

УДК 551.510.536

## КОНДЕНСАЦИЯ ПАРОВ ВОДЫ И УГЛЕКИСЛОГО ГАЗА В ВЫХЛОПНОЙ СТРУЕ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ. I. МОДЕЛЬНЫЙ РАСЧЕТ ФИЗИЧЕСКИХ УСЛОВИЙ В ВЫХЛОПНОЙ СТРУЕ

© 2014 г. Ю. В. Платов<sup>1</sup>, В. В. Алпатов<sup>2</sup>, В. Ю. Ключников<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Институт земного магнетизма, ионосферы и распространения радиоволн им. Н.В. Пушкова, РАН (ИЗМИРАН), г. Москва, г. Троицк

<sup>2</sup>Институт прикладной геофизики им. Е.К. Федорова, г. Москва

<sup>3</sup>ФГПУ ЦНИИмаш, г. Москва (Федеральное Государственное унитарное предприятие Центральный научно-исследовательский институт машиностроения)

e-mail: yplaton@izmiran.ru

Поступила в редакцию 05.06.2012 г.

Проведены модельные расчеты температуры и давления продуктов сгорания в выхлопной струе ракетных двигателей последних ступеней ракет-носителей “Протон”, “Молния” и “Старт”, работающих в верхней атмосфере на высотах более 120 км. Показано, что конденсация паров воды может происходить, начиная с расстояний 100–150 м от сопла двигателя, а конденсация углекислого газа – на расстояниях 450–650 м.

DOI: 10.7868/S0016794014010118

### 1. ВВЕДЕНИЕ

Воздействие запусков ракет на верхние слои атмосферы имеет весьма разнообразный, комплексный характер. При пролете ракет с работающим двигателем может происходить изменение химического состава окружающей среды, генерация волновых процессов в ионосфере и нейтральной атмосфере, развитие уникальных, крупномасштабных оптических явлений и пр. В частности, одним из наиболее значимых процессов, развивающихся при взаимодействии продуктов сгорания ракетных двигателей с компонентами атмосферы, является развитие областей с пониженной электронной плотностью (“электронные дыры”). Такие области имеют характерные размеры несколько сотен километров и образуются из-за изменения скоростей и направлений ионно-молекулярных реакций с участием паров воды, содержащихся в продуктах сгорания ракетных двигателей [Mendillo, 1980; Карлов и др., 1980]. Очевидно, что диффузионные скорости расширения газовой фазы продуктов сгорания не могут обеспечить их достаточно быстрого разлета на большие (сотни километров) расстояния. В работах [Платов и др., 2004, 2005] отмечалось, что быстрая “транспортировка” таких компонент как пары воды и углекислый газ может происходить в результате их конденсации в факеле ракетного двигателя с последующим быстрым разлетом дисперсных частиц, в процессе которой происходит их сублимация. Поэтому весьма актуальным является исследование процесса конденсации газо-

вой фазы продуктов сгорания в выхлопной струе двигателей в условиях верхней атмосферы. Кроме того, моделирование процесса образования дисперсных частиц и их разлета необходимо для идентификации оптических явлений в верхней атмосфере, сопровождающих запуски ракет.

В работах [Wu, 1975; Платов и др., 2011] рассматривалась модель гомогенной конденсации паров воды для двигателя, работающего на водородно-кислородном ( $H_2-O_2$ ) топливе. Однако, кроме  $H_2-O_2$  топлива, в современных ракетах применяются разнообразные виды топлива с различным, достаточно сложным составом. В связи с этим, естественно, возникает необходимость исследовать процесс конденсации для различных типов двигателей.

Целью работы, как первого этапа исследования процесса гетерогенной конденсации, является оценка физических условий и возможности конденсации паров воды и углекислого газа в выхлопной струе ракетных двигателей, работающих на различных видах топливах.

### 2. ИЗМЕНЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ И ТЕМПЕРАТУРЫ В ФАКЕЛЕ ДВИГАТЕЛЕЙ

Изменение физических условий в факеле ракетного двигателя описывается законами газовой динамики для гиперзвуковых течений. Задача об истечении сильно недорасширенной струи газа рассматривалась в различных приближениях в многочисленных работах (см., например, [Коган,

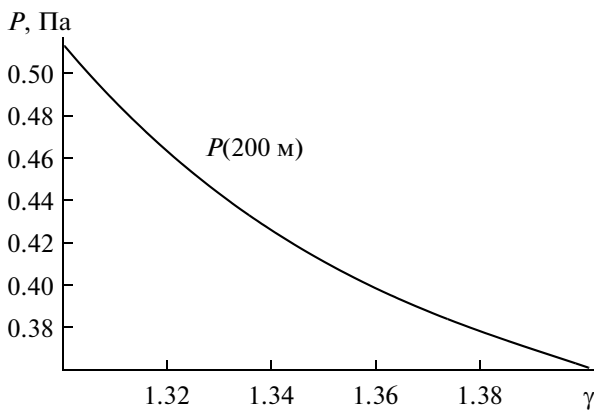


Рис. 1. Изменение давления продуктов сгорания на расстоянии 200 м от сопла двигателя РН “Протон” в зависимости от эффективного значения показателя адиабаты.

