

Б.И. Гутов, В.И. Звегинцев, А.Ю. Мельников

Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича
Сибирского отделения РАН, Новосибирск, Россия

ВЛИЯНИЕ ПРОТИВОДАВЛЕНИЯ НА ТЕЧЕНИЕ В ДИФфуЗОРЕ СВЕРХЗВУКОВОГО ВОЗДУХОЗАБОРНИКА

Представлены результаты численного исследования перехода от сверхзвукового течения к дозвуковому в диффузоре сверхзвукового воздухозаборника прямооточного воздушно-реактивного двигателя при изменении противодавления в камере сгорания (при дросселировании канала). Рассматривались два варианта осесимметричного диффузора с большими углами (угол раскрытия $\theta = 10^\circ$ и $\theta = 90^\circ$). Получены картины течения в зависимости от геометрических параметров диффузора и от степени дросселирования канала. Течение в диффузоре с углом раскрытия $\theta = 10^\circ$ соответствует псевдоскачковому режиму течения с отрывными зонами в пограничном слое. Течение в диффузоре с углом раскрытия $\theta = 90^\circ$ соответствует струйному течению в канале. Несмотря на принципиально различные режимы течения, характеристики потока на длине более 8–10 калибров одинаковы. Проведен анализ влияния противодавления на характеристики перехода (потери полного давления, прирост статического давления, длину переходной зоны и др.). Показано, что при использовании диффузора с большими углами раскрытия противодавление в камере сгорания может изменяться в три раза, не оказывая влияния на течение в горле и, соответственно, на течение в воздухозаборнике.

Ключевые слова: численное моделирование, сверхзвуковой воздухозаборник, диффузор, псевдоскачок, камера сгорания, дросселирование.

B.I. Gutov, V.I. Zvegintsev, A.Yu. Melnikov

Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics,
Siberian Branch of Russian Academy of Sciences, Novosibirsk, Russian Federation

INFLUENCE OF BACK PRESSURE ON THE FLOW IN THE DIFFUSER OF A SUPERSONIC AIR INLET

The results of a numerical study of the transition from supersonic to subsonic flow in the diffuser of a supersonic air inlet for ramjet engine with a change in the back pressure from the combustion chamber (with channel throttling) are presented. Two variants of an axisymmetric diffuser with large opening angles were considered (angle $\theta = 10^\circ$ and $\theta = 90^\circ$). Flow patterns are obtained depending on the geometric parameters of the diffuser and on the degree of channel throttling. The flow in the diffuser with the opening angle $\theta = 10^\circ$ corresponds to the pseudo-shock flow regime with separation zones in the boundary layer. The flow in the diffuser with an opening angle $\theta = 90^\circ$ corresponds to the jet stream in the channel. Despite the fundamentally difference in flow regimes, the flow characteristics at a length of more than 8–10 calibers are the same. The effect of back pressure on the transition characteristics (total pressure loss, static pressure increase, transition zone length, etc.) is analyzed. It is shown that when a diffusers with large opening angles are used, the back pressure in the combustion chamber can be changed by a factor of three without affecting on the flow in the throat and, accordingly, on the flow in the air inlet.

Keywords: numerical simulation, supersonic air inlet, diffuser, pseudo-shock, combustion chamber, throttling.

Введение

Проблема взаимодействия воздухозаборника и камеры сгорания является одной из ключевых проблем при создании прямооточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРД). Общеизвестно, что повышение давления при горении топлива в дозвуковой камере сгорания передается вверх против течения и может вызвать уменьшение расхода воздуха и полного давления в воздухозаборнике, что нарушает режим работы двигателя и снижает его тяговые характеристики [1, 2].

На рис. 1 показана схема проточного тракта ПВРД, который включает: сверхзвуковой воздухозаборник, имеющий участок внешнего сжатия (1–2), участок внутреннего сжатия (2–3),

горло с минимальной площадью поперечного сечения (3–4), диффузор (4–5), камеру сгорания (5–6) и сопло с критическим сечением (6). На участках внешнего и внутреннего сжатия осуществляется сжатие и торможение захватываемого сверхзвукового потока. При этом в горле воздухозаборника течение остается сверхзвуковым. Для перехода от сверхзвуковой скорости к дозвуковой используется расширяющийся диффузор (4–5), где располагается так называемый «псевдоскачок», который представляет собой систему λ -образных скачков уплотнения. Далее дозвуковой поток поступает в камеру сгорания (5–6) и вытекает в атмосферу через сопло с критическим сечением 6.

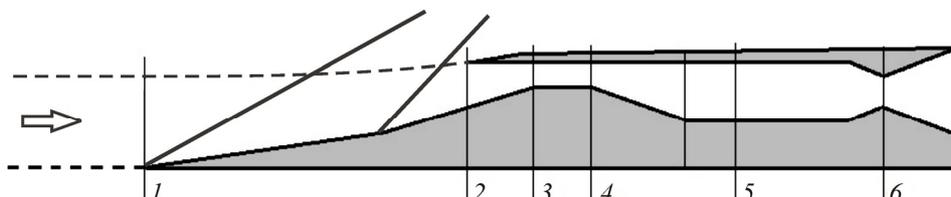


Рис. 1. Типичная схема ПВРД

Проблему взаимодействия воздухозаборника и камеры сгорания можно пояснить следующим образом. Используя весьма упрощенный подход (одномерный поток, совершенный газ, отсутствие дополнительной массы топлива, постоянная площадь критического сечения сопла), запишем уравнение сохранения расхода для сечений 4, 5 и 6. В рассматриваемой схеме расход воздуха, проходящего через горло (3–4), должен совпадать с расходом через критическое сечение сопла (6):

$$G_4 = G_5 = G_6, \quad G_4 = \frac{p_{04} \cdot F_4 \cdot q(M_4)}{\sqrt{T_{04}}}, \quad G_5 = \frac{p_{05} \cdot F_5 \cdot q(M_5)}{\sqrt{T_{05}}}, \quad G_6 = \frac{p_{06} \cdot F_6 \cdot q(M_6)}{\sqrt{T_{06}}}.$$

