

УДК 551.510.536

ГАЗОДИНАМИЧЕСКИЙ РАЗЛЕТ ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ В УСЛОВИЯХ ВЕРХНЕЙ АТМОСФЕРЫ

© 2011 г. **А. Г. Молчанов**¹, **Ю. В. Платов**²

¹ Учреждение РАН Физический институт им. П. Н. Лебедева, г. Москва

² Учреждение РАН Институт земного магнетизма, ионосферы и распространения радиоволн им. Н. В. Пушкова, г. Троицк (Московской обл.)

e-mail: yplaton@izmiran.ru

Поступила в редакцию 25.05.2010 г.

После доработки 21.09.2010 г.

В работе исследуется разлет продуктов сгорания ракетного топлива в направлении перпендикулярном к движению ракеты. Проводится сравнение результатов численных расчетов и автоматического приближения для сильного цилиндрически симметричного взрыва. Показано, что при достаточно высокой скорости ракеты V_∞ , превышающей сумму скоростей истечения газа из сопла V_e и скорости звука V_s ($V_\infty > V_e + V_s$), вокруг траектории полета ракеты в верхней атмосфере может образовываться газодинамическая дыра, в которой общая концентрация газа становится меньше равновесной концентрации газа на заданной высоте. Рассчитана динамика профилей плотности и температуры продуктов сгорания в факеле.

1. ВВЕДЕНИЕ

Типичное значение давления продуктов сгорания на срезе сопла ракетного двигателя, работающего в условиях верхней атмосферы, составляет ~0.005 МПа, поэтому фактор недорасширения n (отношение давлений газа на срезе сопла и внешнего давления $P_e/P_\infty = n$) может достигать величин 10^5 – 10^7 . Такое соотношение давлений, приводит

к явлениям, характерным для сильного взрыва в поперечном движению ракеты направлении, а именно: образованию сильных ударных волн и расширению центральных областей взрыва в начальный момент со скоростями 3–5 км/сек.

Факел ракетного двигателя, с некоторой долей условности, можно разбить на три основные области (рис. 1). Первая область вблизи ракеты, где еще сказываются газодинамические возмущения,

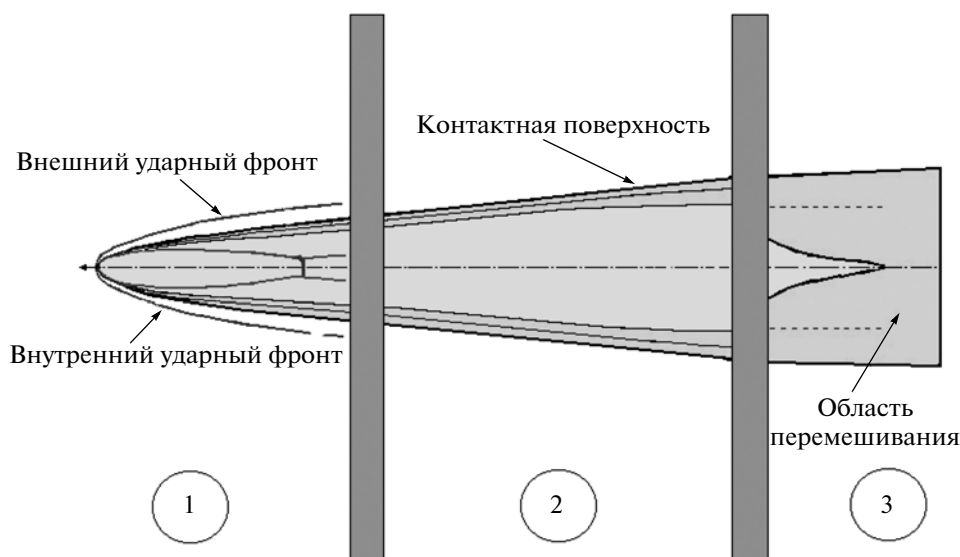


Рис. 1. Структура факела ракетного двигателя в верхней атмосфере: 1 – ближняя к ракете область, 2 – область цилиндрически симметричного взрыва ($P_p \gg P_\infty$), 3 – область звуковых возмущений и диффузионного перемешивания с окружающей атмосферой ($P_p \approx P_\infty$).

