

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПУЛЬСАЦИЙ ПОЛНОГО ДАВЛЕНИЯ В ВОЗДУХОЗАБОРНИКЕ С ОСТРЫМИ КРОМКАМИ С ПРИМЕНЕНИЕМ ВИХРЕРАЗРЕШАЮЩЕГО SBES-МЕТОДА

Новгородцев Е.В.

*Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского,
ЦАГИ, ул. Жуковского, 1, Жуковский, Московская область, 140180, Россия
e-mail: novogorodtseve91@mail.ru*

Статья поступила в редакцию 02.07.2019

Проведено численное моделирование нестационарного обтекания изолированного воздухозаборника с острыми кромками. Для определения физических особенностей нестационарных турбулентных течений применен реализованный в солвере ANSYS CFX современный вихреразрешающий SBES (Stress Blended Eddy Simulation) метод. Моделирование трёхмерного течения вязкого сжимаемого газа вокруг и внутри объекта исследования проводилось с использованием пространственной регулярной многоблочной сетки. Процедура построения расчётной сетки выполнялась в ручном режиме с применением программного комплекса ICEM CFD.

Для оценки достоверности расчётного исследования, основанного на применении SBES-метода, проведено сравнение полученных значений среднеквадратичного параметра интенсивности пульсаций с экспериментальными данными. При этом процедура обработки расчётных материалов велась в соответствии со стандартной экспериментальной методикой, принятой в ЦАГИ. Установлено, что полученные в расчёте значения параметра среднеквадратичного параметра интенсивности пульсаций в сечении, соответствующем входу в двигатель, на всех исследуемых режимах с достаточно высокой степенью точности совпадают с экспериментальными данными.

Ключевые слова: численное моделирование, воздухозаборник (ВЗ) с острыми кромками, параметр суммарной неоднородности поля полного давления, среднеквадратичный параметр интенсивности пульсаций полного давления.

Введение

Одним из основных инструментов исследования физических особенностей обтекания и характеристик воздухозаборников современных ЛА являются экспериментальные исследования моделей воздухозаборников в аэродинамических трубах (АДТ). Основными характеристиками воздухозаборника, определяемыми в рамках экспериментальных исследований, являются коэффициент восстановления полного давления в сечении двигателя $v = p_{0\text{дв}} / p_{0\infty}$ и параметр суммарной неоднородности поля потока перед двигателем $W = \overline{\Delta\sigma_0} + \varepsilon$ (где $\overline{\Delta\sigma_0}$ – параметр окружной неравномерности поля полного давления, ε – среднеквадратичный параметр интенсивности пульсаций) [1]. Однако сложность и высокая стоимость изготовления моделей и испытаний в АДТ, особенно при сверхзвуковых числах Маха набегающего потока, существенно ограничивают возмож-

ности проведения широких параметрических исследований, необходимых для подробного изучения физических особенностей течения в воздухозаборниках ЛА.

В этой связи на этапе эскизного проектирования ВЗ ЛА для исследования физических особенностей течения в ВЗ широко используются современные численные методы. В работе [2] для расчёта течения в области входного участка ВЗ использован подход, основанный на численном интегрировании системы уравнений Эйлера, решения которой описывают пространственные течения невязкого сжимаемого газа. Из [3, 4] известно, что уравнения Эйлера описывают нелинейный рост энтропии в невязких течениях и нелинейный эффект больших возмущений. Также система уравнений Эйлера допускает существование решений в виде вихревых жгутов [5]. Данный подход позволяет по крайней мере на качественном уровне разрешить характерные особенности течения, возникающие в области входного участка возду-

хозаборника. Однако с практической точки зрения наибольший интерес представляют методы, позволяющие численно решать систему уравнений Навье—Стокса, решения которой описывают пространственные течения вязкого сжимаемого газа. Эти уравнения наиболее полно и достоверно описывают течения, в которых существенную роль играют эффекты вязкости и турбулентного переноса. На данном этапе развития вычислительной техники наиболее популярны методы, основанные на решении системы осреднённых по Рейнольдсу уравнений Навье—Стокса с замыканием в виде одной из полуэмпирических моделей турбулентности — так называемые RANS-подходы. В работе [6] описан опыт использования такого подхода для расчёта сверхзвуковых струй. В работе [7] выполнено численное моделирование обтекания тел вращения с использованием модели турбулентности Спаларта—Альмараса. В работе [8] приведены результаты расчёта коэффициента восстановления полного давления ВЗ с использованием k - ϵ -модели. В работах [9–13] описаны результаты цикла расчётных исследований, в рамках которых для моделирования турбулентности использована двухпараметрическая модель турбулентности k - ω SST, описанная в [14]. Использование данных подходов применительно к расчёту характеристик ВЗ позволяет с достаточно высокой степенью точности определить такие стационарные характеристики ВЗ, как коэффициент восстановления полного давления γ и параметр окружающей неравномерности поля потока $\overline{\Delta\sigma_0}$, на режимах, соответствующих диапазону устойчивой работы ВЗ при отсутствии в канале ВЗ зон отрыва потока. С практической точки зрения важное значение помимо определения стационарных характеристик ВЗ имеет возможность определения в рамках расчётного исследования пульсационных характеристик ВЗ, а именно среднеквадратичного параметра интенсивности пульсаций ϵ . Значение данного параметра количественно характеризует уровень турбулентности потока в ВЗ.

Опыт определения среднеквадратичного параметра интенсивности пульсаций в воздухозаборниках ТРД в рамках расчётных исследований в отечественной практике на настоящий момент времени отсутствует. Это связано в первую очередь с тем, что при численном исследовании нестационарных особенностей течений широко распространённый RANS-подход даёт неудовлетворительные с точки зрения достоверности результаты, так как в рамках RANS-подхода предполагается применение процедуры осреднения пара-

метров течения по достаточно большому промежутку времени. Также стоит отметить, что применение RANS-подходов для моделирования течений с развитыми отрывными зонами также приводит к неудовлетворительным результатам [15].

В этой связи для определения особенностей течения, дающих вклад в значение пульсационной составляющей параметра суммарной неоднородности W неравномерности поля полного давления на входе в двигатель, а также для более точного моделирования отрывных течений целесообразно использовать современные гибридные RANS/LES-подходы (или подходы типа DES — Detached Eddy Simulation) [16, 17]. Опыт использования подходов типа DES для расчёта течения в воздухозаборных устройствах имеется в работах как российских [18, 19], так и зарубежных [20–22] авторов. Однако обработка расчётных результатов в соответствии с экспериментальной методикой, принятой в ЦАГИ, в данных работах не проводилась.

В настоящей работе численное моделирование течения в воздухозаборнике с острыми кромками проводилось с использованием реализованного в рамках солвера CFX SBES (Stress Blended Eddy simulation) подхода [23], являющегося модификацией DES подхода. Для определения среднеквадратичного параметра интенсивности пульсаций результаты, полученные в ходе расчётного исследования, обрабатывались полностью в соответствии с экспериментальной методикой, принятой в ЦАГИ. Проводилось сравнение материалов, полученных расчётом, с экспериментальными данными, полученными при экспериментальных исследованиях модели воздухозаборника в аэродинамической трубе ЦАГИ СВС-2, в диапазоне чисел Маха $M=0 \div 1.8$. Экспериментальная модель воздухозаборника для исследований в аэродинамической трубе выполнена в полном соответствии с математической моделью, использованной в расчётных исследованиях.

Расчётная геометрия

На рис. 1 приведен образ математической модели поверхности входа и канала воздухозаборника с острыми кромками без системы управления пограничным слоем.

В данной работе проводилось сравнение полученных результатов численного исследования с экспериментальными данными. Для этого на основе математической модели, использованной в расчётном исследовании, была изготовлена экспериментальная модель изолированного воздухозаборника. Экспериментальная модель была выполне-



Рис. 1. Образ математической модели воздухозаборника без системы управления пограничным слоем

на в масштабе 1:10 по отношению к воздухозаборнику полноразмерного летательного аппарата.

Воздухозаборник имел криволинейный S-образный канал, изогнутый в двух плоскостях. Сечение входа в двигатель располагалось в плоскости, перпендикулярной строительной горизонтали фюзеляжа. Расчёт проводился как для варианта воздухозаборника без системы управления пограничным слоем, так и для варианта воздухозаборника с системой управления пограничным слоем. Конфигурация воздухозаборника с системой управления пограничным слоем приведена на рис. 2.

ти. Схема расположения модели внутри расчётной области приведена на рис. 3.