1967; Храмов и Чекмарев, 1982]), однако, полученные результаты хотя и надежно описывают геометрические параметры течений, такие как положение поверхностей разрыва (ударные волны), весьма сложны или неприменимы для описания распределения температуры и давления во внутренних областях факела ракетных двигателей.

Для определения зависимости давления и температуры от расстояния от сопла двигателя использована достаточно простая полуэмпирическая модель, предложенная еще в 1966 г. [Ashkenas and Sherman, 1966]. Согласно этой модели давление продуктов сгорания в выхлопной струе при истечении в сильно разреженную среду в зависимости от расстояния ( $x$ ) от сопла и давления на его срезе ( $P_0$ ) описывается достаточно простым выражением

$$P(x) = P_0 \left( \frac{\gamma + 1}{\gamma - 1} \right)^{\gamma/(\gamma-1)} \left( \frac{\gamma + 1}{2\gamma} \right)^{1/(\gamma-1)} A^{-2/(\gamma-1)} \frac{D^2}{x^2}, \quad (1)$$

здесь  $\gamma$  – показатель адиабаты,  $A \sim 3.2-3.9$  – некоторый параметр, зависящий от показателя адиабаты,  $D$  – диаметр выходного сечения сопла.

Очевидно, что основным параметром, определяющим изменение давления и температуры в факеле ракетного двигателя, является показатель адиабаты продуктов сгорания. Поскольку продукты сгорания представляют собой смесь различных компонент имеющих различные показатели адиабаты, необходимо определить эффективный показатель, определяющий свойства смеси в целом.

Это можно достаточно просто сделать, воспользовавшись такими формами записи полной внутренней энергии:  $U = nRT/(\gamma - 1)$  и  $U = niRT/2(\gamma - 1)$ . Здесь  $n$  – число молей,  $R$  – газовая постоянная,  $T$  – температура,  $i$  – число степеней свободы молекул газа, а  $\gamma$  – показатель адиабаты. Нетрудно найти,

что для смеси различных газов эффективное значение показателя адиабаты можно представить в виде  $\gamma_{\text{эф}} = 1 + 2\sum n_k / \sum i_k n_k$ .  $n_k$  – число молей молекул сорта “ $k$ ”,  $i_k$  – число степеней свободы молекул этого же сорта. Число степеней свободы для одноатомных молекул – 3, для жестких двухатомных – 5 и для жестких многоатомных – 6. По данным, представленным в табл. 1 [Экологические..., 2000], нетрудно вычислить, что для ракет-носителей (РН) “Протон” и “Молния”  $\gamma_{\text{эф}} \cong 1.36$ , а для РН “Старт”  $\gamma_{\text{эф}} \cong 1.38$ .

Необходимо отметить, что показатели адиабаты, вычисленные таким образом, хорошо совпадают с реальными показателями для одноатомных молекул, хуже – для двухатомных и плохо – для многоатомных молекул. Кроме того реальные значения этого параметра зависят от температуры той или иной компоненты продуктов сгорания – например, для углекислого газа  $\gamma$  меняется от 1.31 при  $0^\circ\text{C}$  до 1.28 при  $100^\circ\text{C}$ . Для других компонент данные о зависимости показателя адиабаты от температуры в справочной литературе отсутствуют, что делает невозможным корректный учет изменений этого параметра.

В действительности для модельных расчетов достаточно использовать некоторое усредненное значение  $\gamma$ . Нетрудно оценить изменение вычисляемых значений давления в зависимости от величины эффективного значения показателя адиабаты. На рисунке 1 в качестве иллюстрации приведено изменение давления продуктов сгорания на расстоянии 200 м от сопла двигателя РН “Протон” в зависимости от эффективного значения показателя адиабаты.

Из рисунка видно, что изменение показателя адиабаты на  $\sim 5\%$  приводит к изменению расчетного давления продуктов сгорания на  $\leq 10\%$ . Для модельных расчетов, поэтому, возможно использовать приближенные значения этого параметра  $\gamma = 1.37$  для всех трех двигателей.