идущие от носовой части ракеты и сопла двигателя, может простираться до нескольких километров. Вторую область, в которой давление продуктов сгорания все еще намного превышает давление окружающего газа $P_p \gg P_\infty$, можно назвать областью цилиндрически симметричного взрыва. Она характеризуется на начальном этапе почти свободным разлетом газа в поперечном направлении и может занимать от десятка до сотни километров. Для третьей области, в которой давление продуктов сгорания сравнивается с давлением окружающего газа $P_p \approx P_\infty$, характерно превалирование диффузионных процессов перемешивания всех газовых компонент. Эта область может простираться на расстояния до тысячи километров.

Первая область была детально исследована в работах [Draper и др., 1975, Draper, Sutton, 1973, Boynton, 1967]. В данной работе исследуется структура факела ракетного двигателя во второй области. Для описания радиального расширения факела в этой области в работе [Ивлев и Романова, 1993] были использованы автомодельные решения для цилиндрически симметричного точечного взрыва. Следует, однако, заметить, что автомодельные решения не применимы для детального описания обширных центральных областей факела, остающихся позади ударной волны, и областей, где нужно учитывать противодействие окружающей среды. Поэтому для детального описания динамики продуктов сгорания во всем пространстве было проведено численное решение уравнений трехтемпературной одномерной газовой динамики в цилиндрически симметричной геометрии.

Использование “взрывной” терминологии применительно к описанию стационарного процесса разлета продуктов сгорания ракетных двигателей весьма условно. Однако между сугубо нестационарной задачей о цилиндрическом взрыве и задачей стационарного обтекания тел с гиперзвуковой скоростью имеется глубокая связь, основанная на использовании принципа плоских сечений [Коробейников, 1985]. Эта аналогия определяется тем, что при движении тела с числами Маха $M_\infty \gg 1$ импульс, передаваемый газу можно считать сосредоточенным в плоскости, перпендикулярной движению тела.

Сверхзвуковую струю в спутном гиперзвуковом потоке при больших факторах недорасширения можно рассматривать как движение тела с характерным поперечным R и продольным X размерами [Храмов и Чекмарев, 1982]: $R = r_e \frac{M_e}{M_\infty} (\gamma_e n / \gamma_\infty)^{1/2}$, $X = R / \theta$, где $\theta = \left(\frac{2}{\gamma_e (\gamma_e + 1)} \times \frac{1}{M_e^2} + \frac{1}{2} \sin^2 \theta_e \right)^{1/2}$, r_e , θ_e – радиус сопла и угол наклона вектора скорости газа на его срезе, γ_e , γ_∞ – от-

ношение удельных теплоемкостей, а M_e , M_∞ – числа Маха для продуктов сгорания на срезе сопла и внешнего набегающего потока, соответственно.

На больших расстояниях от ракеты вниз по потоку $x \gg X$ (область 2 на рис. 1) в плоском слое перпендикулярном оси струи поперечное движение газа можно рассматривать независимо от движения вдоль оси. Для того, чтобы не происходило существенного натекания газа в выделенный слой со стороны ракеты вдоль оси струи, необходимо, чтобы продольная скорость продуктов сгорания относительно внешнего газа была направлена к ракете и превышала скорость звука: $M_\infty > M_e + 1$.

Это условие обычно выполняется, когда космическая ракета выходит в верхние слои атмосферы. В этом случае ее скорость превышает значение ~6 км/сек, в то время как, скорость истечения продуктов сгорания из сопла составляет ~3 км/сек. В дальнейшем это условие считаем выполненным.