Спереди расчётная область ограничена поверхностью, имеющей форму полусферы, сзади — плоскостью. На всей сферической поверхности задавались параметры течения, соответствующие параметрам потока, истекающего из сопла аэродинамической трубы СВС-2 ЦАГИ для каждого конкретного исследуемого режима по числу Маха. На задней границе наружной части расчётной области ставилось граничное условие, соответствующее свободному протеканию потока. На грани-

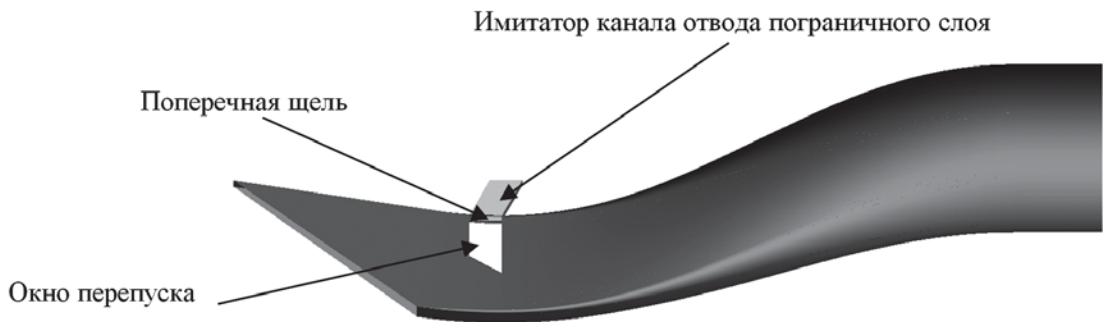


Рис. 2. Образ математической модели воздухозаборника с системой управления пограничным слоем

В данном случае отвод пограничного слоя осуществлялся через поперечную щель, выполненную на поверхностях горизонтального клина сжатия и боковых стенках воздухозаборника в области горла [5—7].

Расчётная методика

Расчётная сетка и граничные условия

Для моделирования пространственного обтекания объекта была построена пространственная многоблочная структурированная гексагональная расчетная сетка. Процедура построения сетки выполнялась в ручном режиме с применением программного комплекса ANSYS ICEM CFD.

Расчётная область включает наружную и внутреннюю по отношению к воздухозаборнику час-

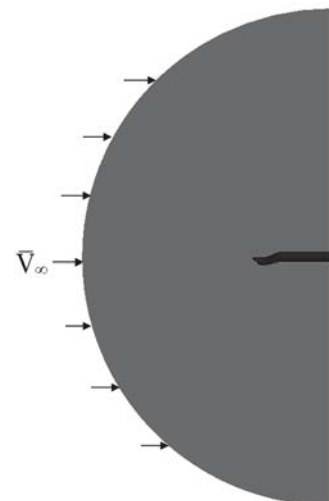


Рис. 3. Расположение модели воздухозаборника внутри расчётной области

цах, соответствующих твёрдым поверхностям объекта исследования, ставились граничные условия непротекания и прилипания потока.

Расчётная сетка содержала порядка 23 миллионов ячеек, имела сгущение в канале воздухозаборника и была адаптирована для лучшего разрешения структуры пограничного слоя, нарастающего на стенках объекта исследования, таким образом, чтобы размер первой пристеночной ячейки по нормали к поверхности соответствовал значению y^+ порядка 0,7, что обеспечивало корректную постановку условия прилипания. Для этого была использована блочная O-топология структурированной расчётной сетки, обеспечивающая возможность сгущения сетки вблизи твёрдых поверхностей стенок объекта исследования. Вся расчётная сетка включала 97 блоков. Схема блочной топологии сетки приведена на рис. 4. В данной топологии также была обеспечена равномерность расчётной сетки, т.е. соответствующие размеры любых двух соседних ячеек по трем измерениям различались не более чем в 1,2 раза.

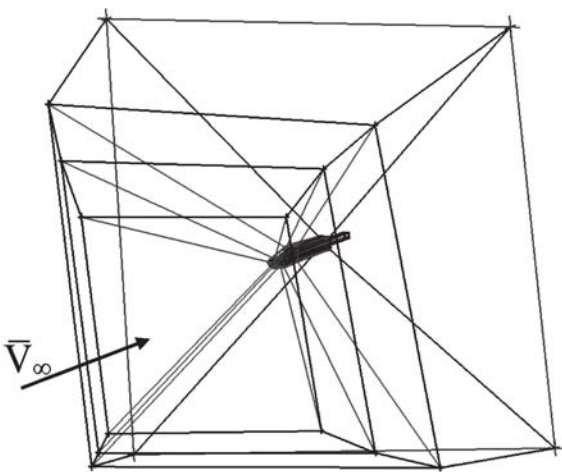


Рис. 4. Блочная топология расчётной сетки внутри расчётной области

Методика обработки данных численного расчёта

По результатам проведенных расчётов параметров течения в канале воздухозаборника в сечении двигателя вычислялось значение среднеквадратичного параметра интенсивности пульсаций полного давления ϵ в контрольном сечении канала воздухозаборника. Для этого в процессе нестационарного численного расчёта на каждом шаге по времени в точках, соответствующих расположению приемников полного давления датчиков, регистрирующих пульсации, в контрольном сечении экспериментальной модели (рис. 5) вычислялись значения полного давления. Для окончательного вычисления параметра ϵ полученные

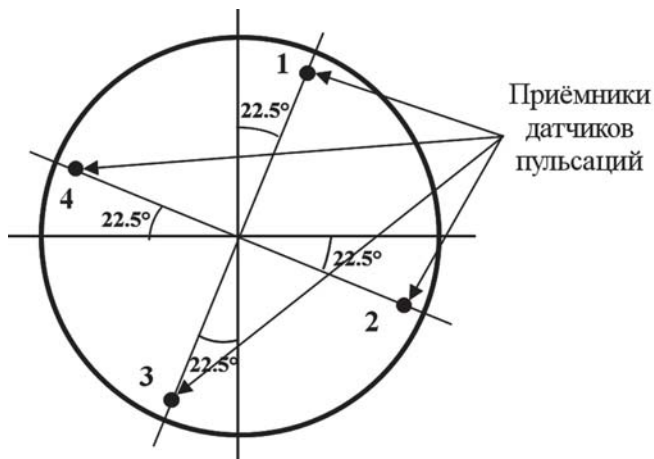


Рис. 5. Схема расположения приёмников датчиков пульсаций полного давления в контрольном сечении канала воздухозаборника

зависимости полных давлений от времени в указанных четырёх точках обрабатывались в соответствии со стандартной экспериментальной методикой, принятой в ЦАГИ. Стоит отметить, что выбранная величина шага по времени для численного расчёта составляла $\tau_p = 10^{-5}$ с, что позволяло обеспечить устойчивость численного решения, а также приемлемые временные затраты, необходимые для получения массива данных, необходимых для оценки значений среднеквадратичного параметра интенсивности пульсаций ϵ . Данная величина расчётного шага по времени на порядок ниже, чем время опроса датчиков пульсаций в экспериментальном исследовании (частота опроса датчиков пульсаций в экспериментальном исследовании составляет 6750 Гц, что соответствует времени опроса $t_{\text{экс}} \sim 1,48 \cdot 10^{-4}$ с).

Дросселирование воздухозаборника моделировалось пережатием канала за плоскостью контрольного сечения канала воздухозаборника (сечения двигателя) с площадью $F_{\text{дв}}$. Пережатие осуществлялось следующим образом. За контрольным сечением канала воздухозаборника в расчётной геометрии был сформирован канал типа сопла Лавала. Непосредственно за сечением двигателя этот канал имел цилиндрический участок с площадью сечения $F_{\text{дв}}$. За ним следовало сужение канала с выходом на цилиндрический участок (шайбу) площадью $F_{\text{ш}}$ ($F_{\text{ш}} < F_{\text{дв}}$). Профиль стенки сужающегося участка в продольном сечении строился по формуле Витошинского (рис. 6).

За шайбой следовало расширение канала с последующим выходом на цилиндрический участок буферной области с площадью сечения $F_{\text{дв}}$. Расширяющийся участок являлся зеркальным отражением сужающегося участка. Площадь сече-



Рис. 6. Схема моделирования дросселирования канала воздухозаборника

ния шайбы $F_{ш}$ варьировалась при расчёте каждой точки дроссельной характеристики. Степень пережатия канала характеризовалась параметром пережатия $\bar{F}_{ш}$, который равен отношению площади канала в сечении шайбы к площади канала в сечении двигателя. Значение $\bar{F}_{ш}$ варьировалось для получения зависимости параметра ϵ от удельного приведенного расхода воздуха $q(\lambda_{дв})$ в сечении двигателя. Значение удельного приведенного расхода в сечении двигателя $q(\lambda_{дв})$ вычислялось по следующей формуле:

$$q(\lambda_{дв}) = \frac{G_{дв} \sqrt{T_{0дв}}}{0,0404 F_{дв} p_{0дв}} \quad (1)$$

Здесь $G_{дв}$ — суммарный расход воздуха в сечении двигателя; $T_{0дв}$ — осреднённое по площади значение полной температуры в сечении двигателя; $F_{дв}$ — площадь сечения двигателя; $p_{0дв}$ — осреднённое по площади значение полного давления в сечении двигателя.

Расчётные режимы обтекания

Моделировалось обтекание модели изолированного воздухозаборника с острыми входными кромками в аэродинамической трубе ЦАГИ СВС-2 при числах Маха набегающего потока $M_{\infty} = 0; 0,7; 0,9; 1,8$ при нулевых углах атаки и скольжения. Расчётные режимы по числам M и вариантам конфигураций воздухозаборника приведены в таблице.