На участке 4–5 при переходе через псевдоскачок полное давление потока уменьшается, а температура торможения остается постоянной ($T_{04} = T_{05}$):

$$q(M_5) = \frac{p_{04}}{p_{05}} \cdot \frac{F_4}{F_5} \cdot q(M_4).$$

На участке 5–6 происходит горение и повышение температуры потока. Полное давление при подводе тепла к дозвуковому потоку уменьшается не более чем на 15 %, поэтому можно считать, что полное давление на этом участке остается постоянным ($p_{05} = p_{06}$). В критическом сечении сопла $M_6 = 1$ и, соответственно, $q(M_6) = 1$.

$$q(M_5) = \frac{F_6}{F_5} \cdot \sqrt{\frac{T_{05}}{T_{06}}}.$$

Отсюда

$$\frac{p_{05}}{p_{04}} = \frac{p_{06}}{p_{04}} = \frac{F_4}{F_6} \cdot q(M_4) \cdot \sqrt{\frac{T_{06}}{T_{05}}} = C \cdot \sqrt{\frac{T_{06}}{T_{05}}}. \quad (1)$$

Зависимость (1) для совершенного газа показана на рис. 2 при значении масштабирующего коэффициента $C = 0,4472$. Для определенности по оси X показаны абсолютные значения T_{06} в предположении $T_{05} = 600$ К, что соответствует полету с числом Маха $M = 2,5$. Здесь же показана аналогичная зависимость для реальных продуктов сгорания керосина в воздухе. Видно, что при максимально возможных значениях температуры T_{06} (до 3000 К) полное давление в камере сгорания может увеличиться примерно в 2,5 раза по сравнению с давлением при $T_{06} = 600$ К. Именно такое изменение полного давления должен обеспечивать диффузор для «изо-

ляции» влияния камеры сгорания на течение в горле воздухозаборника. С увеличением числа Маха полета (например, до $M = 7$) значение температуры T_{05} возрастает (до 1700 К), а возможное изменение давления в камере сгорания уменьшается (до 1,4 раза).

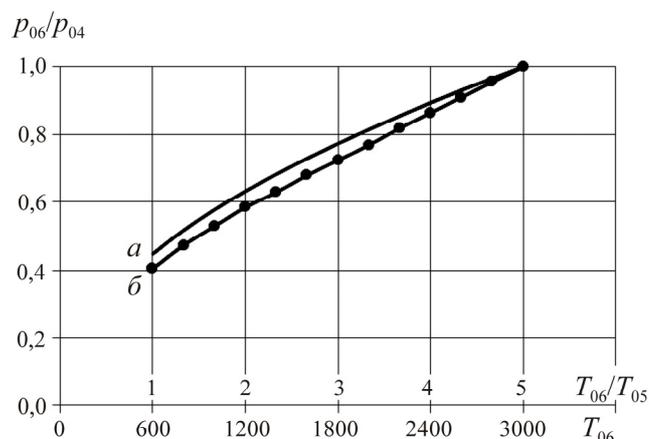


Рис. 2. Изменение полного давления в критическом сечении сопла постоянной площади в зависимости от изменения температуры продуктов сгорания: *a* – течение совершенного газа при $C_p/C_v = 1,4$; *б* – продукты сгорания керосина ТС-1

Экспериментальным, теоретическим и численным исследованиям сверхзвуковых течений в каналах с псевдоскачком посвящено большое количество теоретических и практических работ [3–13]. При этом большинство исследований связано с течениями в цилиндрических или в слегка расширяющихся ($1\text{--}4^\circ$) каналах, которые рассматриваются в качестве диффузоров (изоляторов) для сверхзвуковых воздухозаборников. Рекомендуемая длина таких изоляторов достигает 20–30 калибров [5]. Однако, как показано в этих работах, в цилиндрических каналах даже большой протяженностью (до 70 калибров) допустимое повышение противодавления за счет перемещения псевдоскачка не превышает 25–35 % [11, 12]. Это означает, что цилиндрические и слегка расширяющиеся изоляторы имеют большую длину и не обеспечивают изоляцию воздухозаборника от камеры сгорания в указанном выше диапазоне возможного изменения противодавления.

В данной статье рассматривается возможность применения диффузоров с большими углами раскрытия для изоляции воздухозаборника от повышения давления в камере сгорания.

Постановка задачи

В работе выполняется численное моделирование течения во внутренних каналах ПВРД от горла воздухозаборника до критического сечения сопла, различающихся углами раскрытия диффузоров. Исследуются особенности течения в каналах с большими углами раскрытия диффузора (вплоть до 90°) в зависимости от степени дросселирования (от изменения полного давления перед соплом при изменении площади критического сечения). Определяется диапазон возможного изменения давления в камере сгорания, в котором противодавление не оказывает влияния на работу воздухозаборника.

Описание геометрии каналов

Для исследования были выбраны две осесимметричные конфигурации каналов, состоящие из начального цилиндрического участка, имитирующего горло воздухозаборника, конического диффузора с углами раскрытия 10 и 90° , цилиндрического участка (камеры сгорания) и критического сечения сопла. При угле раскрытия 90° диффузор вырождается в уступ. Отношение площади поперечного сечения камеры сгорания к площади поперечного сечения горла

$F_5/F_4 = 4,0$. Схемы каналов и характерные относительные размеры приведены на рис. 3, *a* и *б* (модели 1 и 2).

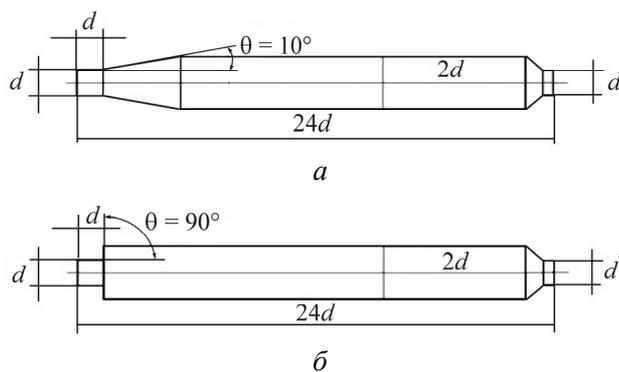


Рис. 3. Модели каналов: *a* – угол раскрытия диффузора $\theta = 10^\circ$ (модель 1);
б – угол раскрытия диффузора $\theta = 90^\circ$ (модель 2)

Ось X совпадает с осью симметрии моделей и направлена вниз по потоку, ось R направлена перпендикулярно к оси X , начало координат лежит в плоскости передних кромок горла. Степень дросселирования определена как отношение площади критического сечения сопла F_6 к площади поперечного сечения горла F_4 .