В данной работе методом численного решения уравнений газовой динамики исследуется внутренняя структура факела ракетного двигателя в верхней атмосфере и проводится оценка области применения автомодельных решений.

2. МОДЕЛЬ ЦИЛИНДРИЧЕСКИ-СИММЕТРИЧНОГО ВЗРЫВА

Для цилиндрически симметричного взрыва, когда можно пренебречь противодействием окружающего газа, координата, скорость и давление газа сразу за ударной волной подчиняется автомодельному решению: $r = C_1 t^{1/2}$, $V = C_2 / t^{1/2}$, $P = C_3 / t$, где $C_{1, 2, 3}$ – некоторые константы определяемые начальными условиями. Время t в задаче о взрыве связано с продольной координатой x : $t = x / V_\infty$.

Для того чтобы оценить области применения автомодельного решения, сравним его с численным расчетом поперечного расширения факела в цилиндрической геометрии. В численных расчетах предполагалось, что в начальный момент продукты сгорания сосредоточены в цилиндре с радиусом сопла r_e . Их плотность, определяется скоростью истечения из сопла V_e и скоростью расхода топлива. На рисунке 2, в качестве примера, показаны результаты расчета положения и скорости движения контактной поверхности для продуктов сгорания жидкостной ракеты-носителя “Сатурн IVB” на высоте 250 км в сравнении с результатами, полученными в работах [Draper et al., 1975; Draper and Sutton, 1973; Boynton, 1967]. Состав продуктов сгорания согласно [Wu, 1975] составляет: 30% H_2 и 70% H_2O с начальной концентрацией 2×10^{-2} кг/м³ и температурой 1400 К. Плотность и температура окружающей атмосферы брались соответственно 1×10^{-10} кг/м³ и 1000 К.

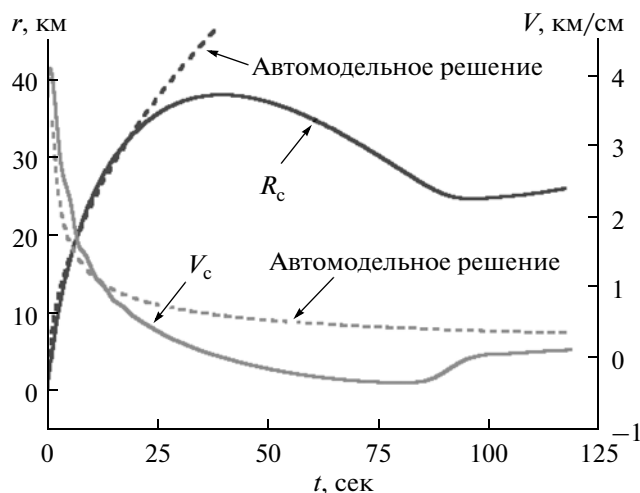


Рис. 2. Зависимость от времени скорости V_c и координаты R_c контактной поверхности факела на высоте 250 км. Штриховой линией показано автомодельное приближение.

Скорости поперечного расширения факела в первые секунды достигают 4 км/сек, а само движение в это время достаточно точно описывается автомодельным приближением. Однако после 25 сек имеется значительное различие автомодельного и численного решения, учитывающего противодавление окружающего газа. Следует отметить, что в численных расчетах не учитывалось влияние магнитного поля Земли на расширение факела. Это влияние в принципе необходимо учитывать в области ионосферы. Однако, поскольку величина давления магнитного поля $\frac{\mu_0 H^2}{2}$ не превышает $\sim 10^{-3}$ Па, то на качественную картину распределения плотности и температуры внутри факела магнитное поле не влияет.

