

УДК 536.46

РАКЕТНОЕ ТОПЛИВО НА ОСНОВЕ НИТРАТА ГИДРОКСИЛАММОНИЯ С УЛУЧШЕННЫМИ ЭКОЛОГИЧЕСКИМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ. ПРИМЕНЕНИЕ ТОПЛИВА И МЕХАНИЗМ ЕГО ГОРЕНИЯ

Т. Кацуми¹, Т. Иноуэ², Ю. Накацука¹, К. Хасегава¹, К. Кобаяши¹,
Ш. Саваи¹, К. Хори¹

¹Институт космических наук и астронавтики, Японское агентство аэрокосмических исследований
2525210 Сагамихара, Япония, katsumi.toshiyuki@jaxa.jp

²Факультет промышленной химии, Университет Токай, 2591293 Хирацука, Япония

Растворы на основе нитрата гидроксилламмония (HAN) представляют интерес для улучшения экологических характеристик ракетного монотоплива. Однако этому препятствует высокая скорость горения. Чтобы прояснить механизм предельно высоких скоростей горения растворов на основе HAN, изучались характеристики горения их водных растворов. Обнаружено, что роль двухфазной области очень важна, интенсивное кипение воды за счет перегрева служит причиной высокой скорости горения. Рассмотрена гидродинамическая неустойчивость и оценена ее зависимость от давления. Обнаружено, что на неустойчивость сильно влияет число Маркштейна. Монотопливо на основе HAN было применено в двигателях небольшой экспериментальной модели сверхзвукового летательного аппарата и использовано в первом испытании его свободного падения. Испытание оказалось успешным, и в деталях описано в данной статье.

Ключевые слова: нитрат гидроксилламмония (HAN), скорость горения, механизм горения, водный раствор, монотопливо, двигатель.

ВВЕДЕНИЕ

Растворы на основе нитрата гидроксилламмония (HAN) перспективны для использования в качестве монотоплива и жидкого окислителя из-за удобства их хранения, экологической безопасности, баллистической эффективности и плотности [1]. Однако некоторые растворы на основе HAN обладают исключительно высокой скоростью горения, и это затрудняет их применение.

Характеристики и механизмы горения растворов на основе HAN изучались в течение многих лет. В [2, 3] установлена связь скорости разложения водных растворов нитрата гидроксилламмония с отношением плотности продуктов реакции к плотности реагентов: скорость разложения зависит от этого отношения при малых его значениях и не зависит при больших значениях. Кроме того, скорость горения понижается с увеличением дав-

ления до $p = 26$ МПа, что вызвано гидродинамической неустойчивостью. При $p > 26$ МПа скорость горения не зависит от давления. В работе [4] определены характеристики и механизмы горения водно-глицинового раствора на основе HAN при $p = 1.5 \div 14.5$ МПа. Появление точки излома на зависимости скорости горения от давления свидетельствует об изменении в механизме горения. В работе [5] изучали горение водно-метанолового раствора на основе HAN и нитрата аммония (AN) в диапазоне $p = 0.74 \div 7.3$ МПа. На характер горения оказывало влияние содержание воды и метанола, и в механизме горения указанных растворов наблюдалось изменение при давлении, соответствующем точке излома на зависимости скорости горения от давления. Впоследствии в работе [6] была разработана сокращенная модель реагирования HAN, состоящая из 8 реакций, при этом массовые доли основных веществ в газовой и в конденсированной фазах, найденные численным моделированием, совпали с экспериментальными данными.

Несмотря на проведенные исследования, механизм горения растворов на основе HAN все еще изучен недостаточно полно, особенно в случае предельно высокой скорости горения.

© Toshiyuki Katsumi¹, Tomo Inoue², Junichi Nakatsuka¹, Katsuya Hasegawa¹, Kiyokazu Kobayashi¹, Shujiro Sawai¹, Keiichi Hori¹, 2012.

¹Institute of Space and Astronautical Science, Japan Aerospace Exploration Agency, Sagami-hara 2525210, Japan. ²Course of Industrial Chemistry, Tokai University, Hiratsuka 2591293, Japan.