Метод расчета

Для изучения поведения вязкого сверхзвукового потока в канале проведено численное моделирование вязкого течения без теплообмена в канале тракта ПВРД. Трехмерная расчетная модель строилась в программном комплексе САПР SolidWorks. Далее эта модель импортировалась в стандартный построитель расчетных сеток ANSYS Meshing. Расчетная область ограничивалась плоскостью симметрии на нижней границе и верхней границей, находящейся на значительном удалении от модели. На стенке канала ставились условия прилипания (обращения в нуль компонент скорости). Стенка предполагалась адиабатической. На левой границе расчетной области, находящейся на некотором расстоянии от входного сечения модели, задавались входные условия. Правая граница находилась на значительном удалении от выходного сечения расчетной модели, на которой задавались выходные условия.

Расчеты выполнялись с помощью интегрирования системы осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса, описывающих пространственные течения вязкого сжимаемого газа постпроцессора ANSYS FLUENT. Для выбора модели турбулентности тестовые расчеты проводились как с моделями турбулентности k – ϵ enhanced wall function, k – ω SST, так и с моделью spalart-allmaras. Модели k – ϵ и k – ω SST показали схожие результаты, однако модель spalart-allmaras дала менее точную картину течения в пристеночной области течения. Модель SST – гибридная модель, в пристеночной области используется k – ω -модель турбулентности, во внешнем же потоке используется k – ϵ -модель. В качестве основной была выбрана модель турбулентности k – ω SST, так как в целом по качеству она превосходит все другие модели турбулентности. Расчет производился с использованием конечно-объемной схемы, основанной на решении уравнения для плотности (Density-Based). Рассматривалась стационарная модель течения.

Предварительно было проведено исследование влияния размера сетки на результаты расчетов. Были исследованы сетки размером 400 000, 500 000 и 800 000 ячеек. Расчеты показали хорошее совпадение результатов, на основе чего сделан вывод об отсутствии влияния размерности сетки на результаты расчетов. Для проведения численных экспериментов в качестве базовой была выбрана сетка, содержащая 500 000 ячеек со сгущением к стенке ($y_+ < 1$).

Результаты расчетов

Расчеты течения в каналах моделей 1 и 2 проведены при числе Маха потока перед горлом $M_3 = M_1 = 2$ (см. схему на рис. 1) и полном давлении $p_{03} = p_{01} = 500\,000$ Па для степеней дросселирования F_6/F_4 , указанных в таблице. Выявлены особенности течения в моделях в зависимости от геометрических параметров каналов и степени их дросселирования, имитирующего изменение противодействия в камере сгорания.

Рассчитываемые варианты

Угол раскрытия	Номер варианта									
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
	Соотношение площадей F_6/F_4									
$\theta = 10^\circ$	Выбитый скачок	0,99	1,35	1,72	2,06	2,21	2,36	2,56	2,70	4,0
$\theta = 90^\circ$	Выбитый скачок	0,99	–	1,68	2,00	2,22	2,40	2,61	–	4,0

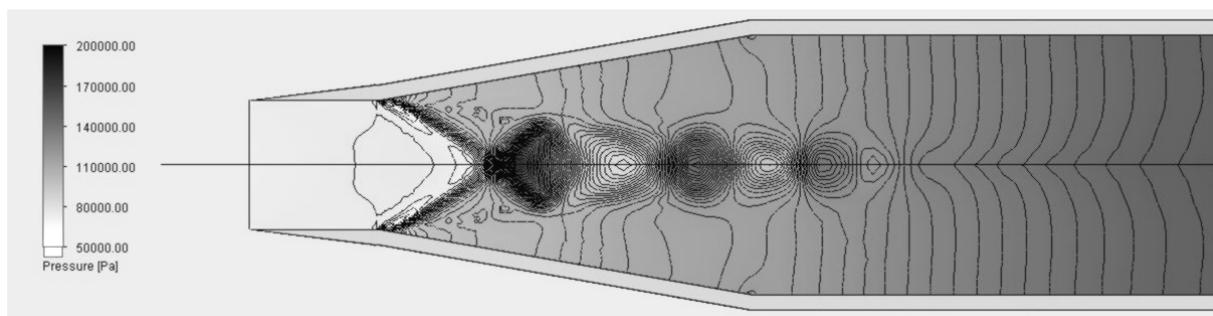
Полученные результаты далее рассматриваются с точки зрения выполнения основных функций диффузора: перевод сверхзвукового потока в дозвуковой и выравнивание потока перед входом в камеру сгорания. Типичные расчетные картины течения (изобары) в рассматриваемых каналах диффузоров показаны на рис. 4.

Во всех рассчитываемых вариантах с дросселированием канала (от $F_6/F_4 = 0,99$ до $F_6/F_4 = 2,7$) переход к дозвуковому течению происходит в системе скачков, называемых в литературе псевдоскачком [3]. Без дросселирования (при $F_6/F_4 = 4,0$) псевдоскачок не возникает и поток по всей длине канала остается сверхзвуковым.

