ИССЛЕДОВАНИЕ ТРЕХУДАРНОЙ КОНФИГУРАЦИИ С Отрицательным углом отражения в стационарном Сверхзвуковом потоке

Франческа Александровна Слободкина, д.ф.- м.н., профессор, академик РАЕН, ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова" Людмила Георгиевна Гвоздева, д.ф.-м.н., профессор, Объединенный институт высоких температур РАН (ОИВТ РАН)

Аналитическими и численными методами исследуется волновая картина течения, возникающая за соплом ракетного двигателя на нерасчетном режиме полета. Излагаются результаты, демонстрирующие возникновение нового вида трёхударной волновой структуры при учете реальных параметров потока. Получены условия, вызывающие развитие вихревого образования, способного разрушить течение за соплом и привести к аварийной ситуации в работе двигателя. The wave flow pattern at the over-expanded jet from rocket engine nozzle has been investigated analytically and numerically. The results are given showing the appearance of a new form of the triple shock wave structure, taking into account the real parameters of the flow. The conditions have been obtained, leading to the development of the vortex formation, able to disrupt the stationary pattern, and lead to the emergency situation in rocket engine operation

Ключевые слова: сверхзвуковая нерасчетная струя, трехударная конфигурация, отрицательный угол отражения, аналитический расчет, граница перехода от обычной формы отражения к "аномальной".

Keywords: off-design supersonic jet, triple shock wave structure, the negative angle of reflection, analytical calculation, the boundary of the transition from the usual forms of reflection to the "anomalous".

Введение

В сверхзвуковой струе, истекающей из сопла в перерасширенном режиме, возникают последовательные кофигурации взаимодействия ударных волн. Полная картина течения зависит от числа Маха на срезе сопла, отношения давления в окружающем пространстве к давлению на срезе сопла, состава газа, величины отношения теплоемкостей γ_i формы сопла, внешних условий и условий вниз по потоку. В этой краевой задаче можно выделить отдельно картину пересечения ударных волн, которая бывает регулярной или нерегулярной. В данной работе рассматривается нерегулярная (трехударная) конфигурация ударных волн. Исследования последних лет показали, что расположение волн в трехударной конфигурациях существенно зависит от величины отношения теплоемкостей γ [1-5]. Расположение волн в трехударной конфигурации для идеального газа зависит только от числа Маха вытекающего потока, соотношения давлений (нерасчетности) и отношения удельных теплоемкостей газа γ за соплом. В работе проведены численные исследования тройных конфигураций в широком диапазоне определяющих параметров - чисел Маха, соотношения давлений и отношения удельных теплоемкостей. Показано, что при числе Маха больше 3 и отношении теплоемкостей меньше $\gamma<1.4$ в потоке должна возникнуть новая, неизвестная ранее тройная конфигурация с отрицательным углом отражения. Эта конфигурация не существует при γ > 1.4. Найдены границы областей существования решения с отрицательным углом. Появление такой конфигурации при решении краевой задачи о сверхзвуковой струе, вытекающей из сопла, может привести к образованию за волной Маха замкнутой области, где возникает вихревое течение. Развитие этого течения способно разрушить характер потока за соплом и привести к установлению стационарного автоколебательного режима.

В работе исследуются условия истечения из сопла и параметры газа на выходе такие, при которых возникает трехударная конфигурация. Типичная картина в этом случае представлена на рис. 1, 2.



На рис. 1 ударные волны (I,I на выходе) в результате торможения сходятся с образованием диска Маха (A,A), за которым течение становится дозвуковым. Здесь отражённая волна AR направлена вверх от направления движения потока так, что угол $\omega_2 > 0$.



На рис.2 ударные волны также сходятся с образованием диска Маха, но отраженные волны направлены вниз, под отрицательным углом ω_2 к потоку, и сходятся в точке R. При этом образуется замкнутая область между диском Маха и двумя отраженными волнами AR, где газ, накапливаясь, может разрушить образовавшуюся структуру течения.

Далее такие конфигурации будем называть тройной конфигурацией с положительным или отрицательным углом отражения.

Известно, что в случае сильных ударных волн для расчёта таких конфигураций можно воспользоваться "трёхударной теорией".