В предыдущем исследовании [7, 8] мы изучали характеристики горения топливных растворов состава HAN/AN/вода/метанол. В данной работе мы сфокусировали внимание на механизме предельно высоких скоростей горения и исследовали горение водных растворов HAN, исключив другие ингредиенты. Были подготовлены образцы с массовой концентрацией HAN $95 \div 50$ % и измерены линейные скорости их горения как функции давления. Процесс горения снимали видеокамерой со средней скоростью кинорегистрации, профиль температуры в волне горения измеряли термомпарами диаметром 25 мкм.

Механизм высокой скорости горения водных растворов HAN может быть применен к растворам ракетного топлива, однако одного его недостаточно для создания всеобъемлющей модели горения. В нашем предыдущем исследовании [7, 8] было обнаружено, что причиной предельно высоких скоростей горения может быть гидродинамическая неустойчивость. В [2, 3] упоминалось, что гидродинамическая неустойчивость реализуется при $p < 26$ МПа, однако это не объясняет наблюдаемые нами явления. Волны горения становятся устойчивыми при давлении ниже критического значения, равного $3 \div 5$ МПа в зависимости от состава. В [9] показано, что критерии устойчивости волны горения подчиняются принципу неустойчивости Ландау — Левича, однако наши данные не соответствуют этим критериям. Таким образом, для объяснения горения при высоких скоростях необходимо сформулировать иной механизм. Действие растяжения пламени на гидродинамическую неустойчивость оценивается числом Маркштейна, которое связывает скорость горения с растяжением пламени. Анализируя, как соотносится зависимость гидродинамической неустойчивости от давления с нашими данными, мы нашли критическое число Маркштейна, при котором скорость горения резко увеличивается и уходит в область очень высоких значений. Детали этого явления обсуждаются ниже.

В работах [7, 8] нам удалось в определенном диапазоне составов смеси HAN/AN/вода/метанол получить умеренные скорости горения и отличные характеристики в отношении удельного импульса, плотности, вязкости, точки замерзания, токсичности и реагирования с катализаторами. Такие характеристики, как токсичность, точка замерзания и

произведение плотности на удельный импульс ($\rho_l I_{sp}$), оказались намного выше аналогичных данных для гидразина. Вещество S405, служившее катализатором для гидразина, показало хорошую активность и для топлива на основе HAN. Двигатель на однокомпонентном топливе был разработан для топлива указанного состава и катализатора S405, а параметры конструкции для двигателей класса 10-20N уже были установлены ранее. Двигатель с топливом на основе HAN использовался в первом эксперименте со свободным падением модели сверхзвукового аппарата. Два двигателя 10N успешно работали на высоте 35 км и продемонстрировали возможность их применения в космосе.

МЕХАНИЗМ ГОРЕНИЯ ТОПЛИВ НА ВОДНОМ РАСТВОРЕ

Образец раствора

Было подготовлено 7 водных растворов с массовой концентрацией HAN $C = 95, 85, 82.5, 80, 77.5, 64$ и 50 % (95 % — это максимальная концентрация HAN, которую можно достичь при комнатной температуре). Ранее в работе [8] были получены характеристики горения образцов указанных растворов. Для этого образцы помещали в стеклянные пробирки и сжигали в камере, которую продували азотом при $p = 1 \div 10$ МПа.

Линейная скорость горения и режим горения

В работе [8] установлена корреляция между зависимостью линейной скорости горения r_b от давления и режимами горения водных растворов (рис. 1). В зоне 1 волна горения имеет многослойную структуру (жидкий слой, двухфазный слой и слой газа). В зоне 2 перед быстро распространяющейся волной горения образуется множество мелких пузырьков. В зоне 3 попеременно появляются эти два режима распространения волны горения.

Структура волны горения

На основе анализа характеристик горения водных растворов обнаружены два типа структуры волны горения. В режиме 1 (рис. 2,а)