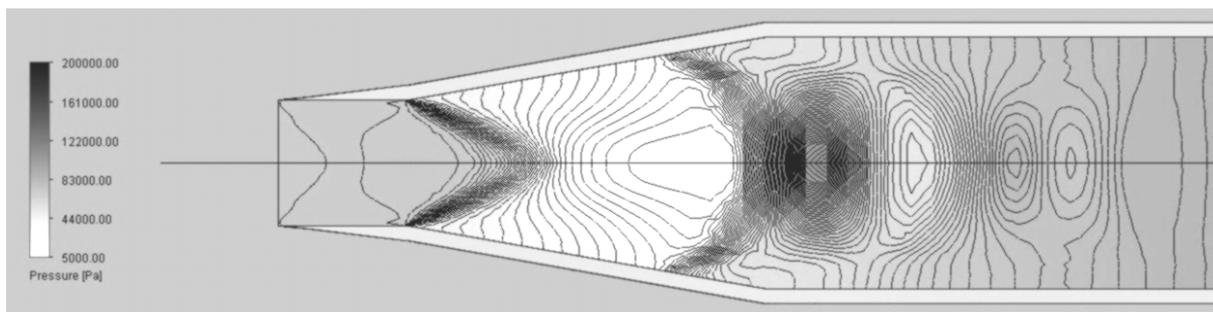
Для модели 1 при степени дросселирования $F_6/F_4 = 0,99$ головная часть псевдоскачка находится в горле (участок 3–4) вблизи его передних кромок. По мере увеличения F_6/F_4 псевдоскачок перемещается вниз по потоку. При $F_6/F_4 = 1,35$ головная часть еще остается в горле, а при $F_6/F_4 = 1,7$ она смещается в расширяющуюся часть диффузора (рис. 4, а). При $F_6/F_4 = 2,6$ головная часть псевдоскачка практически выходит из диффузора (рис. 4, б). Для модели 2 ($\theta = 90^\circ$) течение фактически представляет собой истечение сверхзвуковой струи в ограниченное пространство канала. Переход в дозвуковое течение здесь происходит в системе косых скачков, которые можно считать частным случаем псевдоскачкового течения. Как и в модели 1, при степени дросселирования $F_6/F_4 = 0,99$ головная часть псевдоскачка в модели 2 также находится вблизи передних кромок горла, а при значениях $F_6/F_4 > 1,7$ псевдоскачок смещается вниз по потоку за уступ (рис. 4, в, г).

На рис. 5, а и б представлены профили чисел Маха в сечениях по длине каналов 1 и 2 для $F_6/F_4 = 1,7$. Неравномерность профилей чисел Маха наблюдается на участках от входа в диффузор $X/d \approx 1$ до сечения $X/d \approx 10$. Исключение составляет лишь неравномерность вблизи стенок каналов, связанная с наличием пограничного слоя. Такой же вывод справедлив для M , p_0/p_{01} и p/p_1 во всем диапазоне рассмотренных в работе соотношений F_6/F_4 .

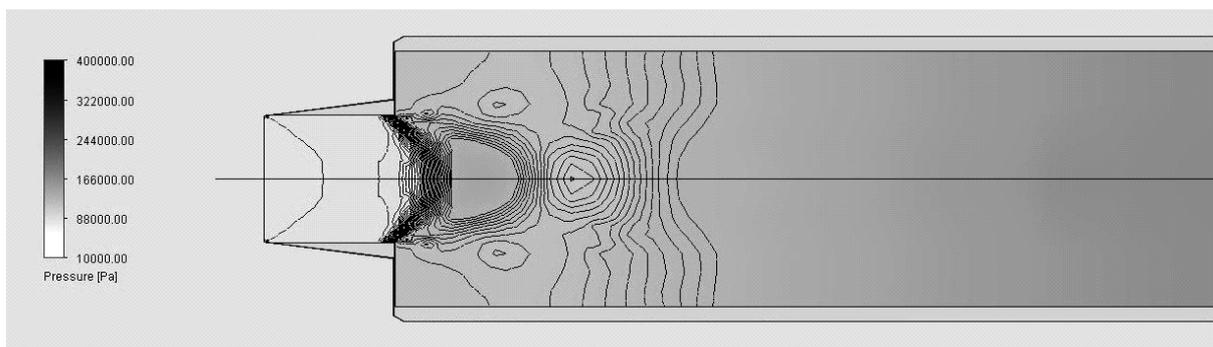
На рис. 6 показано сравнение распределений осредненных по расходу газодинамических параметров p/p_1 , p_0/p_{01} , M по длине каналов в моделях 1 и 2 для двух значений F_6/F_4 . Отличия в распределениях наблюдаются только на участке от входа в диффузоры до сечения $X/d < 6$. При $X/d \geq 6$ газодинамические параметры потока практически не отличаются. Это означает, что потребная длина диффузоров с большими углами раскрытия остается постоянной независимо от угла раскрытия.



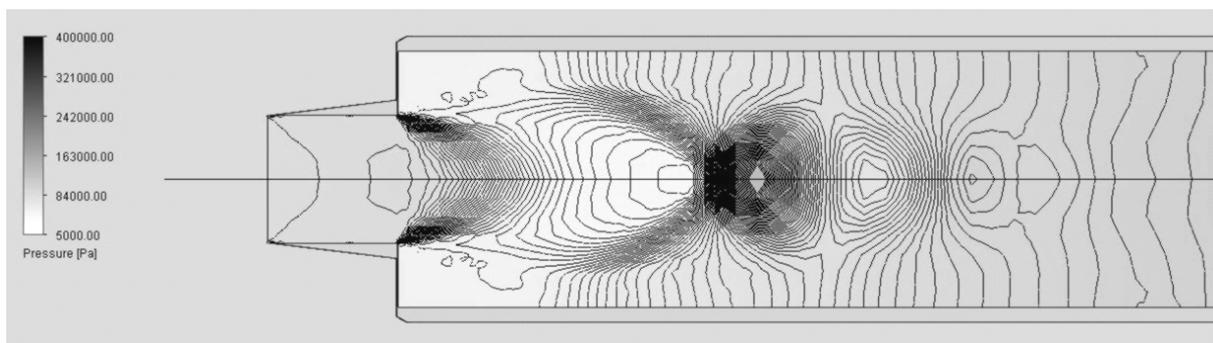
a



б



в



г

Рис. 4. Изобары течения в каналах рассматриваемых диффузоров при различной степени дросселирования: *a* – $\theta = 10^\circ$; $F_6/F_4 = 1,70$; *б* – $\theta = 10^\circ$; $F_6/F_4 = 2,60$; *в* – $\theta = 90^\circ$; $F_6/F_4 = 1,70$; *г* – $\theta = 90^\circ$; $F_6/F_4 = 2,60$