№ режима	Число M	Конфигурация воздухозаборника
1	0	Без системы управления пограничным слоем
2	0,7	— ” —
3	0,9	— ” —
4	1,8	— ” —
5	1,8	С системой управления пограничным слоем

Результаты численных расчётов

На рис. 7–11, обозначенных буквой *a*, представлены зависимости пульсационной составляющей параметра суммарной неоднородности поля полного давления $W = \overline{\Delta\sigma_0} + \epsilon$ на входе в двигатель от удельного приведенного расхода воздуха $q(\lambda_{дв})$ через двигатель для пяти исследованных режимов, полученные в расчёте и в эксперименте. Вертикальные сплошные линии на этих графиках соответствуют условным режимам согласования работы воздухозаборника и ТРД. На рис. 7–11, обозначенных буквами *b* и *в*, представлены мгновенные поля местных значений чисел M в продольном сечении канала воздухозаборника и мгновенные поля значений коэффициента ν в поперечном сечении канала на входе в двигатель.

Мгновенные поля, полученные в расчёте, наглядно демонстрируют основные особенности течения в воздухозаборнике, характерные для рассмотренных режимов работы воздухозаборника по числу M и величине $q(\lambda_{дв})$. На рис. 12,б приведено сравнение осциллограмм пульсаций полного давления, полученных в расчёте в контрольных точках 1, 2, 3, 4 измерительного сечения (см. схему на рис. 5 и поле коэффициента ν справа на рис. 12,а), с осциллограммами, полученными в экспериментальном исследовании по показаниям датчиков пульсаций полного давления, установленных на модели в тех же точках контрольного сечения. Данные осциллограммы представляют собой зависимости параметра $\Delta\bar{p}_0$ от времени t .

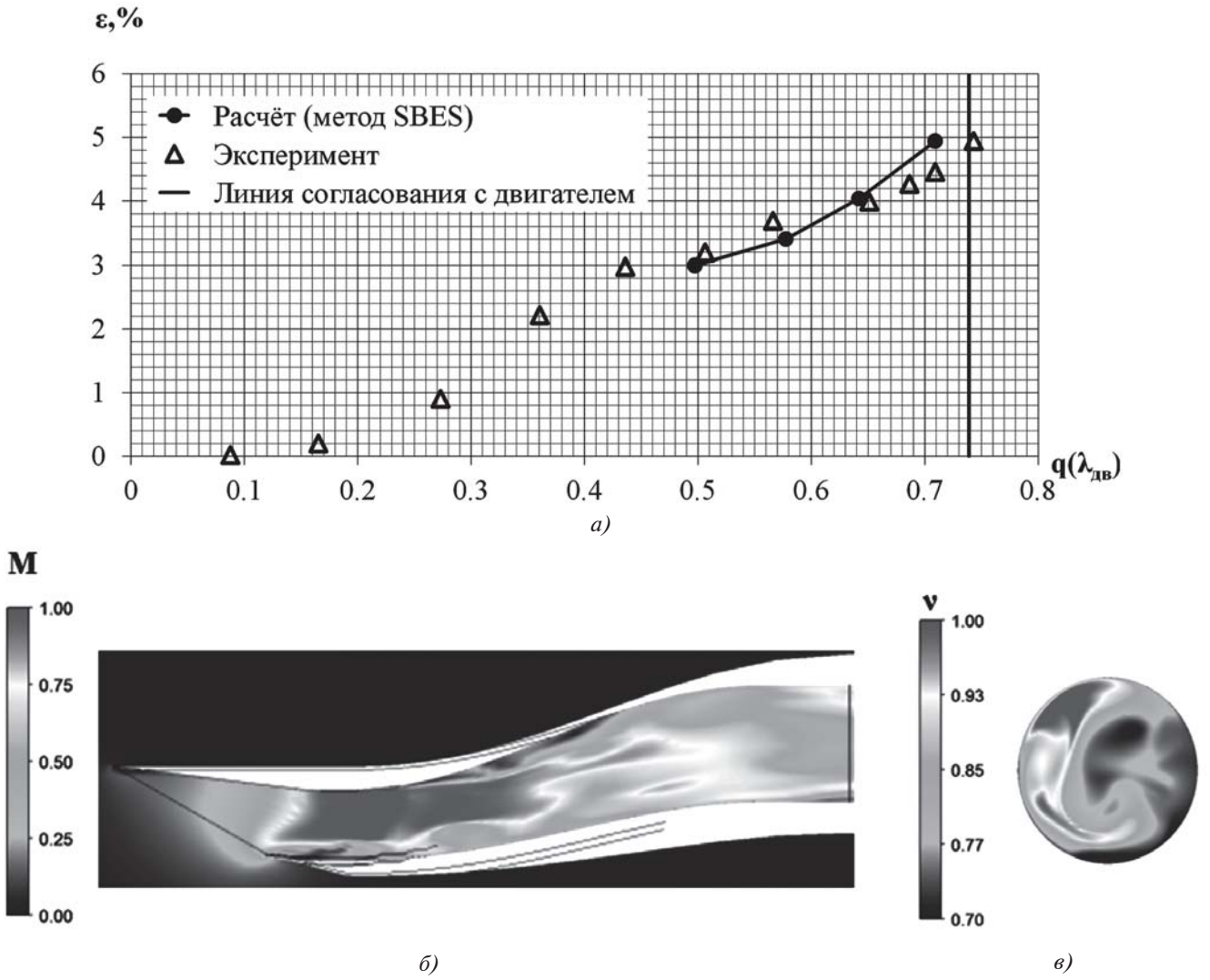


Рис. 7. Режим $M_\infty = 0$. Вариант воздухозаборника без системы управления пограничным слоем: *а* — зависимости параметра ε от $q(\lambda_{дв})$; *б* — расчётное мгновенное поле чисел M в продольном сечении воздухозаборника при $q(\lambda_{дв}) = 0,705$; *в* — расчётное мгновенное поле коэффициента восстановления полного давления v на входе в двигатель при $q(\lambda_{дв}) = 0,705$

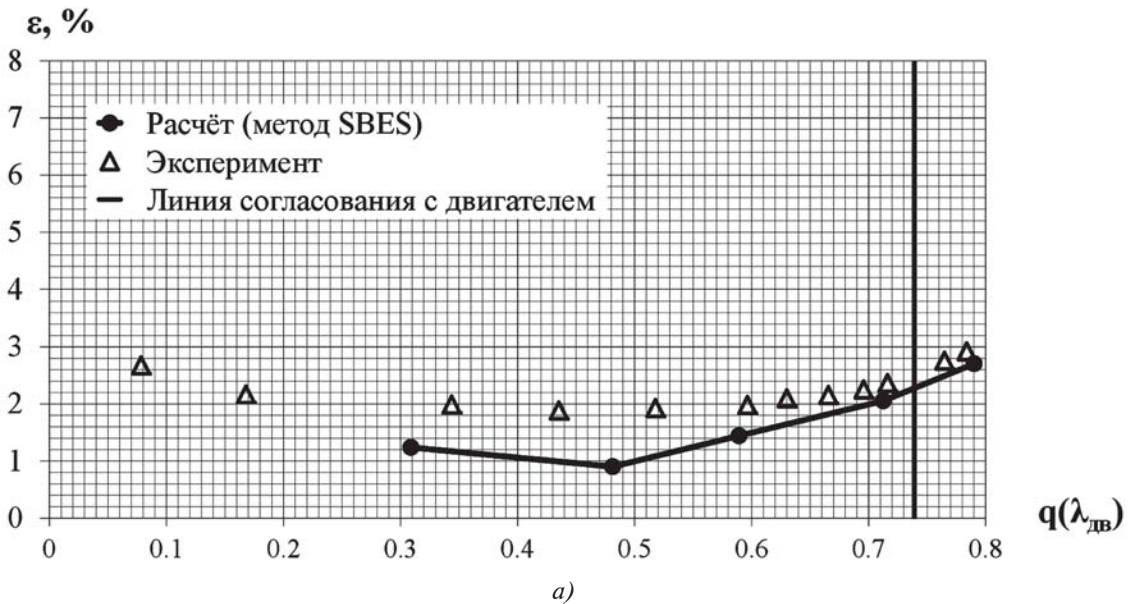


Рис. 8 (начало)