На рис. 3а, б, и в показаны результаты расчетов поперечных профилей плотности и скорости движения продуктов сгорания топлива и окружающего газа для трех моментов времени при начальных условиях, указанных выше. Из расчетов видно, что, начиная с 10 с после пролета ракеты, вблизи оси ее траектории образуется область с пониженной концентрацией газа, которую можно назвать газодинамической дырой. В отличие от ионосферной дыры, в которой концентрация электронов уменьшается в результате изменения направлений ионно-молекулярных реакций [Карлов и др., 1980], и которая может существовать в течении часов, время жизни газодинамической дыры составляет несколько минут и не связана с наличием или отсутствием электронов.

Аналогичные расчеты были проведены для параметров факела, создаваемого второй ступенью ракеты “Протон-К” на высоте 150 км. Основные компонентами продуктов сгорания: 27% H_2O , 31% CO_2 и 34% N_2 с начальной температурой 1500 К

и параметрами на срезе сопла $\rho_e = 3.6 \times 10^{-2}$ кг/м³, $r_e = 1.5$ м, $V_e = 2.5$ км/сек, $\rho_\infty = 2.5 \times 10^{-9}$ кг/м³, $T_\infty = 800$ К [Экологические ..., 2000]. Качественно распределение плотностей и скоростей оказалось таким же, как и на рис. 3, однако масштаб по радиусу и по времени уменьшился приблизительно в три раза. Также как и на рис. 3 внутри газодинамической дыры вблизи контактной поверхности наблюдается сравнительно узкая кольцеобразная структура с повышенной плотностью газа, а вблизи оси факела сравнительно долго держится низкая температура.

Поперечные размеры газодинамической дыры увеличиваются с увеличением высоты и могут достигать приблизительно ста километров. Видимые поперечные размеры факела определяются контактной поверхностью.

При наблюдениях оптических явлений в верхней атмосфере, сопровождающих запуски ракет, в ряде случаев наблюдается быстрое расширение газо-пылевого облака со скоростями $\sim 2-3$ км/сек за границы расчетной контактной поверхности [Platov и др., 2004]. Поскольку в образовании конденсированной фазы при резком расширении продуктов сгорания происходит практически сразу за соплом двигателя (на расстояниях 50–200 м от сопла [Wu, 1975, Платов и др., 2010]), то этот процесс может быть связан с увлечением частиц конденсированной фазы. Из расчетов видно, что если в продуктах сгорания содержатся твердые частицы, то до скоростей 2–3 км/сек в поперечном движению ракеты направлении, они могут ускориться только в первые секунды разлета. Суперпозиция движения ракеты со скоростью ~ 6 км/сек в верхних слоях атмосферы и разлета дисперсных частиц со скоростями 2–3 км/сек приводит к формированию характерных конусообразных “облаков”, ко-