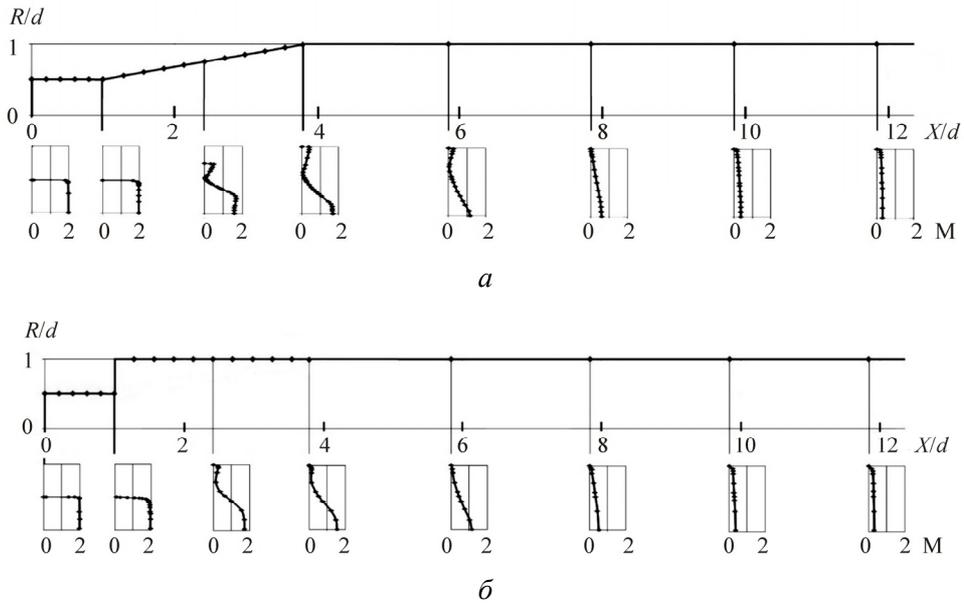


Рис. 5. Распределение числа Маха в поперечных сечениях каналов при $F_6/F_4 = 1,7$:
 а – $\theta = 10^\circ$ (модель 1); б – $\theta = 90^\circ$ (модель 2)

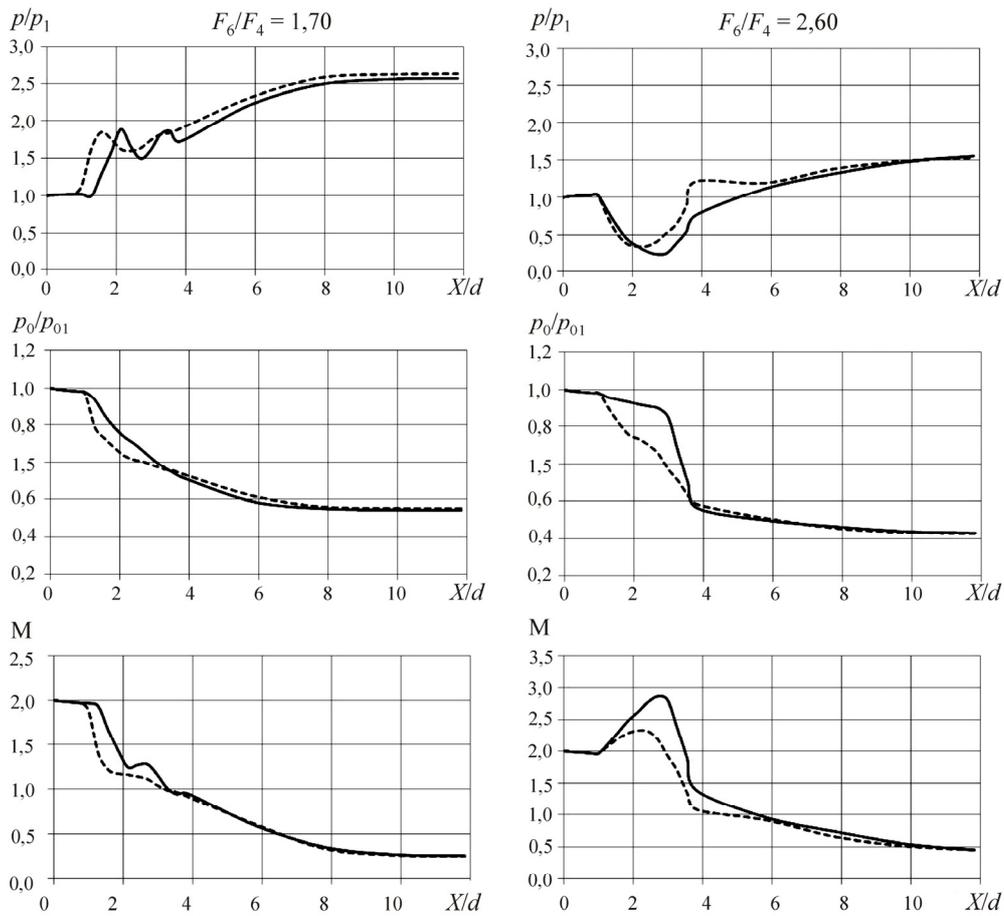


Рис. 6. Сравнение распределения по длине среднemasовых параметров для различных углов раскрытия диффузора ($\theta = 10^\circ$ – сплошная кривая, $\theta = 90^\circ$ – пунктирная кривая)

На рис. 7 показано распределение газодинамических параметров p/p_1 , p_0/p_{01} , M , осредненных по массовому расходу, в поперечных сечениях каналов моделей 1 и 2 при различной степени дросселирования. Полученные распределения параметров являются характерными для течений в каналах со сверхзвуковым втеканием и противодействием [6].