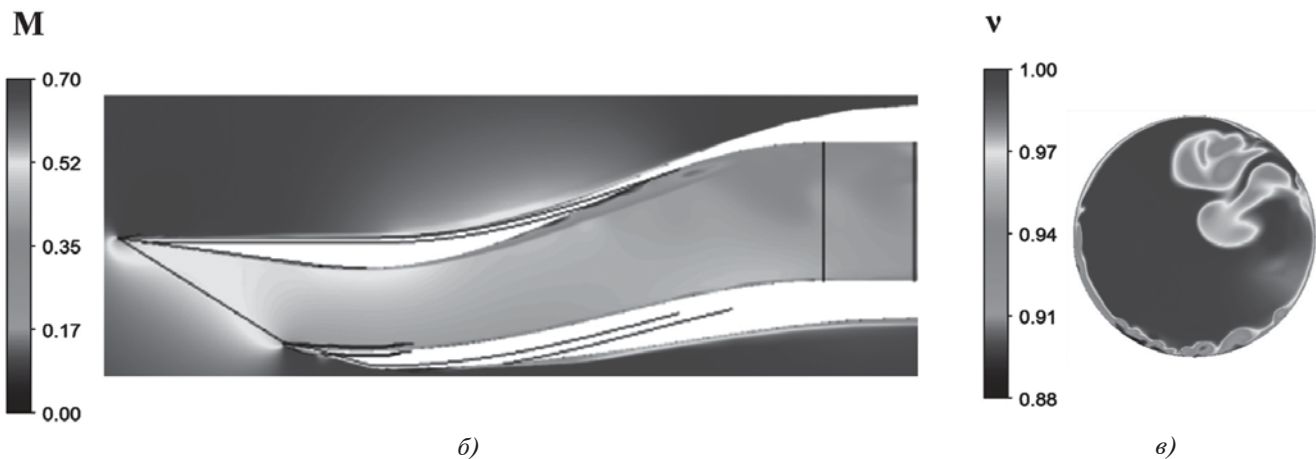


Рис. 8. Режим $M_\infty = 0,7$, $\alpha = 0$. Вариант воздухозаборника без системы управления пограничным слоем: a — зависимости параметра ε от $q(\lambda_{дв})$; b — расчётное мгновенное поле чисел M в продольном сечении воздухозаборника при $q(\lambda_{дв}) \approx 0,707$; c — расчётное мгновенное поле коэффициента восстановления полного давления v на входе в двигатель при $q(\lambda_{дв}) \approx 0,707$

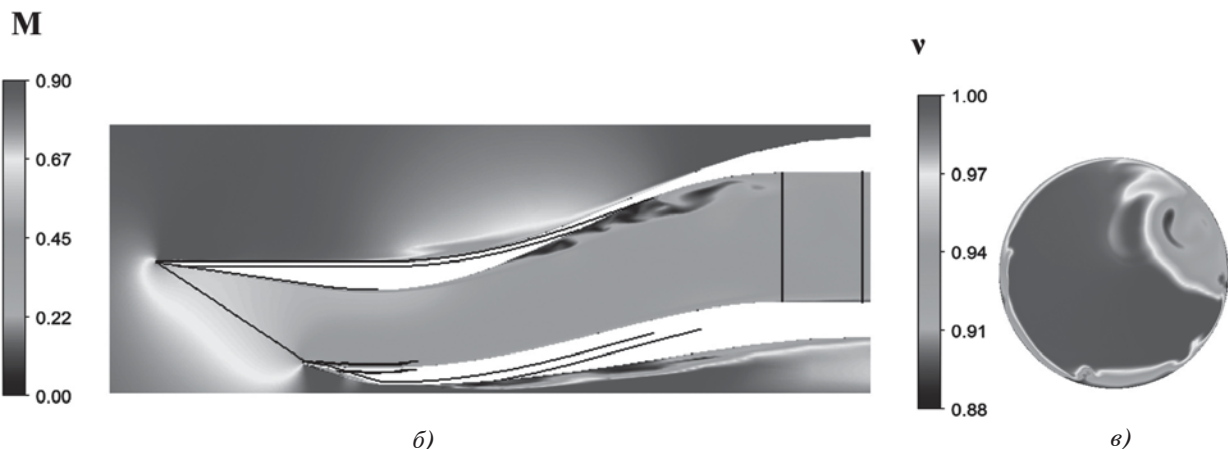
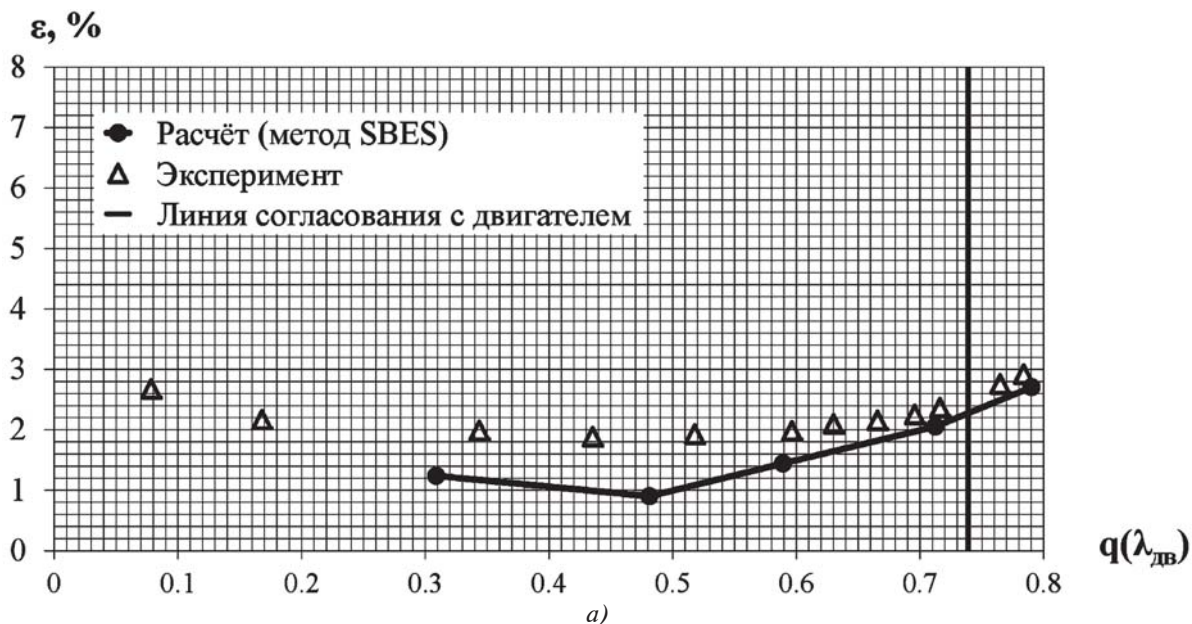
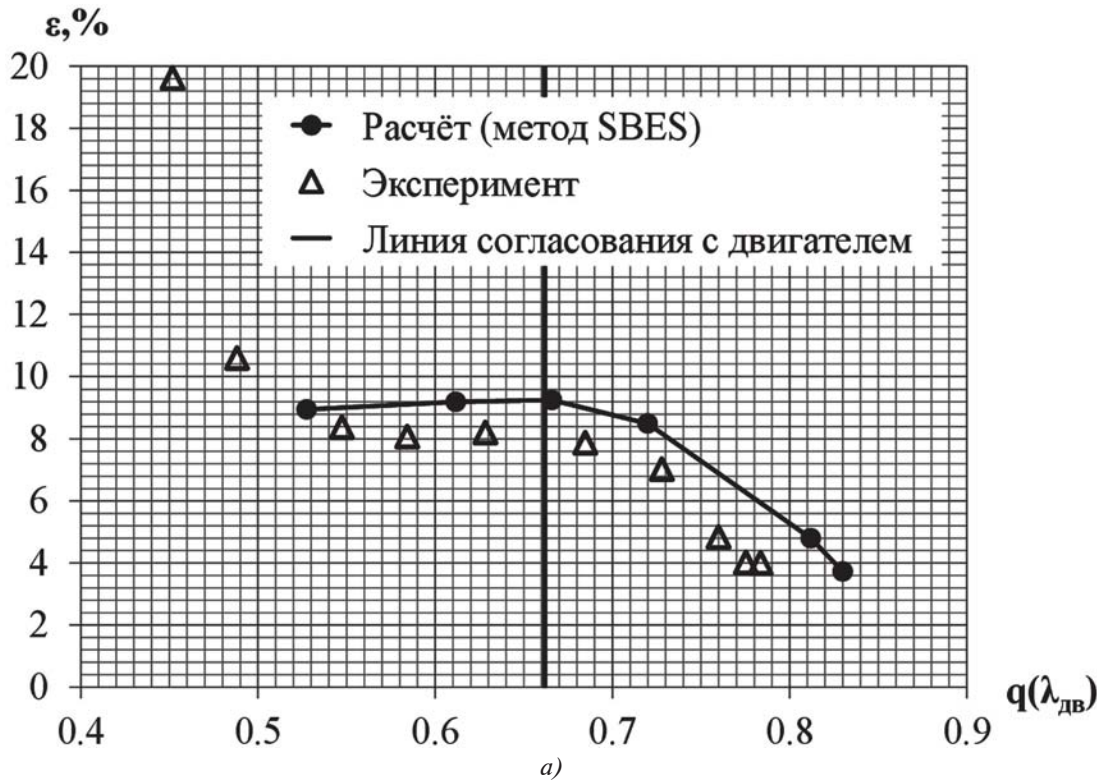