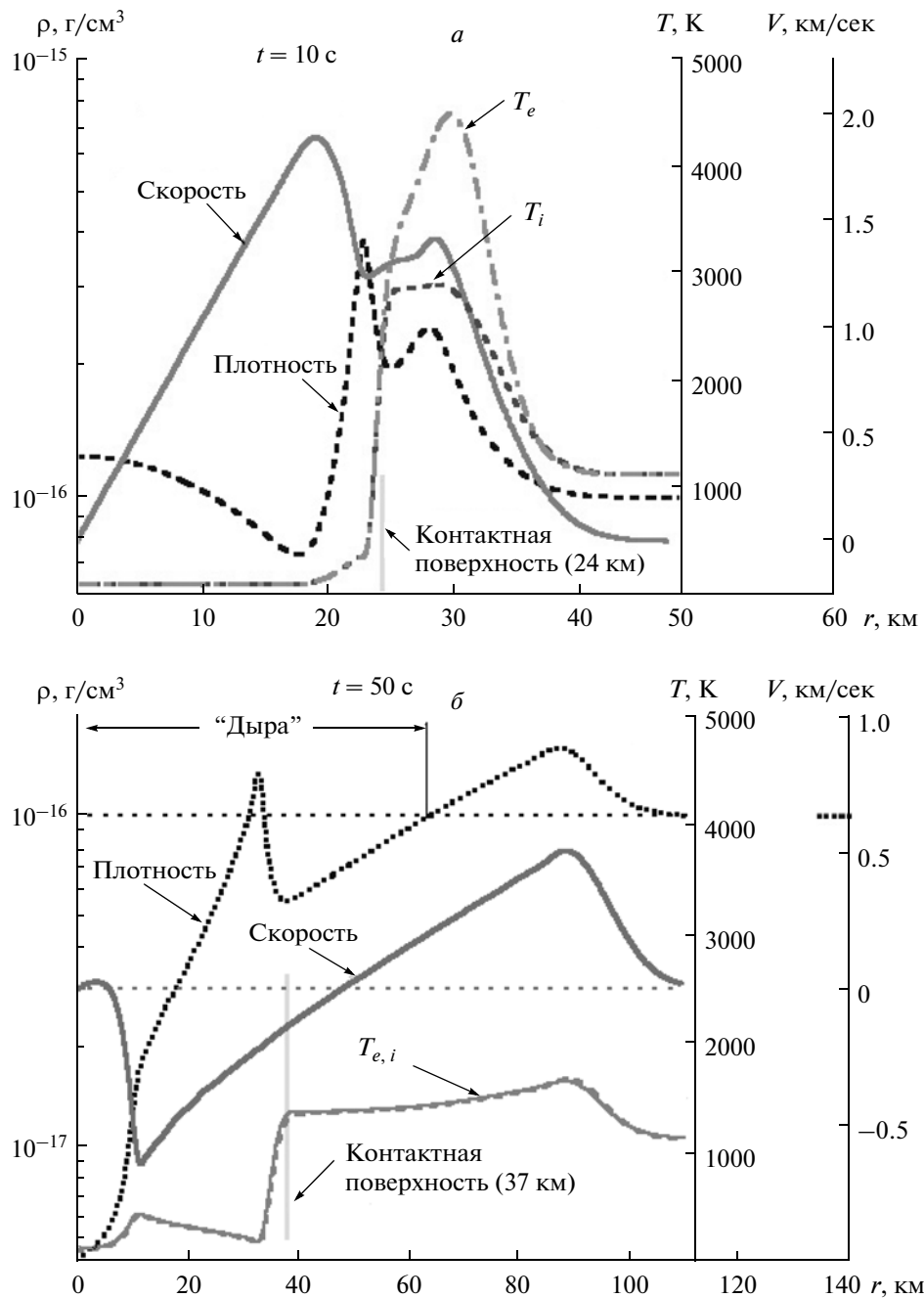


Рис. 3. Рассчитанные поперечные профили плотности, скорости движения и температур продуктов сгорания топлива и окружающего газа через 10 с (а), 50 с (б) и 100 с (в) после пролета ракеты на высоте 250 км.

торы наблюдаются в сумеречных условиях в результате рассеяния солнечного света на дисперсной компоненте продуктов сгорания. Очевидно, что угол при вершине “конуса” определяется отношением скоростей движения ракеты и разлета дисперсной компоненты. На рисунке 4, в качестве иллюстрации, приведены два снимка таких облаков. Первый снимок (рис. 4а) получен 23 сентября 2005 г. во время запуска ракеты “Minotaur”, когда она находилась на высоте ~140 км. Второй (4б)

получен при включении двигателя космического корабля “Глонасс” 13 октября 200 г. на высоте ~20000 км. Тяга двигателя ракеты носителя “Minotaur” более чем в десять раз превышает тягу двигателя “Глонасс”. Несмотря на это и то, что двигатели относятся к совершенно разным типам (твердотопливный и жидкостный), а также различие в высоте, геометрические параметры этих образований подобны, что свидетельствует об одном и том же механизме их развития.