Аналитические исследования

В представленной работе проведены расчеты конфигураций по трехударной теории [6]. Рассмотрим стационарный сверхзвуковой поток газа, движущийся с числом Маха М1 и отношением удельных теплоемкостей γ (рис.3). Падающая волна IA наклонена под углом ω_1 к втекающему потоку. Отраженная волна AR расположена под углом ω_2 к втекающему потоку, а волна Маха AM - под углом ω_3 . Предполагается, что существует некоторая окрестность тройной точки, где все три волны - прямые. Трехударная теория предполагает, что поток газа за падающей волной отклоняется на угол θ_1 . Газ за отраженной волной отклоняется в обратном направлении на угол θ_2 . В волне Маха газ отклоняется на угол θ_3 . Поток за отраженной волной должен быть параллелен потоку за волной Маха. Давление на тангенциальной поверхности AT - одинаково с обеих сторон. Поэтому условия совместимости записываются следующим образом:

Для каждой волны выполняется система уравнений:

$$\rho_{1}u_{1} = \rho_{2}u_{2}, \qquad h = cp T,$$

$$\rho_{1}u_{1}^{2} + p_{1} = \rho_{2}u_{2}^{2} + p_{2}, \qquad \mu_{1} = \mu_{2} = const,$$

$$\frac{u_{1}^{2}}{2} + h_{1} = \frac{u_{2}^{2}}{2} + h_{2}, \qquad \gamma = const$$

Здесь *P* - плотность, *u* - нормальная компонента скорости к ударной волне, *p* - давление, *h* - энтальпия, *µ* - молекулярный вес, *R* - универсальная газовая постоянная, *T* - температура, *c*_{*p*} - удельная теплоемкость при постоянном давлении, *Y* - отношение удельных теплоемкостей. Индексы 1 и 2 отвечают областям до и после ударной волны соответственно. Соотношение между углами на косой ударной волне следующее:

$$tan(\Theta) = \frac{2}{tan(\omega)} \cdot \frac{M^2 \cdot sin^2 \omega - 1}{M^2 \cdot (\gamma + cos(2\omega)) + 2}$$

где $\boldsymbol{\omega}$ - угол между волной и набегающим потоком, $\boldsymbol{\theta}$ - угол отклонения потока, проходящего через ударную волну, M - число Маха потока. Решая систему уравнений при заданных M_1 , $\boldsymbol{\gamma}$ и $\boldsymbol{\omega}_1$, можно полностью вычислить все параметры потока за ударными волнами и определить углы конфигурации. Расчеты, проведенные на основе трехударной теории, дают хорошее совпадение с экспериментами для сильных ударных волн.

Надо отметить, что эта теория определяет только углы и параметры потока за ударными волнами вблизи тройной точки. Дальнейшее развитие течения будет определяться параметрами потока вне области тройной конфигурации.

Вычисления проведены в широком диапазоне начальных параметров чисел Маха, от 1 до 15, отношений удельных теплоемкостей γ от 1.05 до 1.66 и отношения давления P_2/P_1 от 1 до 200. На рис. 4 представлены границы областей с отрицательными углами отражения.

Опасные области с ω_2 < 0 находятся внутри соответствующих кривых. Вне этих кривых - слева на рис.4 - угол ω_2 - положителен, величина γ >1.4 и опасных областей не возникает.

Отношение (P₂/P₁) представляет собой отношение давления в окружающей среде к давлению на срезе сопла.

Связь величины отношения давлений (P_2/P_1) с углом $\boldsymbol{\omega}_1$ задается формулой

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{2\gamma M_1^2 \sin \omega_1 - \gamma + 1}{\gamma + 1}$$

Таким образом, рис. 4 демонстрирует найденные области существования новой конфигурации, возникающей при числе Маха потока больше трех и отношении теплоемкостей меньше, чем 1.4. Отсюда следует, что уменьшение отношения теплоемкостей приводит к качественному изменению картины течения.



гис. 4 границы существования конфигурации с отрицательным углом отражения (\mathcal{O}_2) для различных значений отношений удельных теплоемкостей 1 - γ = 1.35; 2 - γ = 1.3; 3 - γ = 1.25; 4 - γ = 1.2; 5 - γ = 1.15; 6 - γ = 1.1; 7 - γ = 1.05.

