine*. Evpatoria, Publishing House of the Moscow Center for Continuous Mathematical Education, 2012, pp. 20–22.
- [8] Mitrokhov N.V. *Stabilizatsiya goreniya na struyakh nagretogo gazoobraznogo goryuchego v kamerakh PVRD* [Combustion stabilization on the heated gaseous fuel in the ramjet chambers]. Moscow, Moscow State Aviation Institute, 2012.
- [9] Sorokin V.A., Norenko A.Yu., Loginov A.N., Fedorov D.Yu., Molodtsev A.N., Somov O.V. Raschet i proektirovanie dvukhkanalnogo VZU dlya sovremennykh dvigateley na tverdom toplive [Calculation and design of the two-channel AID for modern solid fuel engines]. *Izvestiya Rossiyskoy akademii raketnykh i artilleriyskikh nauk — Proceedings of the Russian Academy of Rocket and Artillery Sciences*, 2019, no. 2 (107), pp. 84–93.
- [10] Vinogradov V.A., Melnikov Ya.A., Stepanov V.A. Vybor i proyektirovanie prostranstvennogo nereguliruемого vozdukhobornika dlya sverkhzvukovogo samoleta [Selection and design of spatial unregulated air intake device for a supersonic business aircraft]. *Uchyenyye zapiski TsAGI — TsAGI Science Journal*, 2017, vol. 48, no. 1, pp. 24–38.

Nechiporuk S.Yu., Student, Department of Rocket and Pulse Systems, Bauman Moscow State Technical University. Research interests: numerical methods in gas dynamics, aerodynamics of the high-speed flight. e-mail: sergey.nechiporuchok@gmail.com

Zaripov D.Kh., Senior Lecturer, Department of Rocket and Pulse Systems, Bauman Moscow State Technical University. Research interests: finite element method, thin-walled structures strength. e-mail: damirzaripo@yandex.ru