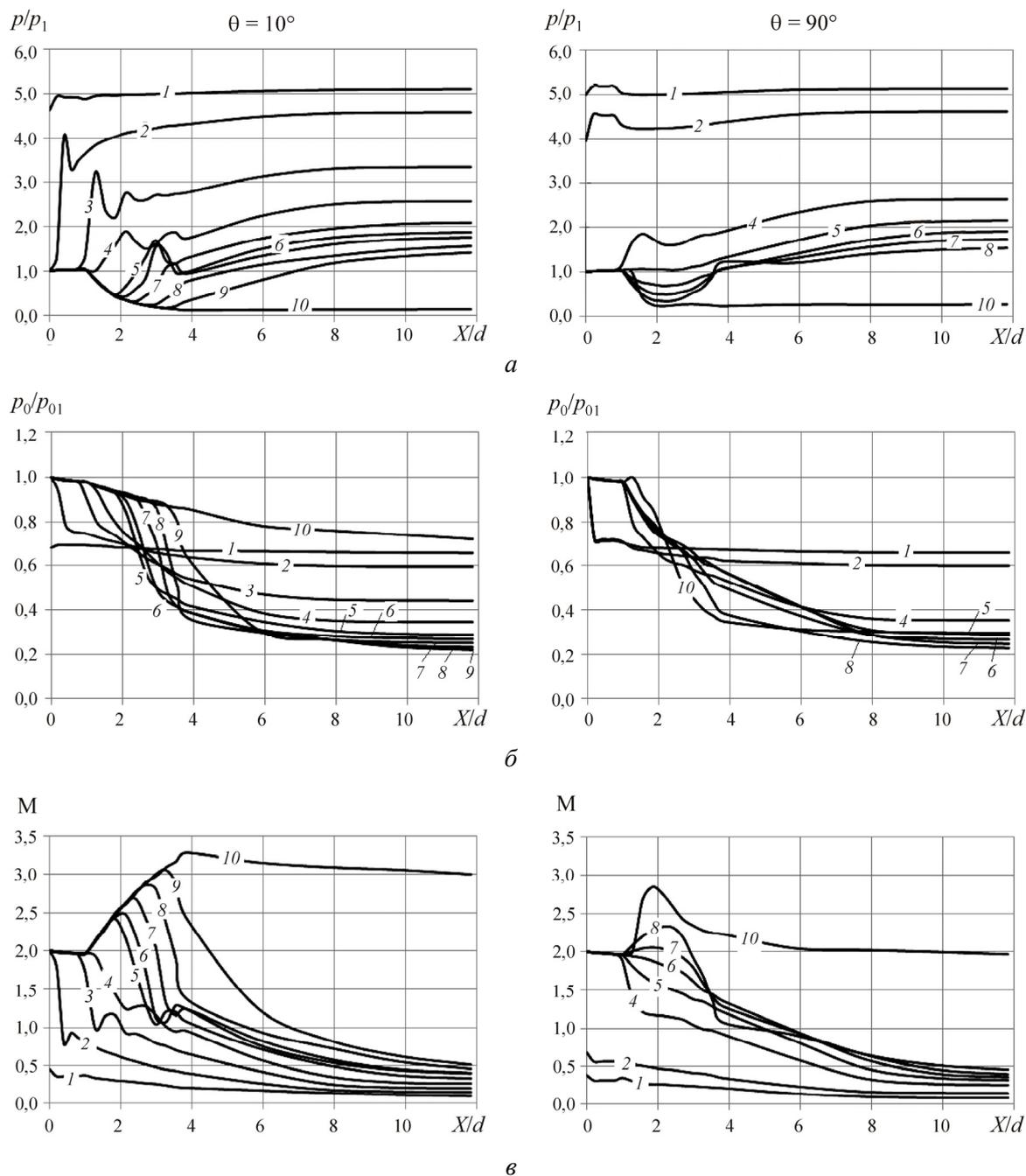


Рис. 7. Распределение по длине канала среднemasовых параметров при различной степени дросселирования выходного сечения (цифрами указан вариант расчета в соответствии с таблицей)

Видно, что для всех рассмотренных вариантов поток становится дозвуковым до сечения $X/d = 8$, после которого все параметры остаются практически постоянными по длине. Это означает, что на длине $X/d \leq 8$ все функции диффузора выполнены – состоялись переход к дозвуковому течению и выравнивание потока. Полученная длина диффузора существенно меньше, чем требуемая длина ($X/d = 20 \dots 30$) у цилиндрических или слабо расширяющихся изоляторов.

Из рис. 7 видно, что минимальные потери полного давления p_0/p_{01} по длине диффузора получаются, когда головная часть псевдоскачка находится в горле вблизи передних кромок (кривые 2 при $F_6/F_4 = 0,99$). При значениях $F_6/F_4 < 0,99$ в обоих каналах наблюдается выбитый (отошедший от передних кромок горла) прямой скачок уплотнения, что означает нарушение расчетного режима течения в воздухозаборнике (кривые 1). Следует отметить, что близкие значения степени дросселирования, соответствующие выходу псевдоскачка из горла, приведены в работе [13] ($F_6/F_4 \leq 0,999$). С ростом F_6/F_4 в диапазоне $F_6/F_4 = 1,35 \dots 2,7$ головная часть псевдоскачка плавно смещается вниз по потоку в расширяющуюся часть диффузора и далее в его цилиндрическую часть.

Графики для модели 1 (с углом раскрытия 10°) наглядно показывают, что при увеличении F_6/F_4 число Маха сверхзвукового потока перед псевдоскачком увеличивается (до $M = 3,1$, см. рис. 7), поэтому потери полного давления при торможении также увеличиваются (кривые 3–9 на рис. 7, б). Течение в модели 2 (с углом раскрытия 90°) соответствует струйному течению в ограниченном пространстве канала, и среднемассовое число Маха потока перед скачком при дросселировании практически не увеличивается (на 15 % для режима 8). Однако на выходе из диффузора при $X/d \geq 8$ потери полного давления получаются такие же, как и в модели 1.

Выше было показано, что полное давление в камере сгорания может увеличиться примерно в 2,5 раза. Именно такое изменение полного давления должен компенсировать диффузор для «изоляции» влияния камеры сгорания на течение в горле воздухозаборника.