Расчеты параметров газа в выходном сечении сопла реактивного двигателя для различных параметров за камерой сгорания

В реактивных двигателях воздух за компрессором попадает в камеру сгорания. Горение керосина с воздухом в камере сгорания происходит при давлении, полученном в результате сжатия воздуха компрессором (π_k) при температуре воздуха Твх. = 288,15К и температуре керосина Ткер. =293К.

Ниже приводится таблица примеров некоторых данных, полученных для разных вариантов коэффициентов избытка воздуха lpha, полноты сгорания η , степени сжатия компрессора π_{κ} и температуры газа за камерой сгорания $\Gamma_{\kappa c}$. Эти параметры важны для исследований, проводимых в данной работе

			Табли
Т _{кк} при α = 1,2;	2394K	2552K	2702K
$\eta = 0.87$	$\pi_{\kappa}=20$	$\pi_{\kappa}=50$	$\pi_{\kappa} = 100$
γ	1,217	1,211	1,205
Τ ₁₀ πριτ α = 1,6;	2067K	2243K	2413K
$\eta = 0.96$	$\pi_{\kappa}=20$	$\pi_{\kappa}=50$	π _κ =100
γ	1,25	1,242	1,234
T_{kc} при $\alpha = 2;$	1844K	2031K	2211K
$\eta = 0.97$	$\pi_{\kappa}=20$	$\pi_{\kappa}=50$	$\pi_{\kappa} = 100$
Y	1,266	1,257	1,249

Из таблицы 1 следует, что за камерой сгорания, где шли физикохимические превращения, величина γ меньше 1,4, и меняется в пределах 1,205 < γ < 1,266 (в отличие от значения γ для воздуха на входе в двигатель). За камерой сгорания газ проходит через турбину и попадает в сопло. В результате процессов рекомбинации в этих устройствах величина γ повышается до значений порядка 1,3. При работе форсажной камеры величина γ на выходе из сопла не превышает 1,25.

Зависимость трехударной конфигурации от величины γ не наблю-

далась ранее, так как известные нам численные исследования сверхзвуковых струй проводились только с γ =1,4 для сравнения с экспериментами в аэродинамических трубах [4], когда появление отрицательных углов исключено.

Обозначения, принятые в таблицах: π_{k} - степень сжатия в компрессоре; Ткс - температура за камерой сгорания; R - универсальная газовая постоянная; γ - отношение теплоемкостей на входе в сопло. В дальнейшем : Мвх - число Маха на входе в сопло, Мвых. - число Маха на выходе из сопла.

Для удобства сопоставления численных результатов приведем графики построения различных областей в параметрах (M $_1, P_2/P_1)$ для двух зна-



чений γ=1,2 и γ=1,4. • Область АGHCA (синяя) содержит два различных решения, которые соответствуют регулярному отражению и маховскому отражению. Выбор решения определяется устойчивостью.

• Область GEBG соответствует нерегулярному отражению с отрицательным углом.

• Область GBHG (желтая) содержит два решения: регулярное отражение и нерегулярное с

отрицательным углом.

 Область ниже DC содержит одно решение с регулярным отражением.

• Область, которая лежит выше AGE, содержит только маховское отражение



• Область выше линии АВ соответствует маховскому отражению.

Область
 АВСD (синяя) содержит маховское и регулярное отражение.
 Выбор решения определяется устойчивостью.

• Область ниже линии DC соответствует только регулярному отражению.

При течении в сопле величина у увеличивается примерно на 8% по сравнению со значением этой величины за камерой сгорания. При работе форсажной камеры значение у на выходе снова

убывает, достигая значений за камерой сгорания γ = 1,25

Были проведены многовариантные расчеты течений в соплах Лаваля заданной плоской геометрии при заданном режиме на входе в сопло. Приведем только некоторые результаты тех случаев, когда значения на выходе из сопла попадали в область с отрицательным углом отражения. Примеры результатов расчета течения в сопле и на выходе из него представлены в следующих таблицах.

Вариант 1.