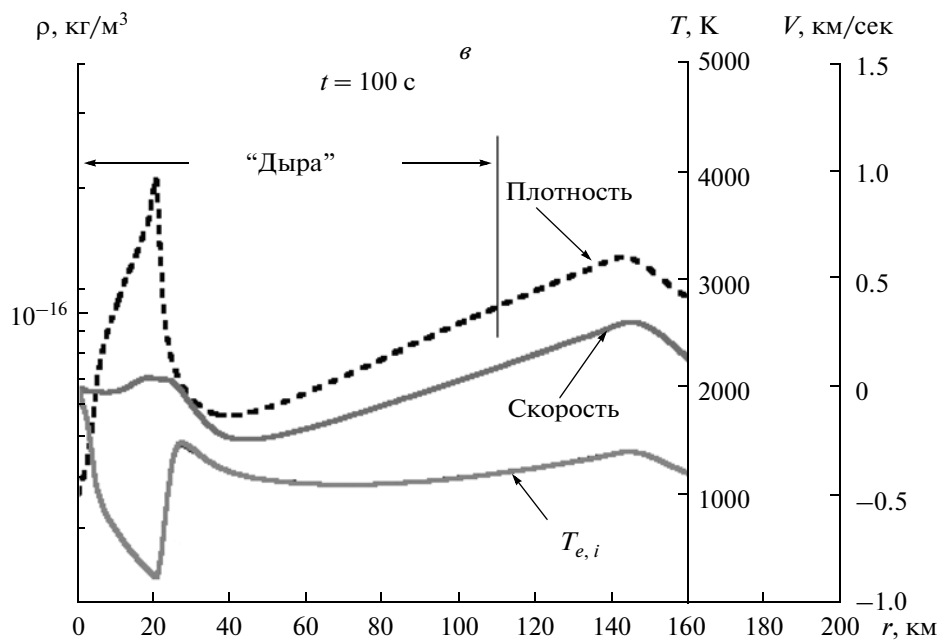


Рис. 3. Окончание.

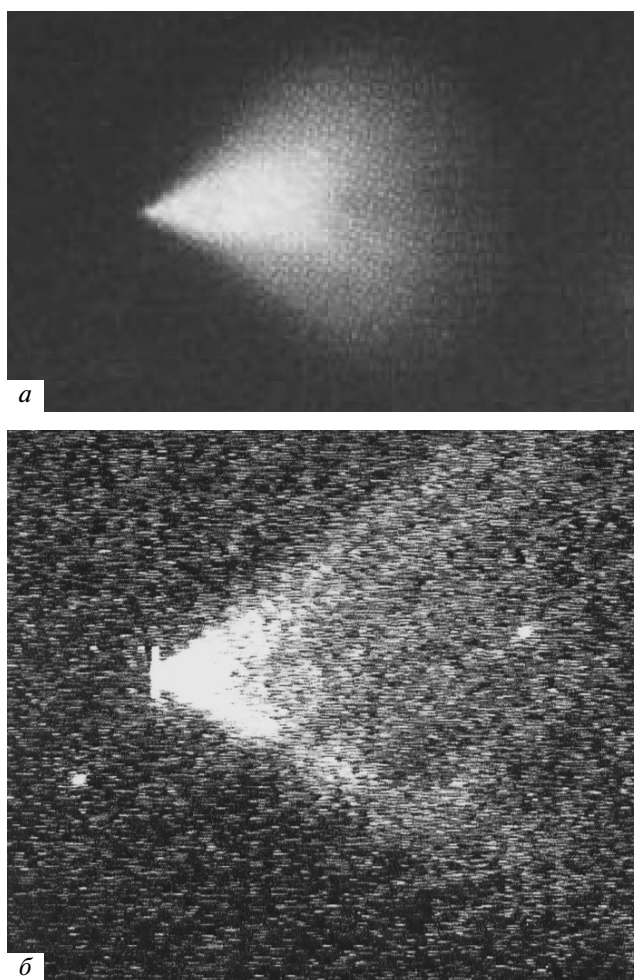


Рис. 4. Конусообразное облако дисперсных частиц, наблюдавшееся в сумеречных условиях на высоте ~ 140 км при запуске ракеты "Minotaur" 23 сентября 2005 г. (а) и во время включения двигательной установки космического аппарата "Глонасс" 13 октября 2000 г. (б). Характерный размер облаков ~ 40 км.

3. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведенные расчеты поперечного разлета продуктов сгорания показывают сложную внутреннюю структуру факела в верхней атмосфере. В частности, показано, что вблизи траектории полета ракеты могут образовываться газодинамические дыры, в которых концентрация газа оказывается меньше концентрации окружающего газа на заданной высоте. В пространстве эти области должны следовать за ракетой, образуя своего рода газодинамический пузырь, размеры которого в поперечнике увеличиваются с увеличением высоты. При этом общий объем области с пониженной концентрацией газа может достигать величины $10^4 - 10^5 \text{ км}^3$. Область применения автоматического решения ограничена $\sim 30 \text{ км}$ в поперечном к направлению полета ракеты направлении.

Рассматривая состав продуктов сгорания топлива и условия их расширения во второй ступени ракеты "Протон-К" можно заметить, что этот состав, за исключением избытка молекул воды, является почти идеальной средой для усиления излучения на длине волны 10.6 мкм в молекуле CO_2 . Избыточная доля поглощающих молекул воды, может быть скомпенсирована процессом ее конденсации и увода ее из факела в процессе поперечного разлета. Во всяком случае, представляет интерес исследовать поведение интенсивности указанной линии в факеле ракеты.

Работа выполнена при поддержке РФФИ, грант № 10-05-00792-а.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- *Ивлев Л.С., Романова В.И.* Модель газопылевого облака в высотных ракетных факелах // Оптика атмосферы и океана. Т.6. № 4. С. 458–468. 1993.
- *Карлов В.Д., Козлов С.И., Ткачев Г.Н.* Крупномасштабные возмущения в ионосфере, возникающие при полете ракеты с работающим двигателем // Космич. исслед. Т. 18. Вып. 2. С. 638. 1980.
- *Коробейников В.П.* Задачи теории точечного взрыва. 1. М.: Наука. 400 с. 1985.
- *Платов Ю.В., Семенов А.И., Филиппов Б.П.* Конденсация продуктов сгорания в выхлопной струе ракетных двигателей в верхней атмосфере // Геомагнетизм и аэронавигация. Т. 51. № 4. С. 556–562. 2011.
- *Храмов Г.А., Чекмарев С.Ф.* Автомодельное истечение сильно недорасширенной гиперзвуковой газовой струи // Изв. РАН, сер. МЖГ, № 4. С. 113–120. 1982.
- Экологические проблемы и риски воздействий ракетно-космической техники на окружающую природную среду. Справочное пособие под редакцией Адушкина В.В., Козлова С.И. и Петрова А.В., М.: Анкил. С. 41–89. 2000.
- *Boynton F.P.* Highly Underexpanded Jet Structure: Exact and Approximate Calculations // AIAA J., V. 5. P. 1703–1704. 1967.
- *Draper J.S., Bien F., Huffman R.E., Paulsen D.E.* Rocket Plumes in the Thermosphere // AIAA J., V. 13. P. 825–827. 1975.
- *Draper J.S., Sutton E.A.* Nomogram for High-Altitude Plume Structures // J. Spacecraft, V. 10. P. 682–684. 1973.
- *Platov Yu.V., Chernouss S.A., Kosch M.J.* Classification of Gas-Dust Formations from Rocket Exhaust in the Upper Atmosphere // J. Spacecraft and Rockets, V. 41. № 4. P. 667–670. 2004.
- *Wu B.J.C.* Possible Water Vapor Condensation in Rocket Exhaust Plumes // AIAA J. V. 13. P. 797–802. 1975.