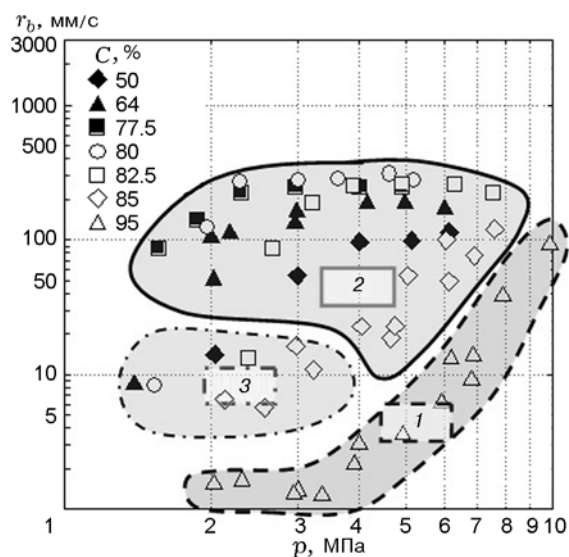


Рис. 1. Корреляция линейных скоростей горения и режимов горения

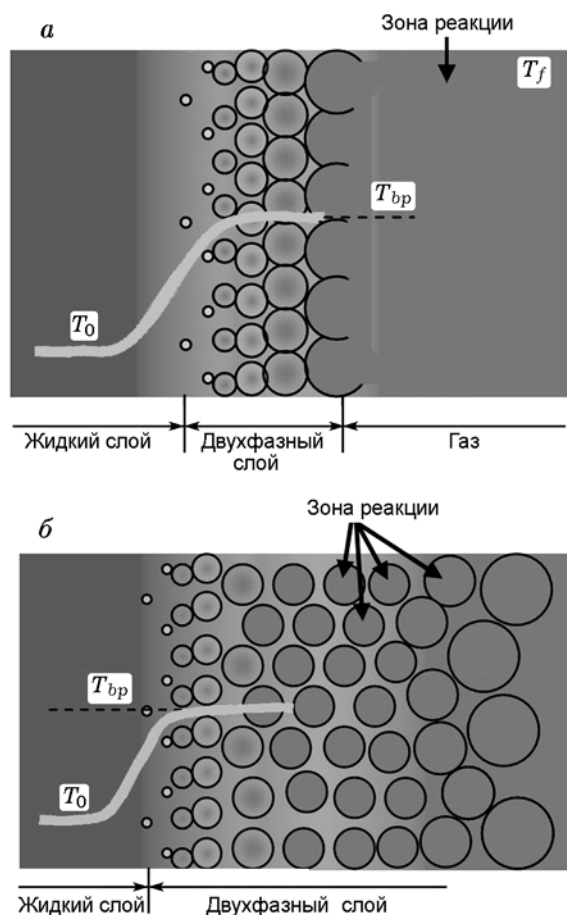


Рис. 2. Структура волны горения:
а — режим 1, б — режим 2

температура непрерывно увеличивается от начального значения T_0 до температуры кипения (T_{bp}) в двухфазной области. При этом вода полностью превращается в пар. Далее в газовой фазе температура повышается, пока не достигает значения температуры пламени T_f . Эта структура может устанавливаться в случае низкого содержания воды в смеси. В режиме 2 (рис. 2, б) поведение температуры аналогично режиму 1. Однако двухфазная область становится длиннее, чем в режиме 1, вследствие большего содержания воды, при этом химическая реакция в пузырьках может продолжаться. В режиме 3 чередуются структуры волны из режима 1 и режима 2.

Скорость образования зародышей при парообразовании

Перегрев жидкости увеличивается по мере того, как в пузырьках развивается химическая реакция, приводящая к образованию зародышей пара вблизи границы раздела жидкой и газовой фаз. В целом скорость образования зародышей [10] растет экспоненциально вместе с перегревом и давлением. Например, для бензола (температура кипения 80.1°C) большие скорости образования зародышей в диапазоне $10^9 \div 10^{13} \text{ м}^{-3}/\text{с}$ соответствуют очень узкому диапазону температур газа $224 \div 225.2^\circ\text{C}$. Если перегрев превышает определенное критическое значение для каждого водного раствора, скорость образования зародышей в двухфазной области резко увеличивается. Структура волны горения, показанная на рис. 2, б, не может быть реализована; в двухфазной области может быстро образоваться большое количество зародышей, как показано на рис. 3. Таким образом, предполагается, что именно большая скорость образования зародышей приводит к предельно высокой скорости горения.