γ

Y,/Y,BLD

Параметры на входе в сопло: π_{κ} =75; $T_{\kappa c}$ =2636; R=29,43; α =1,208; RT=77581; α =1,2 Соотношение площадей сопла в критическом сечении и в выходном сечении У_к/У_{вых}=0,00503

Начальные параметры					
T° (K)	Р⁰ (МПа)	₽ º (кг/м³)			
2636	1,95	25,14			
Параметры на выходе из канала					

T (K)

Р (МПа)

ρ (кг/м³)

М

1,2	0,00503	5,44	640,02	0,0005	0,026	
Результаты расчета отношения атмосферных давлений на разных высотах к давлению на выходе из сопла при Мвых=5,44						
Высота (м)		Ратм (Па·10 ⁵)		Р _{атм} /Р _{вых}		
C		1,0	13	203	,43	
50	0	0,9	28	197	,52	
2000		0,80		159,65		
4000		0,62		123,82		
6000		0,47		94,82		
750	00	0,3	38	76,89		
950	00	0,2	29	57,	40	
115	0,21 42,14		14			
135	00	0,1	5	30,78		
145	00	0,1	3	26,	31	

Вывод:

В данном случае, при числе Маха на выходе из сопла М=5,44 и отношении давлений 26,31, решение попадает в область EGB на высоте 14,5 км от поверхности земли. Точка 1 на рисунке 5.

Вариант 2.

Параметры на входе в сопло: π_{κ} =75; $T_{\kappa c}$ =2636; R=29,43; α =1,208; RT =77581; α =1,2 Соотношение площадей сопла в критическом сечении и в выходном сечении У_к/У_{вых} = 0,00899

Начальные параметры						
T ^o (K)		Р⁰ (МПа)		₽ ⁰ (кт/м³)		
26	36	1,95		25,14		
Параметры на выходе из канала						
γ	$V_{\kappa}/V_{\rm blux}$	м	T (K)	Р (МПа)	ρ (кг/м³)	
1,2	0,00899	4,99	755.30	0,0011	0,05	

Результаты расчета отношения атмосферных давлений на разных высотах к давлению на выходе из сопла при Мвых=5,44 Высота (м) Ратм (Па•10⁵) P_{atm}/P_{BMX} 1 0 1 94 50 0 500 0.99 89.05 2000 0.80 74.16 3500 0,66 61.37 5500 0.51 47.15 0,38 35.72 7500 9500 0.29 26.67 10500 0.25 22.89 11500 0,21 19.58 12000 0,19 18.10

Вывод:

В данном случае, при числе Маха на выходе из сопла M=4.99 и отношении давлений, равном 18.10, решение попадает в область EGB на высоте 12 км от поверхности земли. Точка 2 на рисунке5.



№ 1 (103) 2016 www.dvigately.ru

_ 4 _

Таким образом, получены результаты, подтверждающие возможность возникновения трехударной конфигурации с отрицательным углом отражения в течении за соплом, что может привести к существенной перестройке потока, вплоть до разрушения течения в сопле.

Работа выполнена при поддержке РФФИ, грант РФФИ 16-08-01228 А

Литература

- Гвоздева Л.Г., Гавренков С.А. // Возникновение тройных конфигураций отрицательным углом отражения в стационарном потоке. // Письма в ЖТФ, 2012. - т.38, вып.8.
- Gvozdeva L.G., Gavrenkov S.A. A new configuration of irregular reflection of shock waves // Progress in flight physics Vol.7, 2015, pp. 437-452.
- Gvozdeva L.G., Chulyunin A.Yu. Numerical investigation of regular and Mach reflection at the expiration of the gas jet from the nozzle // 6th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS). Book of

Proceedings.2015, pp. 471-486.

- 4. Слободкина Ф.А., Гвоздева Л.Г. Исследование трехударной конфигурации с отрицательным углом отражения в стационарном сверхзвуковом потоке. Материалы: ХІХ Международная конференция по Вычислительной механике и современным прикладным программным системам (ВМСППС'2015), 23-31 мая 2015 г. Алушта, Крым
- 5. Слободкина Ф.А., Гвоздева Л.Г. Математическое исследование структуры сверхзвуковых газовых струй при аномальном поведении ударных волн на выходе из сопла. XXXVIII Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королева и других выдающихся отечественных ученых. Москва, 29.01 - 1.02, 2014.
- Ландау Л.Д., Лившиц Е.М. Теоретическая физика: Учеб. пособ.: Для вузов. В 10 т. Т.VI. Гидродинамика. 5-е изд., стереот. М.: ФИЗМАЛИТ, 2001. 736 с.

Связь с авторами: faslobod@gmail.com