Для определения изменения физических условий в факеле вниз по потоку от сопла двигателя необходимы данные о выходных параметрах двигателей. Для рассматриваемых двигателей они приведены в табл. 2.

Учитывая, что при адиабатическом процессе изменения давления и температуры связаны соотношением  $P(x)T(x)^{\gamma/(\gamma-1)} = \text{const}$  нетрудно найти, что изменение давления и температуры продуктов сгорания в выхлопной струе различных двигателей описывается простыми выражениями, в которых  $P$  измеряется в Па, а  $x$  в м:

$$\begin{aligned} \text{РН “Протон”}: \quad P(x) &\approx P_0 \times 1.6 \times 10^4 x^{-2}, \\ T(x) &\approx 2500 x^{-0.53} \text{ К}; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{РН “Молния”}: \quad P(x) &\approx P_0 \times 2 \times 10^4 x^{-2}, \\ T(x) &\approx 3080 x^{-0.53} \text{ К}; \end{aligned}$$

**Таблица 1.** Состав продуктов сгорания двигателей последних ступеней ракет-носителей “Протон”, “Молния” и “Старт

РН “Протон”, горючее и окислитель – НДМГ (несимметричный диметил гидразин + АЕ (азотный тетраоксид))				
вещество	молярный вес	масса*, кг	массовая доля, %	молярная доля <i>N</i> , %
H <sub>2</sub>	2	510	0.69	255/8.53
H <sub>2</sub> O	18	20200	27.22	1122/37.55
CO	28	4670	6.29	167/5.59
CO <sub>2</sub>	44	23070	31.08	524/17.54
N <sub>2</sub>	28	25740	34.68	919/30.76
NO	30	32	0.04	1/0.03
Всего		74222	100	2988/100
РН “Молния”, горючее и окислитель – керосин + жидкий кислород				
H <sub>2</sub>	2	230	1.06	115/12.86
H <sub>2</sub> O	18	5900	27.11	327.8/36.66
CO	28	7400	34.01	264.3/29.56
CO <sub>2</sub>	44	8230	37.82	187.1/20.92
Всего		21760	100	894.2/100
РН “Старт 1”, твердое смешевое топливо				
H <sub>2</sub>	2	21	1.1	10.5/18.1
H <sub>2</sub> O	18	84	4.4	4.7/8.1
CO	28	565	29.9	20.2/34.6
CO <sub>2</sub>	44	34	1.8	0.8/1.4
N <sub>2</sub>	28	243	12.8	8.7/15
NO	30	1	0	0.3/0.5
HCl	36	201	10.6	5.58/9.6
Cl <sub>2</sub>	70	5	0.3	0.1/0.2
Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	102	742	39.1	7.27/12.5
Всего		1896	100	58.15/100

Примечание. *m*\* – масса компонент продуктов сгорания, выбрасываемая в интервале высот 100–150 км.

**Таблица 2.** Технические параметры двигателей последних ступеней ракет-носителей “Протон”, “Молния” и “Старт”

РН – двигатель	Выходной диаметр сопла, м	Температура на срезе сопла, К	Давление на срезе сопла, МПа	Адиабата	“А”
“Протон” – РД 0212	1.470	~1700	0.014	1.36	3.75
“Молния” – РД 0110	2.240	~1700	0.0074	1.36	3.75
“Старт” – РС-12М2	1.860	~1700	0.0006	1.38	3.69