Скорость образования зародышей dn/dt определяется уравнением

$$\frac{dn}{dt} = \lambda N \exp\left(-\frac{\Delta G(r^*)}{kT_g}\right). \quad (1)$$

Здесь λ — частота столкновений, N — постоянная, равная числу молекул в единице объема, k — постоянная Больцмана, T_g — температура пара в пузырьке,

$$\Delta G(r^*) = \frac{4}{3} \pi r^* \sigma, \quad (2)$$

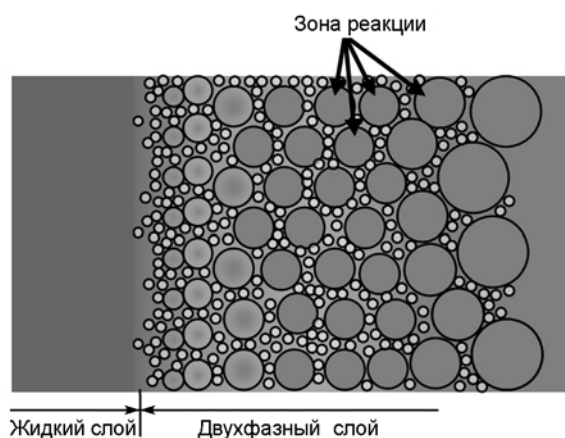


Рис. 3. Структура высокоскоростной волны горения

где σ — поверхностное натяжение водного раствора, r^* — радиус сферического зародыша пара, вычисляемый по формуле

$$r^* = \frac{2RT_{sat}^2\sigma}{i_{fg}M p_f \Delta T}, \quad (3)$$

R — универсальная газовая постоянная, T_{sat} — температура насыщения, i_{fg} — латентная теплота парообразования, M — молекулярная масса, p_f — давление в жидкой фазе, $\Delta T = T_g - T_{sat}$ — перегрев.

Скорости образования зародышей для чистой воды являются функцией давления и температуры газа в пузырьках. Минимальный радиус зародыша пара составляет 2 нм согласно

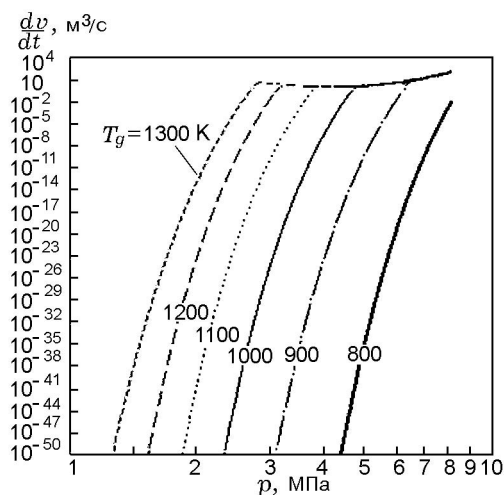


Рис. 4. Скорость увеличения объема пузырьков

[11]. Далее $\frac{dn}{dt}$ умножается на объем зародыша, а величина $\frac{dv}{dt}$, характеризующая рост объема зародыша на единицу объема жидкости, определяется так, как показано на рис. 4. Из рисунка видно, что зависимость $\frac{dv}{dt}$ от давления та же самая, что и для линейных скоростей горения водного раствора. Величину $\frac{dv}{dt}$ можно прямо связать с линейной скоростью горения путем деления ее на единицу площади. Например, значение 10^{-2} м³/с соответствует линейной скорости горения $r_b = 10$ мм/с. Таким образом, этот результат свидетельствует в пользу предположения, что процесс образования зародышей определяет величину линейной скорости горения.

Как уже было сказано, чем выше температура газа в пузырьке, тем больше скорость образования зародышей. Учитывая данные по скорости горения (см. рис. 1), можно предположить, что температура газа в пузырьке в случае водного 80%-го раствора самая высокая. По сравнению с ним в 85- и 82.5%-м растворах температура газа в пузырьке в двухфазной области может быть ниже, поскольку при увеличении содержания HAN ширина двухфазной области становится короче. Перегрев может быть меньше, и, следовательно, ниже будут скорость образования зародышей и скорость горения. В 77.5, 64 и 50%-м растворах, т. е. при пониженном содержании HAN, температура газа в пузырьках также может быть ниже, чем в 80%-м водном растворе. Из-за уменьшившегося перегрева жидкости снижаются скорости образования зародышей и горения. Таким образом, скорость нуклеации и эффекты, связанные с содержанием воды, могут влиять на скорость горения водных растворов HAN.