Рис. 9. Режим $M_\infty = 0,9$, $\alpha = 0$. Вариант воздухозаборника без системы управления пограничным слоем: a — зависимости параметра ε от $q(\lambda_{дв})$; b — расчётное мгновенное поля чисел M в продольном сечении воздухозаборника при $q(\lambda_{дв}) \approx 0,712$; c — расчётное мгновенное поле коэффициента восстановления полного давления v на входе в двигатель при $q(\lambda_{дв}) \approx 0,712$

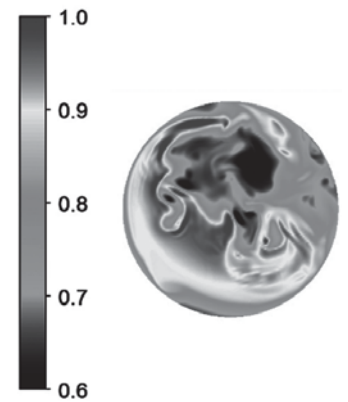


М



б)

v



в)

Рис. 10. Режим $M_\infty = 1,8$, $\alpha = 0$. Вариант воздухозаборника без системы управления пограничным слоем: *а* — зависимости параметра ϵ от $q(\lambda_{дв})$; *б* — расчётное мгновенное поле чисел M в продольном сечении воздухозаборника при $q(\lambda_{дв}) = 0,666$; *в* — расчётное мгновенное поле коэффициента восстановления полного давления v на входе в двигатель при $q(\lambda_{дв}) = 0,666$

Параметр $\Delta \bar{p}_0$ вычисляется по формуле

$$\Delta \bar{p}_0 = \frac{p_0(t) - p_{0cp}}{p_{0cp}} \quad (2)$$

Здесь $p_0(t)$ — полное давление, вычисленное в контрольной точке в момент времени t ; p_{0cp} — осреднённое по времени τ значение полного давления в контрольной точке:

$$p_{0cp} = \frac{1}{\tau} \int_0^\tau p_0(t) dt \quad (3)$$

Данные зависимости позволяют сравнить между собой характеры пульсаций, полученные в расчётном и экспериментальном исследованиях по амплитудам и частотам. Сравнение проводилось на режимах работы воздухозаборника, соответствующих выделенным на рис. 12, *а* точкам *С* (в расчёте) и *Д* (в эксперименте) зависимостей параметра ϵ от $q(\lambda_{дв})$, в которых значения $q(\lambda_{дв})$ близки между собой. Данные точки соответствуют работе воздухозаборника на докритических ре-

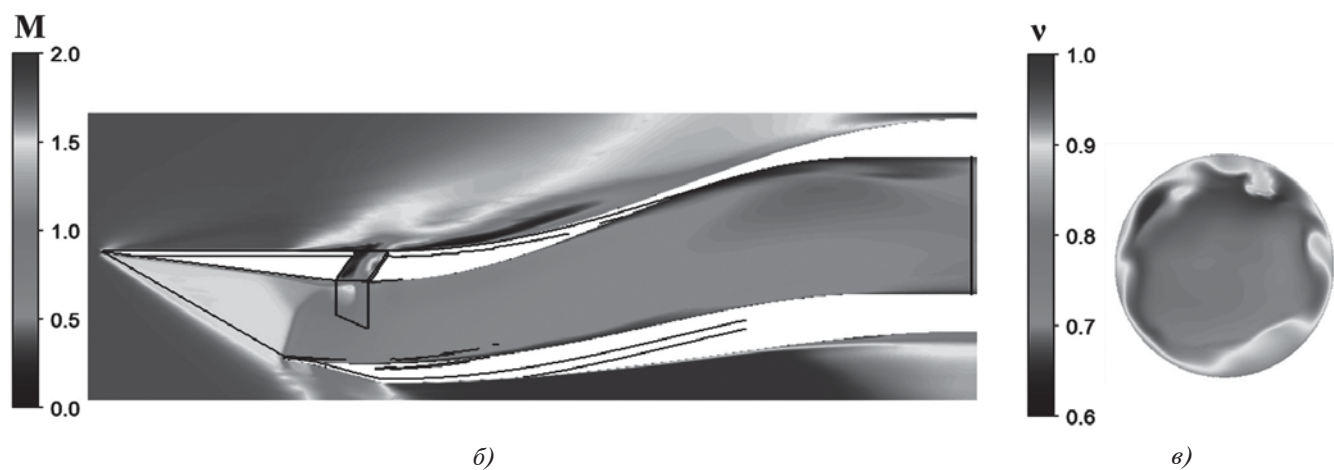
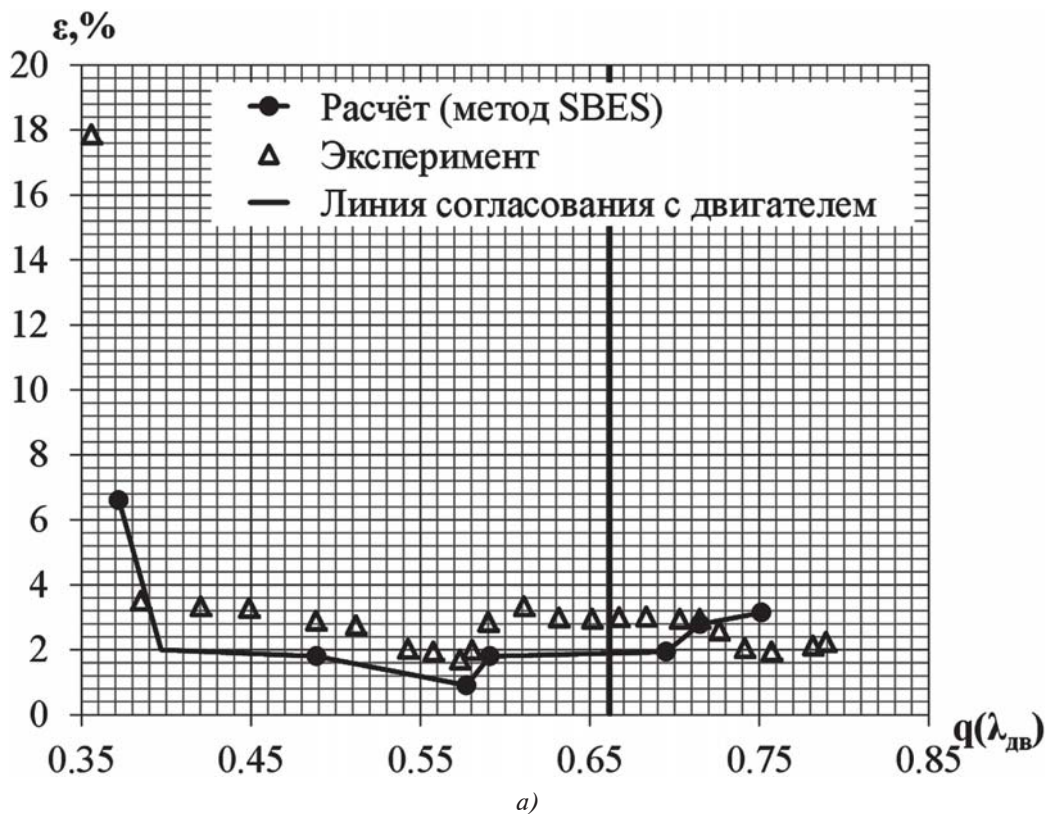


Рис. 11. Режим $M_\infty = 1,8$, $\alpha = 0$. Вариант воздухозаборника с системой управления пограничным слоем: *a* — зависимости параметра ϵ от $q(\lambda_{дв})$; *б* — расчётное мгновенное поле чисел M в продольном сечении воздухозаборника при $q(\lambda_{дв}) = 0,59$; *в* — расчётное мгновенное поле коэффициента восстановления полного давления v на входе в двигатель при $q(\lambda_{дв}) = 0,59$

жимах и находятся на границе устойчивой работы воздухозаборника.

Анализ результатов численных расчётов

Рассмотрим зависимости среднеквадратичного параметра интенсивности пульсаций ϵ от удельного приведенного расхода на входе в двигатель $q(\lambda_{дв})$ (рис. 7, *a*–11, *a*). Для режимов, соответствующих числу $M_\infty = 0$, а также режима $M_\infty = 1,8$ для конфигурации воздухозаборника без системы уп-

равления пограничным слоем (ПС) характерно образование в криволинейном канале воздухозаборника обширных зон, занимающих в поперечнике более половины диаметра двигателя и характеризующихся пониженными значениями коэффициента восстановления полного давления v . Данные зоны пониженного полного давления имеют вихревую природу.