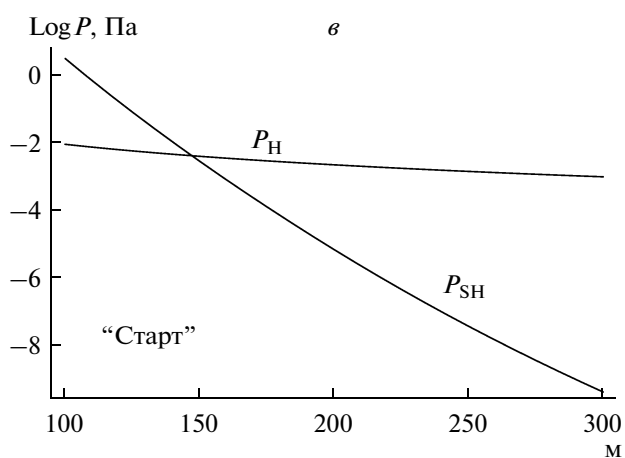
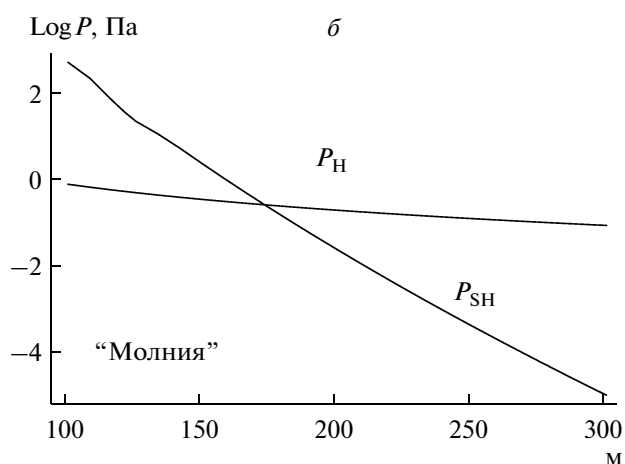
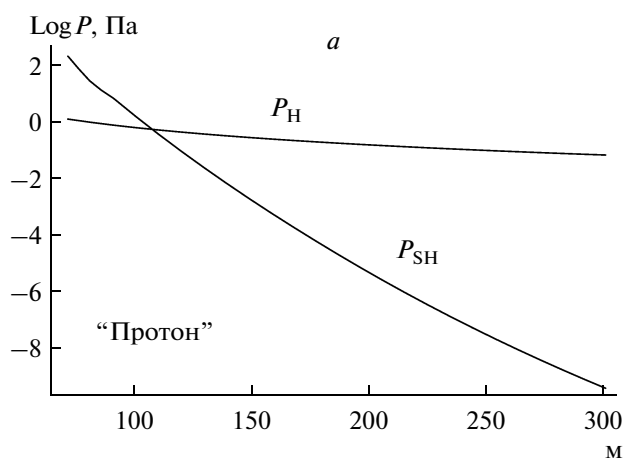
$$\text{РН “Старт”}: P(x) \approx P_0 1.1 \times 10^3 x^{-2},$$

$$T(x) \approx 2800 x^{-0.53} \text{ К.}$$

Конденсация продуктов сгорания, естественно, может происходить при условиях, когда парциальное давление паров воды или углекислого газа в выхлопной струе превышает давление их насыщающих паров, а температура продуктов сгорания ниже температуры конденсации. Сравнение парциальных давлений паров воды и угле-

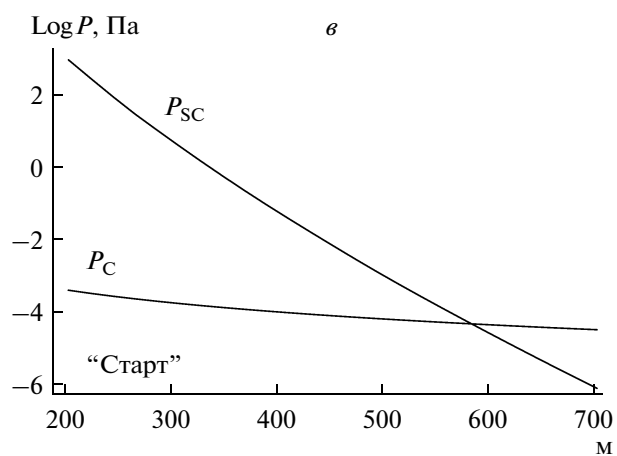
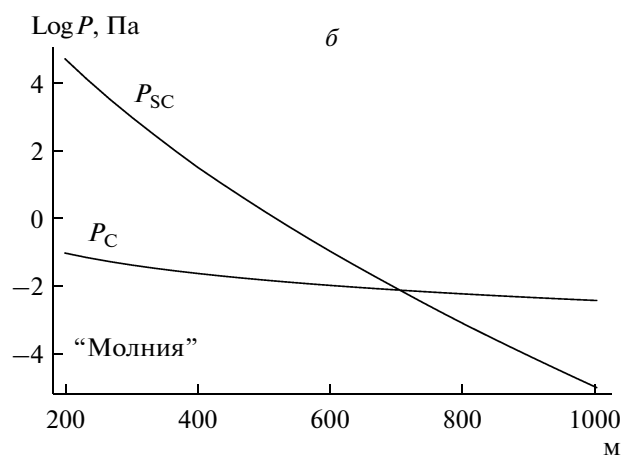
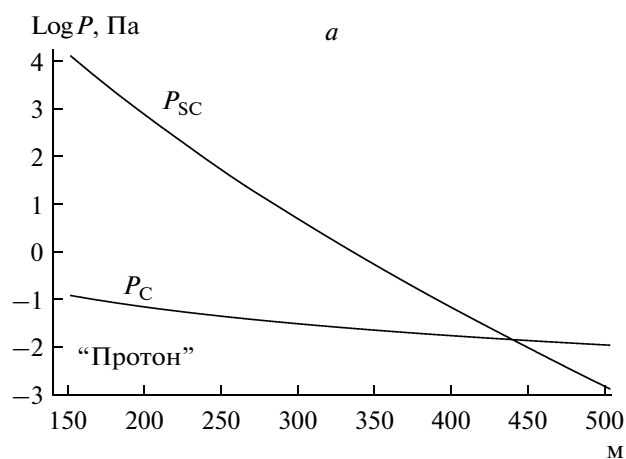
кислого газа в продуктах сгорания для различных двигателей и давлений насыщающих паров этих газов в зависимости от расстояния от сопла и показано на рисунках 2 и 3. Давление насыщающих паров в зависимости от температуры вычислялось интерполированием данных, приведенных в справочнике [Физические..., 1991].