МЕХАНИЗМ ГОРЕНИЯ ТОПЛИВНОГО РАСТВОРА

Образец

Составы растворов топлива, в которые входят HAN, NA, вода и метанол, представлены в табл. 1. Содержание метанола в составе SHP163 эквивалентно стехиометрическому соотношению смеси (HAN + NA), и SHP163

Таблица 1
Массовое соотношение компонентов
в различных составах топливных растворов

Состав	HAN	NA	Вода	Метанол
Контрольный	95	5	8	0
SHP069	95	5	8	8
SHP163	95	5	8	21

Таблица 2
Точка замерзания, плотность и вязкость
образцов (при $-10\text{ }^{\circ}\text{C}/20\text{ }^{\circ}\text{C}$)

Состав	Точка замерзания, $^{\circ}\text{C}$	Плотность, $\text{г}/\text{см}^3$	Вязкость, $\text{мПа}\cdot\text{с}$
Контрольный	< -37	1.619/1.597	112.0/27.6
SHP069	< -37	1.561/1.541	80.4/25.5
SHP163	< -37	1.442/1.411	46.7/11.9

считается кандидатом на роль монотоплива. Удельный импульс для SHP163 равен $I_{sp} = 254$ с при следующих условиях: давление в камере 0.7 МПа, степень расширения сопла 50 и коэффициент тяги $C_F = 1.7$, а произведение ρI_{sp} в 1.7 раза выше, чем у гидразина. Некоторые свойства этого топлива были определены нами в работе [1]. Температура замерзания, плотность и вязкость показаны в табл. 2. Температура замерзания SHP163 намного ниже, чем у гидразина. Его плотность на 40 % выше, чем у гидразина, а вязкость является приемлемой в типичной системе подачи топлива даже при $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$. Линейные скорости горения были умеренными при рабочем давлении в двигателе с монотопливом.

Линейная скорость горения

Измеренные в [7] линейные скорости горения топливных растворов показаны на рис. 5. Видно, что контрольное топливо и состав SHP069 имеют два режима горения. При некотором критическом давлении скорость горения резко возрастает от умеренной до предельно высокой. Механизм высокой скорости горения водных растворов может быть применен к растворам топлива при высоком давлении, однако скачок в скорости горения до высоких значений нельзя объяснить на основе механизма горения водных растворов. Успешно объясняют

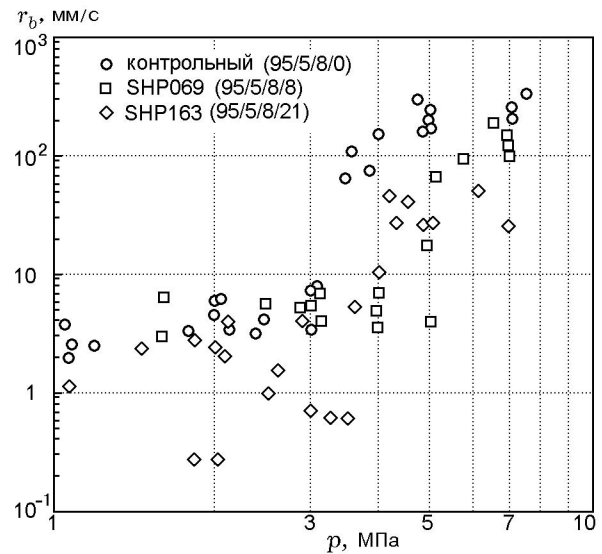


Рис. 5. Линейная скорость горения топливных растворов [7]

эти явления представления о гидродинамической неустойчивости.

Гидродинамическая неустойчивость

Марголис [9] расширил теорию неустойчивости жидкого топлива Ландау — Левича, добавив реакционно-диффузионную неустойчивость и применив расширенную теорию к жидкому топливу на основе HAN. В модели Марголиса гидродинамическая неустойчивость оценивается с помощью чувствительности к давлению (A_p):

$$A_p \approx -\frac{1}{2} \rho + \rho^2 \sqrt{\sigma \text{Fr}^{-1}}. \quad (4)$$

Здесь $\rho = \rho_g / \rho_l$, ρ_g — плотность сгоревшего газа, ρ_l — плотность несгоревшей жидкости, Fr — число Фруда.

Если A_p меньше критического значения, которое определяется относительной плотностью, поверхностным натяжением, вязкостью, числом Прандтля, числом Фруда и волновым числом, волна горения является устойчивой. Таким образом, более низкое значение A_p предпочтительно в смысле подавления гидродинамической неустойчивости. Для исследованных растворов, как видно на рис. 6, величина A_p уменьшается с понижением давления и возрастает с уменьшением содержания метанола, что демонстрирует обратную тенденцию по сравнению с нашими результатами.