На рис. 8 представлены результаты расчетов полных и статических давлений на входе в камеру сгорания (ориентировочно $X/d = 12$) в зависимости от степени дросселирования F_6/F_4 для моделей 1 и 2. Здесь указаны также значения относительного статического (рис. 8, а) и полного (рис. 8, б) давления за прямым скачком уплотнения для чисел $M = 2$ и $M = 3,5$, которые соответствуют значениям числа Маха либо перед псевдоскачком в горле, либо на входе в камеру сгорания. Видно, что рассматриваемые диффузоры обеспечивают изменение полного давления примерно в три раза без нарушения течения на входе в горло воздухозаборника. Более того, эти зависимости для обеих моделей представляют единую кривую и, следовательно, не зависят от угла раскрытия диффузоров в диапазоне изменения $\theta = 10 \dots 90^\circ$.

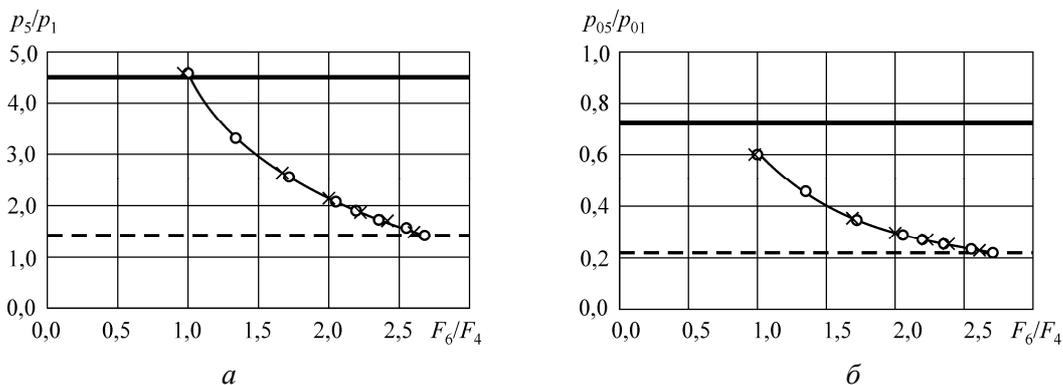


Рис. 8. Изменение статического (а) и полного (б) давления в сечении $X/d = 12$ при дросселировании:
 — — давление за прямым скачком при $M = 2$; - - - давление за прямым скачком при $M = 3,5$;
 ○ – $\theta = 10^\circ$; × – $\theta = 90^\circ$

Заключение

В работе с использованием численного моделирования были исследованы особенности течения в двух моделях участка тракта ПВРД от горла воздухозаборника до критического сечения сопла при числе Маха потока в горле $M = 2$ в диапазоне степеней дросселирования от $F_6/F_4 = 0,99$ до $F_6/F_4 = 4,0$. Анализ полученных результатов расчетов позволяет сделать следующие выводы:

При степени дросселирования $F_6/F_4 = 0,99$ головная часть псевдоскачка находится в горле вблизи его передних кромок. При меньших значениях F_6/F_4 перед горлом возникает головной скачок уплотнения (выбитая волна). С ростом F_6/F_4 головная часть псевдоскачка смещается вниз по потоку в расширяющуюся часть диффузора и далее в его цилиндрическую часть, обеспечивая регулирование полного давления перед входом в камеру сгорания.

Различия газодинамических величин (полного давления, статического давления, числа Маха) у двух моделей с различными углами раскрытия при $X/d \geq 8$ незначительны.

Рассмотренные диффузоры с большими углами раскрытия допускают трехкратное изменение полного давления в камере сгорания, которое не передается в горло и не оказывает влияния на работу воздухозаборника.

Библиографический список

1. Шихман Ю.М., Виноградов В.А., Кашкин Ю.Ф. Воздухозаборники ГПВРД // Аналитический обзор № 422 / под ред. Ю.М. Шихмана; Центр. ин-т авиац. моторостроения. – М., 2005. – 47 с.
2. Classification of combustor-inlet interactions for airbreathing ramjet propulsion / Tao Cui, Yong Wang, Kai Liu and Jianren Jin // *AIAA Journal*. – 2015. – Vol. 53, № 8. – P. 2237–2255.
3. Гурылев В.Г., Трифонов А.К. Псевдоскачок в простейшем воздухозаборнике в виде цилиндрической трубы // Ученые записки ЦАГИ. – 1976. – Т. VII, № 1. – С. 130–138.
4. Гурылев В.Г., Трифонов А.К. Переход сверхзвукового течения в дозвуковое в трубе с расширяющимся начальным участком // Ученые записки ЦАГИ. – 1980. – Т. XI, № 4. – С. 80–89.
5. Пензин В.И. Торможение сверхзвукового потока в каналах / Центр. аэрогидродинамич. ин-т. – М., 2012. – 158 с.
6. Процессы торможения сверхзвуковых течений в каналах / О.В. Гуськов, В.И. Копченков, И.И. Липатов, В.Н. Острась, В.П. Старухин. – М.: Физматлит, 2008. – 164 с.
7. Kazuyasu Matsuo, Yoshiaki Miyazato, Heuy-Dong Kim. Shock train and pseudo-shock phenomena in internal gas flows // *Progress in Aerospace Science*. – 1999. – Vol. 35. – P. 33–100.
8. Гунько Ю.П., Мажуль И.И. Псевдоскачок в осесимметричном расширяющемся канале лобового воздухозаборника // Аэродинамика и динамика полета летательных аппаратов: тез. докл. XV шк.-семинара СибНИА, 1–3 марта 2017 г. – Новосибирск, 2017. – С. 21–23.
9. Om Prakash Raj N., Venkatasubbaiah K. A new approach for the design of hypersonic scramjet inlets // *Physics of Fluids*. – 2012. – Vol. 24. – № 086103.
10. Aerodynamic performance analysis of a hypersonic inlet isolator using computation and experiment / B.U. Reinartz, C.D. Herrmann, J. Ballmann, W.W. Koschel // *Journal of Propulsion and Power*. – 2003. – Vol. 19, № 5. – P. 868–875.
11. Melnikov A.Yu., Zvegintsev V.I. Supersonic flow deceleration in a long cylindrical channel with pseudoshock formation // *AIP Conference Proceedings*. – 2016. – Vol. 1770. – № 030007. – 7 p.
12. Melnikov A.Yu., Zvegintsev V.I. Investigation of deceleration supersonic flow in a long cylindrical channel with formation pseudoshock // *International Conference on Measurement and Test Methodologies, Technologies and Applications (MTMTA2016)*. April 24–25, 2016 in Phuket, Thailand. – Phuket: DEStech Publications, Inc. – P. 259–264.
13. Flow characteristics of small-sized supersonic inlets / Hyoung Jin Lee, Bok Jik Lee, Sung Don Kim, In-Seuck Jeung // *Journal of Propulsion and Power*. – 2011. – Vol. 27, № 2. – P. 306–318.