Из приведенных рисунков следует, что условия, необходимые для конденсации паров воды в



**Рис. 2.** Зависимость парциального давления паров воды ( $P_H$ ) и давления насыщающих паров воды ( $P_{SH}$ ), соответствующего текущему значению температуры продуктов сгорания, от расстояния от сопла двигателя для центральной трубки тока. *a* – РН “Протон”; *б* – РН “Молния”; *в* – РН “Старт”.

выхлопных струях последних ступеней РН “Протон”, “Молния” и “Старт”, выполняются начиная с расстояний от сопла ~100, ~150 и ~120 м соответственно. Конденсация углекислого газа в



**Рис. 3.** Зависимость парциального давления углекислого газа ( $P_C$ ) и его насыщающих паров ( $P_{SC}$ ), соответствующего текущему значению температуры продуктов сгорания, от расстояния от сопла двигателя для центральной трубки тока. *a* – РН “Протон”; *б* – РН “Молния”; *в* – РН “Старт”.

факалах этих двигателей может происходить на расстояниях превышающих ~450, ~650 и ~600 м. Очевидно, что большая удаленность от сопла зоны начала конденсации углекислого газа, чем зо-

ны конденсации паров воды, определяется тем, что температура, при которой может происходить конденсация углекислого газа ( $-78.5^{\circ}\text{C}$ ) значительно меньше, чем температура конденсации паров воды ( $0^{\circ}\text{C}$ ).

### 3. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Расчет физических условий в факелах ракетных двигателей последних ступеней РН “Протон”, “Молния” и “Старт” работающих в верхней атмосфере, показал, что условия, необходимые для конденсации паров воды и углекислого газа, содержащихся в продуктах сгорания, начинают выполняться на значительных расстояниях от сопла. Конденсация паров воды может происходить, начиная с расстояний 100–150 м от сопла, конденсация углекислого газа – на расстояниях 450–650 м. Скорость конденсации зависит от парциально давления паров соответствующих компонент и интенсивности отвода энергии, выделяющейся при конденсации, и рассмотрена во второй части работы.

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

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

– Карлов В.Д., Козлов С.И., Ткачев Г.Н. Крупномасштабные возмущения в ионосфере, возникающие при пролете ракеты с работающим двигателем // Космич. исслед. Т. 18. № 2. С. 266–279. 1980.

- Коган М.Н. Динамика разреженного газа. М.: Наука, 440 с. 1967.
- Платов Ю.В., Семенов А.И., Филиппов Б.П. Сублимация ледяных частиц в условиях верхней атмосферы // Геомагнетизм и аэронавигация. Т. 44. № 3. С. 419–423. 2004.
- Платов Ю.В., Семенов А.И., Филиппов Б.П. Сублимация твердой углекислоты в условиях верхней атмосферы // Геомагнетизм и аэронавигация. Т. 45. № 3. С. 416–420. 2005.
- 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.
- Физические величины. Ред. И.С. Григорьев, Е.З. Мейлихов. М.: Энергоатомиздат, 1232 с. 1991.
- Экологические проблемы и риски воздействий ракетно-космической техники на окружающую природную среду. Ред. Адушкин В.В., Козлов С.И. и Петров А.В. М.: Анкил, 639 с. 2000.
- Ashkenas H., Sherman F.S. The structure and utilisation of supersonic free jets in low density wind tunnels. Rarefied gas dynamics. Ed. J.H. de Leeuw. New York, London: Academic press. V. 2. P. 84–105. 1966.
- Mendillo M. Modification of the ionosphere by large space vehicles // AIAA Journal. V. 71. № 1. P. 99–108. 1980.
- Wu B.J.C. Possible water vapor condensation in rocket exhaust plume // AIAA Journal. V. 13. № 6. P. 797–802. 1975.