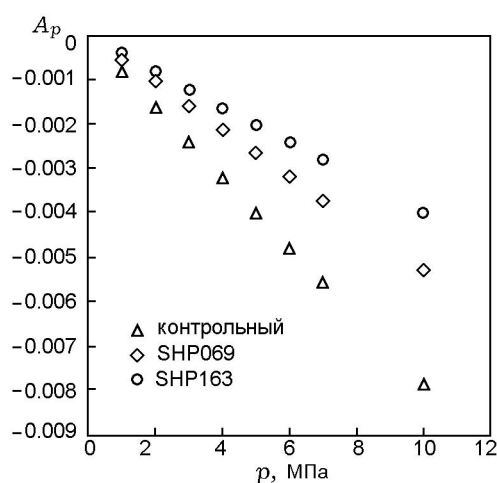


Рис. 6. Оценка гидродинамической неустойчивости с помощью модели Марголиса

Таким образом, для объяснения наблюдаемой неустойчивости требуется сформулировать другой механизм. Из рассмотрения был исключен эффект числа Льюиса, поскольку это число не зависит от давления, и было учтено действие растяжения пламени. Число Маркштейна Ma используется для корреляции эффекта растяжения пламени с числом Карловича Ca :

$$\frac{S_{u(l)} - S_{u(s)}}{S_{u(l)}} = Ma \cdot Ca, \quad (5)$$

где $S_{u(l)}$, $S_{u(s)}$ — скорости горения ламинарного и растянутого пламен. В работе [12] получены характеристики неустойчивости пламени как функции давления и числа Маркштейна. Установлено, что гидродинамическая неустойчивость подавляется, если число Маркштейна относительно велико. В данной статье число Маркштейна находится по уравнению

$$Ma = \frac{1}{1 - \rho} \ln \frac{1}{\rho} + \frac{\beta(Le - 1)}{2} \frac{\rho}{1 - \rho} \int_0^{\frac{1-\rho}{\rho}} \frac{\ln(1+x)}{x} dx, \quad (6)$$

которое, как показано в [13], является асимптотическим решением. Здесь Le — число Льюиса, β — число Зельдовича

$$\beta = \frac{T_d(T_{ad} - T_0)}{T_s^2}, \quad (7)$$

где T_s — температура поверхности конденсированной фазы, T_d — температура активации коэффициента диффузии в конденсированной фазе, T_{ad} — адиабатическая температура пламени.

Гидродинамическая неустойчивость наших топливных растворов оценивается числом Маркштейна, а зависимость числа Маркштейна от давления для каждого раствора показана на рис. 7. Число Маркштейна уменьшается с ростом давления и увеличивается при понижении содержания метанола. Таким образом, расчетные результаты коррелируют с наблюдаемыми явлениями, а именно с тем, что волна горения неустойчива при давлении, превышающем критическое значение, а добавление метанола увеличивает значение критического давления. Числа Маркштейна при критическом давлении имеют почти одинаковое значение, которое определяется как критическое число Маркштейна Ma_{cr} . Хотя критическое давление для SHR163 неизвестно, структура волны горения изменялась при критическом числе Маркштейна, что показано на рис. 8. Таким образом, гидродинамическая неустойчивость зависит от растяжения пламени и определяет критическое давление, при котором происходит скачкообразное изменение линейной скорости горения топливных растворов — переход в диапазон высоких значений. С ростом давления число Ma уменьшается, волна горения становится все более неустойчивой, а движение газофазного потока все более турбулентным. При достижении значения Ma_{cr} горячие газы начинают проникать в жидкую зону и индуцированный мест-