Причинами возникновения вихревого течения на режиме $M_\infty = 0$ являются отрыв потока от острой кромки обечайки воздухозаборника, реали-

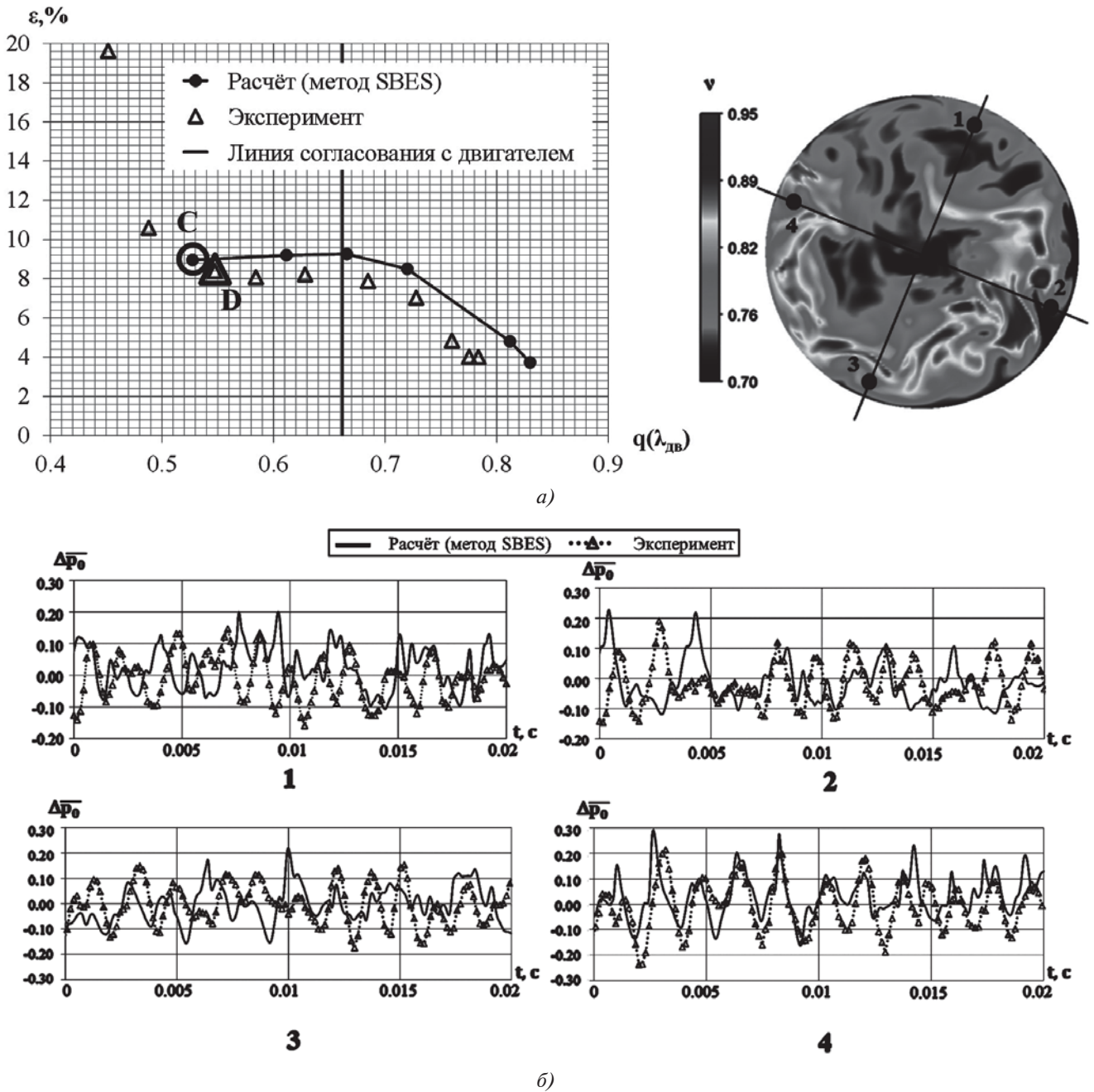


Рис. 12. Сравнение характеристик пульсаций полного давления, полученных в расчётном и экспериментальном исследовании. Режим $M_\infty = 1,8$, $\alpha = 0$. Вариант воздухозаборника без системы управления пограничным слоем: а — слева — осреднённые значения параметра ε ; справа — расчётное мгновенное поле коэффициента восстановления полного давления v на входе в двигатель при $q(\lambda_{дв}) = 0,528$ (точка C); б — осциллограммы пульсаций

полного давления (здесь $\Delta \bar{p}_0 = \frac{p_0(t) - p_{0ср}}{p_{0ср}}$) по времени в точках, соответствующих расположению приемников полного давления на режиме $q(\lambda_{дв}) = 0,528$ (точка C), $q(\lambda_{дв}) = 0,547$ (точка D)

зующийся из-за интенсивного засасывания воздуха во вход воздухозаборника, а также отрыв потока от верхней стенки диффузорной части канала воздухозаборника, имеющей большую кривизну поверхности.

Причиной возникновения вихревой структуры на режиме $M_\infty = 1,8$ для конфигурации ВЗ без си-

стемы управления ПС является отрыв потока в области взаимодействия замыкающего скачка уплотнения с пограничным слоем, нарощим на поверхности верхнего горизонтального клина торможения (см. рис. 10,б). При данном режиме дросселирования отрыв потока начинается практически за кромкой верхнего горизонтального клина.

Известно, что течение в отрывной области в канале воздухозаборника характеризуется высокой степенью нестационарности и неравномерности. Действительно, при прохождении крупных вихреобразований через приемник прибора, регистрирующего пульсации (в экспериментальном исследовании), или через соответствующую точку в контрольном сечении в расчёте, как в расчётном, так и в экспериментальном исследовании фиксируется осциллограмма процесса (см. рис. 12, б). Параметр ϵ количественно характеризует интенсивность пульсаций. Из зависимостей параметра ϵ от $q(\lambda_{\text{дв}})$, приведенных на рис. 7, 10 и соответствующих режимам $M_{\infty} = 0$ и 1,8 для конфигурации ВЗ без системы управления ПС, видно, что как в расчёте, так и в эксперименте на данных режимах зафиксированы высокие уровни параметра ϵ на входе в двигатель (значения параметра ϵ при числе $M_{\infty} = 1,8$ на режиме согласования с двигателем в расчёте получены на уровне $\epsilon_p \sim 9\%$, в эксперименте $\epsilon_s \sim 8\%$). Таким образом, расхождение между зависимостями параметра ϵ от $q(\lambda_{\text{дв}})$, полученными в расчётном и в экспериментальном исследованиях, на данных режимах не превышает значения $\Delta\epsilon_{\text{max}} \sim 1\%$, что свидетельствует о достаточной степени достоверности результатов проведенного расчётного исследования.

Осциллограммы, приведенные на рис. 12, б, наглядно иллюстрируют колебательный процесс отклонения измеренных значений полных давлений в четырёх точках контрольного сечения от средних значений. При проведении расчётно-экспериментальных исследований сверхзвуковых воздухозаборников наибольший интерес с практической точки зрения представляет определение границ диапазона устойчивой работы воздухозаборника на докритическом режиме. В рассматриваемом примере (рис. 12, б) между помпажной границей и режимом устойчивой работы воздухозаборника существует промежуточный режим так называемой малой неустойчивости. Для режима малой неустойчивости характерны колебания полного давления с повышенной амплитудой и пониженными частотами ($\nu \sim 30$ Гц при натуральных масштабах и 300 Гц при модельных масштабах) по сравнению с режимом устойчивой работы воздухозаборника. Сравнение осциллограмм, полученных в расчётном и в эксперименте исследованиях, проведено на режиме малой неустойчивости, соответствующем выделенным точкам *C* и *D* на представленных на рис. 12, а зависимостях

$\epsilon(q(\lambda_{\text{дв}}))$. Из рассмотрения данных осциллограмм видно, что пульсации, полученные в расчётном и экспериментальном исследованиях в каждой из четырёх контрольных точек 1, 2, 3, 4 измерительного сечения, качественно схожи между собой как по интенсивности, так и по частотам колебаний полного давления. В то же время согласования полученных в расчёте и эксперименте пульсаций по фазам во всех четырёх контрольных точках не наблюдается. Наилучшее совпадение расчётных и экспериментальных пульсаций по фазам зафиксировано в контрольной точке номер 4 (см. рис. 12, б, осциллограмма 4).

Применение системы управления пограничным слоем, выполненной в виде поперечной щели на поверхностях клина торможения и боковых стенок в области горла воздухозаборника, позволяет при сверхзвуковом числе $M = 1,8$ практически полностью избавиться от вихреобразований в канале и тем самым существенно улучшить поле течения перед двигателем (см. рис. 11). Так, значения параметра ϵ для конфигурации воздухозаборника с системой управления пограничным слоем получены на уровне $\epsilon_p \sim 2\%$ в расчётном исследовании и на уровне $\epsilon_s \sim 3\%$ в эксперименте. Данные значения соответствуют режиму согласованной работы воздухозаборника с двигателем. Максимальное расхождение между зависимостями параметра ϵ от $q(\lambda_{\text{дв}})$, полученными в расчёте и в эксперименте для данного режима, так же как и для варианта воздухозаборника без системы управления пограничным слоем, не превышает значения $\Delta\epsilon_{\text{max}} \sim 1\%$. Такое расхождение реализуется на участке дроссельной характеристики, находящемся левее линии согласования, т.е. при значениях удельного приведенного расхода в сечении двигателя $q(\lambda_{\text{дв}}) < q(\lambda_{\text{дв}})_{\text{согл}}$.