References

1. Shikhman Y.M., Vinogradov V.A., Kashkin Yu.F. Vozdukhoborniki GPVRD [Air intakes of the scramjets]. Ed. Yu.M. Shikhman. *Analytical review no. 422*. Moscow, Tsentralnyy institut aviatsionnogo motorostroeniya, 2005, 47 p.
2. Tao Cui, Yong Wang, Kai Liu and Jianren Jin. Classification of combustor-inlet interactions for airbreathing ramjet propulsion. *AIAA Journal*, 2015, vol. 53, no. 8, pp. 2237-2255.
3. Gurylev V.G., Trifonov A.K. Pseudoskachok v prosteysheem vozdukhobornike v vide tsilindricheskoy truby [Pseudo-shock in a simple air intake in the form of a cylindrical tube]. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1976, vol. 7, no. 1, pp. 130-138.

4. Gurylev V.G., Trifonov A.K. Perekhod sverkhzvukovogo techeniya v dozvukovoye v trube s rasshiryayushchimsya nachalnym uchastkom [Transition of supersonic flow into subsonic flow in a pipe with an expanding initial section]. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1980, vol. 11, no. 4, pp. 80-89.

5. Penzin V.I. Tormozheniye sverkhzvukovogo potoka v kanalakh [Stagnation of supersonic flow in the ducts]. Moscow, Tsentralnyy aerogidrodinamicheskiy institute (TsAGI), 2012, 158 p.

6. Guskov O.V., Kopchenov V.I., Lipatov I.I., Ostras V.N., Starukhin V.P. Protsessy tormozheniya sverkhzvukovykh techeniy v kanalakh [The stagnation processes of supersonic flows in ducts]. Moscow, Fizmatlit, 2008, 164 p.

7. Kazuyasu Matsuo, Yoshiaki Miyazato, Heuy-Dong Kim. Shock train and pseudo-shock phenomena in internal gas flows. *Progress in Aerospace Science*, 1999, vol. 35, pp. 33-100.

8. Gunko Yu.P., Mazhul I.I. Pseudoshok v osesimmetrichnom rasshiryayushchemsya kanale lobovogo vozdukhobornika [Pseudo-shock in the axisymmetric expanding channel of the front air intake]. *Abstracts of the XV School-Seminar of SibNIA "Aerodynamics and Dynamics of the Flight of Aircraft"*, March 1-3, 2017 Novosibirsk, pp. 21-23.

9. N. Om Prakash Raj and K. Venkatasubbaiah. A new approach for the design of hypersonic scramjet inlets. *Physics of Fluids*, 2012, vol. 24, no. 086103.

10. Birgit U. Reinartz, Carsten D. Herrmann, Josef Ballmann and Wolfgang W. Koschel. Aerodynamic performance analysis of a hypersonic inlet isolator using computation and experiment. *Journal of Propulsion and Power*, 2003, vol. 19, no. 5, pp. 868-875.

11. Melnikov A.Yu., Zvegintsev V.I. Supersonic flow deceleration in a long cylindrical channel with pseudoshock formation. *AIP Conference Proceedings*, 2016, vol. 1770, no. 030007, 7 p.

12. Melnikov A.Yu., Zvegintsev V.I. Investigation of deceleration supersonic flow in a long cylindrical channel with formation pseudoshock. *International Conference on Measurement and Test Methodologies, Technologies and Applications (MTMTA2016)*. April 24-25, 2016 in Phuket, Thailand. DEStech Publications, Inc, pp. 259-264.

13. Hyoung Jin Lee, Bok Jik Lee, Sung Don Kim and In-Seuck Jeung. Flow Characteristics of Small-Sized Supersonic Inlets. *Journal of Propulsion and Power*, 2011, vol. 27, no. 2, pp. 306-318.

Об авторах

Гутов Борис Иванович (Новосибирск, Россия) – кандидат технических наук, ведущий инженер лаборатории № 5 Института теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича Сибирского отделения РАН (630090, г. Новосибирск, ул. Институтская, д. 4/18).

Звегинцев Валерий Иванович (Новосибирск, Россия) – доктор технических наук, главный научный сотрудник лаборатории № 5 Института теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича Сибирского отделения РАН (630090, г. Новосибирск, ул. Институтская, д. 4/18, e-mail: zvegin@itam.nsc.ru).

Мельников Алексей Юрьевич (Новосибирск, Россия) – младший научный сотрудник лаборатории № 5 Института теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича Сибирского отделения РАН (630090, г. Новосибирск, ул. Институтская, д. 4/18, e-mail: akcil@mail.ru).

About the authors

Boris I. Gutov (Novosibirsk, Russian Federation) – Ph. D. in Technical Sciences, Leading Engineer, Laboratory No. 5, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics, Siberian Branch of Russian Academy of Sciences (4/18, Institutskaya st., Novosibirsk, 630090, Russian Federation).

Valery I. Zvegintsev (Novosibirsk, Russian Federation) – Doctor of Technical Sciences, Leading Researcher, Laboratory No. 5, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics, Siberian Branch of Russian Academy of Sciences (4/18, Institutskaya st., Novosibirsk, 630090, Russian Federation, e-mail: zvegin@itam.nsc.ru).

Aleksey Yu. Melnikov (Novosibirsk, Russian Federation) – Junior Researcher, Laboratory No. 5, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics, Siberian Branch of Russian Academy of Sciences (4/18, Institutskaya st., Novosibirsk, 630090, Russian Federation, e-mail: akcil@mail.ru).