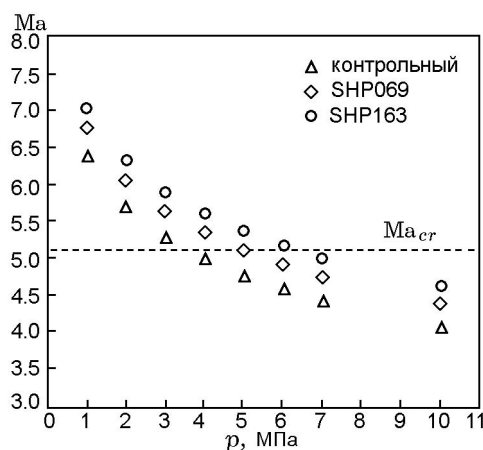


Рис. 7. Зависимость давления от числа Маркштейна

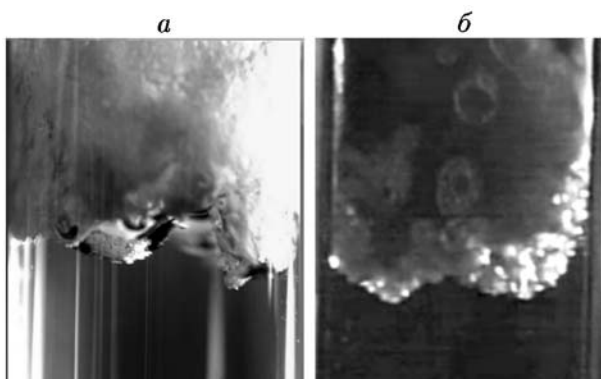


Рис. 8. Разница в структуре волн горения образца SHP163:

a — $Ma > Ma_{cr}$, *b* — $Ma < Ma_{cr}$

ный перегрев инициирует очень высокую видимую скорость горения.

ПРИМЕНЕНИЕ ТОПЛИВА В ДВИГАТЕЛЕ

Топливо, катализатор и двигатель

Топливо SHP163, которое было приготовлено в стехиометрическом соотношении, использовалось в качестве монотоплива. Для зажигания выбрана система каталитического зажигания, успешно применявшаяся в гидразиновом двигателе и отличающаяся высокой надежностью. В нашем предыдущем исследовании состав SHP163 продемонстрировал высокую реакционную способность с катализатором S405, используемым в гидразиновом двигателе, поэтому S405 был выбран и для нашего двигателя. Монотопливо впрыскивается на заранее нагретый катализатор, затем разлагается в слое катализатора и полностью сгорает в камере сгорания.

В рамках этого исследования была разработана двигательная установка, работающая на топливе на основе HAN (рис. 9), для первого эксперимента по свободному падению модели сверхзвукового аппарата (рис. 10). Модель поднимали в атмосферу с помощью воздушного шара, и затем она свободно падала с высоты 35 км. Полученные характеристики полета были использованы для разработки сверхзвукового аппарата в качестве пробной системы для абсолютно нового воздушно-реактивного двигателя, работающего на топливе на основе HAN.

Эта система (см. рис. 9) включает в себя двигатель, топливный бак, клапан, нагретый



Рис. 9. Схема двигателя, работающего на топливе на основе HAN



Рис. 10. Модель сверхзвукового аппарата

двигатель, два датчика давления (в камере сгорания и в топливном баке) и термопары. Все элементы системы заключены в корпус — трубу диаметром 75 мм, длиной 990 мм. Два двигателя на основе HAN были установлены около хвостовых стабилизаторов модели, как показано на рис. 10.

Статическое огневое испытание

До эксперимента со свободным падением были проведены статические огневые испытания с пуском двигателя в модельных условиях полета ($-40\text{ }^{\circ}\text{C}$, вакуум), чтобы получить

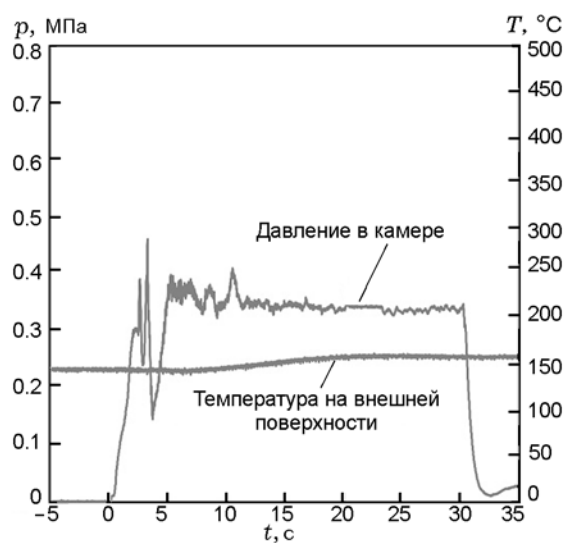


Рис. 11. Давление в камере сгорания и температура ее внешней поверхности при статическом огневом испытании

характеристики горения и проверить работу системы. Выбранные условия имитировали характеристики атмосферы на высоте приблизительно 40 км, куда с помощью воздушного шара была поднята модель аппарата. Время горения было таким же, как и в испытании со свободным падением, и составляло 30 с. Один из результатов статических тестов показан на рис. 11. Время от зажигания до устойчивого горения — 5 с, далее давление остается стабильным в течение примерно 25 с, т. е. двигатель горит устойчиво в течение 30 с полета модели.