При работе воздухозаборника на режимах, соответствующих дозвуковым числам $M = 0,7$ и $M = 0,9$, размеры отрывных зон, образующихся в канале воздухозаборника, сравнительно малы (см. рис. 8, 9). В этой связи значения среднеквадратичного параметра интенсивности пульсаций ϵ на данных режимах при согласованной работе воздухозаборника с двигателем получены на уровнях $\epsilon_p \sim 2,2\%$, $\epsilon_s \sim 2,5\%$ для $M = 0,9$ и $\epsilon_p \sim 2,5\%$, $\epsilon_s \sim 2,6\%$ для $M = 0,7$. Максимальное абсолютное расхождение между расчётными и экспериментальными зависимостями параметра ϵ от $q(\lambda_{\text{дв}})$ в других точках дроссельной характеристики не

превышает значения $\Delta \epsilon_{\max} \sim 1\%$. При этом данное расхождение относится к области, расположенной на пологой ветви дроссельной характеристики воздухозаборника левее линии согласования с двигателем, т.е. к области меньших значениях удельного приведенного расхода. Указанное расхождение связано, по-видимому, с тем, что при увеличении степени дросселирования канала воздухозаборника на дозвуковых режимах полёта происходит уменьшение скорости потока в сечении канала воздухозаборника, соответствующем входу в двигатель. На этих режимах вклад в значение среднеквадратичного параметра интенсивности пульсаций ϵ вносят мелкомасштабные низкочастотные турбулентные вихреобразования. Разрешение настолько мелких вихревых структур с использованием расчётной сетки, параметры которой приведены выше и с применением которой в рамках данной работы выполнен основной объём вычислений, по-видимому, затруднительно. В этой связи для дальнейшего повышения точности расчётного исследования и более точного понимания физических процессов в нестационарном течении в канале воздухозаборника целесообразно продолжить численные исследования данной модели на более подробной расчётной сетке.

Выводы

Применительно к задачам промышленной аэродинамики на основании численного решения системы уравнений Навье—Стокса определены значения среднеквадратичного параметра интенсивности пульсаций полного давления ϵ в канале изолированного воздухозаборника с острыми кромками входа. Численные решения системы уравнений Навье—Стокса получены с применением вихреразрешающего SBES-подхода с использованием солвера ANSYS CFX. Определённые в рамках данной работы значения среднеквадратичного параметра интенсивности пульсаций поля полного давления в сечении двигателя на режиме согласования работы воздухозаборника и двигателя во всем рассмотренном диапазоне чисел Маха набегающего потока $M = 0 \dots 1.8$ (при нулевых углах атаки и скольжения) удовлетворительно согласуются с экспериментальными данными (максимальное расхождение между результатами расчётного и экспериментального исследований составило $\Delta \epsilon_{\max} = 1\%$ в абсолютных единицах параметра ϵ).

Значения среднеквадратичного параметра интенсивности пульсаций получены как для конфигурации воздухозаборника без системы управле-

ния пограничным слоем, так и для конфигурации воздухозаборника с системой управления пограничным слоем.

Библиографический список

1. Васильев В.И., Иванюшкин А.К., Павлюков Е.В., Соколов В.Д. Аэродинамика воздухозаборников и сопел маневренных самолётов // Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолётов. Под ред. акад. Г.С. Бюшгенса. — М.: Наука, 1998. С. 237–308.
2. Пирогов С.Ю., Юрьев А.С., Тинаев В.В., Махров А.С. Численное моделирование течения на входе в сверхзвуковой воздухозаборник внешнего сжатия при энергоподводе в набегающий сверхзвуковой поток // Вестник Московского авиационного института. 2009. Т. 16. № 3. С. 154–159.
3. Аэродинамика ракет: в 2 кн. / Под ред. М. Хемша, Дж. Нилсена; Пер. с англ. под ред. А.Д. Хонькина. — М.: Мир, 1989. — (424+ 512) с.
4. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика: в 2 т. — 5-е изд., перераб. и доп. — М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1991. — (600+304) с.
5. Никольский А.А. О «второй» форме движения идеальной жидкости около обтекаемого тела (исследование отрывных вихревых потоков) // Доклады Академии наук СССР. 1957. Т. 116. № 2. С. 193–196.
6. Молчанов А.М. Расчет сверхзвуковых неизобарических струй с поправками на снижаемость в модели турбулентности // Вестник Московского авиационного института. 2009. Т. 16. № 1. С. 38–48.
7. Кузнецов Е.Н., Лунин В.Ю., Панюшкин А.В., Чернышёв И.Л. Границы безотрывного обтекания тел вращения с носовой частью в виде полукаверны Рябушинского // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 4. С. 7–15.
8. Виноградов В.А., Мельников Я.А., Степанов В.А. Исследование характеристик плоского и пространственного входных устройств сверхзвукового пассажирского самолета // Ученые записки ЦАГИ. 2015. Т. XLVI. № 2. С. 26–40.
9. Ефимов Р.А., Карпов Е.В., Новгородцев Е.В. Расчет обтекания трапециевидного воздухозаборника на основе решения осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье—Стокса // XXV научно-техническая конференция по аэродинамике (п. Володарского, 27–28 февраля 2014): Сборник тезисов докладов. Жуковский: Изд-во ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, 2014. С. 133–134.
10. Карпов Е.В., Новгородцев Е.В. Расчет течения в трапециевидном воздухозаборнике с криволинейным каналом // Инновации в авиации и космонавтике — 2014: Сборник тезисов докладов Московской молодежной научно-практической конференции (22–24 апреля 2014, МАИ). М.: Принт-салон, 2014. С. 51–52.
11. Карпов Е.В., Новгородцев Е.В. Численное исследование влияния отсасывания пограничного слоя на

- характеристики трапециевидного воздухозаборника // *Авиация и космонавтика* – 2014: Сборник тезисов 13-й Международной конференции (17-21 ноября 2014, МАИ). СПб.: Мастерская печати, 2014. С. 64-66.
12. Карнов Е.В., Новогородцев Е.В. Численное моделирование течения в трапециевидном воздухозаборнике с системой отсасывания пограничного слоя // XXVI научно-техническая конференция по аэродинамике (п. Володарского, 26-27 февраля 2015): Сборник тезисов докладов. Жуковский: Изд-во ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, 2015. С. 131-132.
 13. Карнов Е.В., Новогородцев Е.В. Расчётное исследование влияния установки разделителя потока на течение в криволинейном канале воздухозаборника // XXVIII научно-техническая конференция по аэродинамике (п. Володарского, 20-21 апреля 2017): Сборник тезисов докладов. Жуковский: Изд-во ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, 2017. С. 139-140.
 14. Menter F.R. Zonal two-equation $k-\omega$ turbulence models for aerodynamic flows // 24th AIAA Fluid Dynamics Conference (6-9 July 1993; Orlando, FL; United States). AIAA Paper 1993-2096. DOI: 10.2514/6.1993-2906
 15. Гарбарук А.В., Стрелец М.Х., Шур М.Л. Моделирование турбулентности в расчетах сложных течений: Учебное пособие. — СПб: Изд-во Политехн. ун-та, 2012. — 88 с.
 16. Forsythe J.R., Squires K., Wurtzler K.E., Spalart P.R. Detached-eddy simulation of fighter aircraft at high alpha // 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit (14-17 January 2002; Reno, NV, United States). AIAA Paper 2002-0591. DOI: 10.2514/6.2002-591
 17. Strelets M. Detached eddy simulation of massively separated flows // 39th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit (8-11 January 2001; Reno, NV United States). AIAA Paper 2001-0879. DOI: 10.2514/6.2001-879
 18. Любимов Д.А. Применение комбинированного RANS/ILES-метода для исследования пространственных отрывных турбулентных течений в криволинейных диффузорах // *Теплофизика высоких температур*. 2010. Т. 48. № 2. С.279-289.
 19. Любимов Д.А. Потехина И.В. Применение RANS/ILES-метода высокого разрешения для исследования нестационарных режимов работы сверхзвукового воздухозаборника // *Модели и методы аэродинамики: Сборник тезисов 14-й Международной школы-семинара (июнь 2014, Евпатория)*. М.: МЦНМО, 2014. С. 101-102.
 20. Berens T.M., Delot A.-L., Tormalm M.H., Ruiz-Calavera L.-P., Funes-Sebastian D.-E., Rein M., Söterskog M., Ceresola N., Zurawski L. Numerical and Experimental Investigations on Highly Integrated Subsonic Air Intakes // AIAA Science and Technology Forum and Exposition (13-17 January 2014; National Harbor, MD, USA). AIAA-2014-0722. DOI: 10.2514/6.2014-0722
 21. Delot A.-L., Berens T.M., Tormalm M.H., Söterskog M., Ceresola N. DES Computations for a Subsonic UAV Configuration with a Highly Integrated S-Shaped Intake Duct // AIAA Science and Technology Forum and Exposition (13-17 January 2014; National Harbor, MD, USA). AIAA-2014-0723. DOI: 10.2514/6.2014-0723
 22. MacManus D.G., Chiereghin N., Prieto D.G., Zachos P. Complex aero-engine intake ducts and dynamic distortion // *AIAA Journal*. 2017. Vol. 55. No. 7, pp. 2395-2409. DOI: 10.2514/1.J054905
 23. Описание программных продуктов Ansys. Программа численного расчёта Ansys CFX. URL: <https://www.ansys.com/search?keyword=Ansys%20CFX>

NUMERICAL STUDY OF TOTAL PRESSURE IN THE AIR INTAKE WITH SHARP EDGES APPLYING EDDY-RESOLVING SBES-METHOD

Novogorodtsev E.V.

*Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky,
TsAGI, 1, Zhukovsky str., Zhukovsky, Moscow Region, 140180, Russia
e-mail: novogorodtseve91@mail.ru*

Abstract

The values of the total pressure oscillations intensity root mean square parameter ϵ in the channel of isolated air intake with sharp edges were determined as applied to industrial aerodynamics problems based on numerical solution of Navier-Stokes system of

equations. Numerical solutions of Navier-Stokes system of equations were obtained using eddy-resolving Stress Bkended Eddy Simulation (SBES) approach employing ANSYS CFX solver. Simulation of the 3D flowing of the viscous compressible gas around and inside the object was performed employing

spatial regular multi-shell grid. The procedure of computational grid generation was being performed in manual mode employing ICEM CFD software.

To evaluate fidelity of the computational study based on SBES method application, comparison of the obtained values of the root-mean square parameter of pulsations intensity with experimental data was performed. The data processing procedure herewith was conducted in concordance with the standard experimental technique approved in TsAGI.

Numerical simulation results are presented in the form of plots of parameter ε values in the engine section as a function of the specific reduced air flow $q(\lambda_{en})$ through the engine cross section. The air intake duct throttling was modelled by cross-clamping of the auxiliary duct in the form Laval nozzle. The auxiliary duct wall profile in the longitudinal section herewith was constructed using the Vitoshinsky formula.

The article performed a comparison of total pressure oscillations obtained while computational study in monitored points of the metering cross-section with oscillograms obtained while experimental study according to readings of the total pressure pulsations sensors, installed on the model at the same points of the reference cross-section.

The parameter ε values obtained in the framework of this work in the engine cross-section for the air intake and engine synchronization mode in all regarded range of of the incoming flow Mach numbers $M = 0-1.8$ (at zero angles of attack and sideslip) are in good agreement with the experimental data. Maximum discrepancy between computational and experimental results was $\Delta\varepsilon_{\max} = 1\%$ in absolute units of the ε parameter.

The ε parameter values were obtained for both the air intake configuration without a boundary layer control system, and the one with a boundary layer control system.

Keywords: numerical simulation, air intake with sharp edges, integral non-uniformity parameter of the total pressure field, root-mean-square parameter of the total pressure pulsating intensity.

References

- Vasil'ev V.I., Ivanyushkin A.K., Pavlyukov E.V., Sokolov V.D. *Aerodinamika, ustoychivost' i upravlyaemost' sverkhzvukovykh samoletov*, Moscow, Nauka, 1998, pp. 237-308.
- Pirogov S.Yu., Yuriev A.S., Tipayev V.V., Makhrov A.S. A numerical stream simulation for external-compression inlet with energy supply into incoming supersonic flow. *Aerospace MAI Journal*, 2009, vol. 16, no. 3, pp. 154-159.
- Hemsh M.J., Nielsen J.N. *Tactical Missile Aerodynamics*. Amer Inst of Aeronautics, 1986, 858 p.
- Abramovich G.N. *Prikladnaya gazovaya dinamika* (Applied gas dynamics), Moscow, Nauka, 1991, (600+304) p.
- Nikol'skii A.A. *Doklady Akademii nauk SSSR*, 1957, vol. 116, no. 2, pp. 193-196.
- Molchanov A.M. A calculation of supersonic non-isobaric jets with compressibility corrections in a turbulence model. *Aerospace MAI Journal*, 2009, vol. 16, no. 1, pp. 38-48.
- Kuznetsov E.N., Lunin V.Yu., Panyushkin A.V., Chernyshev I.L. Boundaries of non-separation flow-around of bodies of rotation, with the nose part in the form of Riabouchinsky half-cavity. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 4, pp. 7-15.
- Vinogradov V.A., Mel'nikov Ya.A., Stepanov V.A. *Uchenye Zapiski TsAGI*, 2015, vol. XLVI, no. 2, pp. 26-40.
- Efimov R.A., Karpov E.V., Novogorodtsev E.V. *Materiavly XXV nauchno-tekhnicheskoi konferentsii po aerodinamike* (p. Volodarskogo, 27-28 February 2014), Zhukovskii, TsAGI im. prof. N.E. Zhukovskogo, 2014, pp. 133-134.
- Karpov E.V., Novogorodtsev E.V. *Materiavly Moskovskoi molodezhnoi nauchno-prakticheskoi konferentsii (22-24 April 2014, MAI) "Innovatsii v aviatsii i kosmonavtike - 2014"*, Moscow, Print-salon, 2014, pp. 51-52.
- Karpov E.V., Novogorodtsev E.V. *Materiavly 13 Mezhdunarodnoi konferentsii (17-21 November 2014, MAI) "Aviatsiya i kosmonavtika - 2014"*, St. Petersburg, Masterskaya pechati, 2014, pp. 64-66.
- Karpov E.V., Novogorodtsev E.V. *Materiavly XXVI nauchno-tekhnicheskoi konferentsii po aerodinamike* (p. Volodarskogo, 26-27 February 2015), Zhukovskii, TsAGI im. prof. N.E. Zhukovskogo, 2015, pp. 131-132.
- Karpov E.V., Novogorodtsev E.V. *Materiavly XXVIII nauchno-tekhnicheskoi konferentsii po aerodinamike* (p. Volodarskogo, 20-21 April 2017), Zhukovskii, TsAGI im. prof. N.E. Zhukovskogo, 2017, pp. 139-140.
- Menter F.R. Zonal two-equation $k-\omega$ turbulence models for aerodynamic flows. *24th AIAA Fluid Dynamics Conference (6-9 July 1993; Orlando, FL; United States)*. AIAA Paper 1993-2096. DOI: 10.2514/6.1993-2906
- Garbaruk A.V., Strelets M.Kh., Shur M.L. *Modelirovanie turbulentnosti v raschetakh slozhnykh techenii* (Simulation of turbulence in calculation of complex flows), St. Petersburg, Politekhnikeskii universitet, 2012, 88 p.
- Forsythe J.R., Squires K., Wurtzler K.E., Spalart P.R. Detached-eddy simulation of fighter aircraft at high alpha. *40th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit (14-17 January 2002; Reno, NV, United States)*. AIAA Paper 2002-0591. DOI: 10.2514/6.2002-591
- Strelets M. Detached eddy simulation of massively separated flows. *39th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit (8-11 January 2001; Reno, NV United States)*. AIAA Paper 2001-0879. DOI: 10.2514/6.2001-879

18. Lyubimov D.A. *Teplofizika vysokikh temperature*, 2010, vol. 48, no. 2, pp. 279-289.
19. Lyubimov D.A. Potekhina I.V. *Materiavly 14 Mezhdunarodnoi shkoly-seminara (June 2014, Evpatoriya) "Modeli i metody aerodinamiki"*, Moscow, MTsNMO, 2014, pp. 101-102.
20. Berens T.M., Delot A.-L., Tormalm M.H., Ruiz-Calavera L.-P., Funes-Sebastian D.-E., Rein M., Sätterskog M., Ceresola N., Zurawski, L. Numerical and Experimental Investigations on Highly Integrated Subsonic Air Intakes. *AIAA Science and Technology Forum and Exposition (13-17 January 2014; National Harbor, MD, USA)*. AIAA-2014-0722. DOI: 10.2514/6.2014-0722
21. Delot A.-L., Berens T.M., Tormalm M.H., Sätterskog M., Ceresola N. DES Computations for a Subsonic UAV Configuration with a Highly Integrated S-Shaped Intake Duct. *AIAA Science and Technology Forum and Exposition (13-17 January 2014; National Harbor, MD, USA)*. AIAA-2014-0723. DOI: 10.2514/6.2014-0723
22. MacManus D.G., Chiereghin N., Prieto D.G., Zachos P. Complex aero-engine intake ducts and dynamic distortion. *AIAA Journal*, 2017, vol. 55, no. 7, pp. 2395-2409. DOI: 10.2514/1.J054905
23. *Description of Ansys software products. Program of numerical calculation Ansys CFX*. URL: <https://www.ansys.com/search?keyword=Ansys%20CFX>