Испытание в полете

Первое летное испытание модели сверхзвукового аппарата со свободным падением было успешно проведено 1 сентября 2010 г. на острове Хоккайдо. Модель была поднята на воздушном шаре, отделена от него на высоте 37.5 км и падала в свободном режиме в Тихий океан. Двигатели на топливе на основе HAN включались через 20 с после отделения модели и успешно работали в непрерывном режиме в течение 30 с.

Параметры камеры сгорания и температура внешней поверхности показаны на рис. 12. Давление постепенно увеличивается начиная с момента зажигания (≈ 8 с), и последующие 20 с горение остается примерно постоянным. Измеренный удельный импульс равен $I_{sp} \approx 230$ с, что соответствует эффективности 0.88

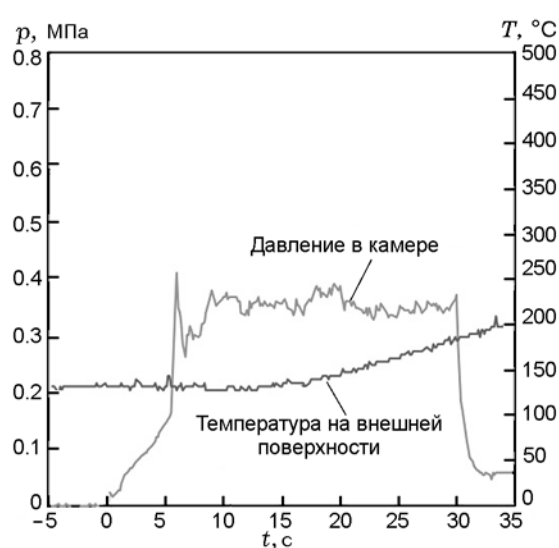


Рис. 12. Давление в камере сгорания и температура ее внешней поверхности в полетном испытании

по сравнению с термодинамически рассчитанным I_{sp} . Измеренный I_{sp} выше, чем у гидразина (≈ 210 с), выше и произведение ρI_{sp} (в 1.46 раза). Эти результаты будут полезны в будущем при разработке двигателя, работающего на монотопливе на основе HAN, и демонстрируют возможность его применения на космических кораблях.

ВЫВОДЫ

При исследовании водных растворов HAN предложено три типа структуры волны горения. Температура газа в пузырьках в двухфазной области и содержание воды в данном растворе могут определять структуру волны горения и линейную скорость горения. При высокой скорости горения зона реакции может находиться в двухфазной области, при этом быстрое образование пузырьков за счет перегрева приводит к высокой скорости горения. В случае топливных растворов механизм высокой скорости горения в принципе может быть применен для анализа данных при высоких давлениях, однако перехода к очень высоким скоростям горения он не объясняет. Успешно объяснить наблюдаемое явление позволяет гидродинамическая неустойчивость. Влияние растяжения пламени на гидродинамическую неустойчивость определяется числом Маркштейна. Результаты оценки по числу Маркштейна объясняют скачок скорости горения. В плане прак-

тической подготовки применения топлива на основе HAN в двигателях проведены первые эксперименты в условиях свободного падения сверхзвукового аппарата с макетной топливной установкой. Эти результаты полезны для разработки системы двигателя, работающего на монотопливе на основе HAN, и демонстрируют возможности его применения в космических программах.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Togo S., Hori K., Shibamoto H.** Improvement of HAN-based liquid monopropellant combustion characteristics // Proc. Intern. Conf. HEMs-2004, September, 2004, Belokurikha, Russia. — P. 68–75.
2. **Vosen S. R.** Concentration and pressure effects on the decomposition rate of aqueous hydroxylammonium nitrate solution // Combust. Sci. Technol. — 1989. — V. 6. — P. 85–99.
3. **Vosen S. R.** Hydroxylammonium nitrate-based liquid propellant combustion // Combust. Flame. — 1990. — V. 82. — P. 376–388.
4. **Chang Y. P., Kuo K. K.** Assessment of combustion characteristics and mechanism of a HAN-based liquid monopropellant // 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf. and Exhibit, Salt Lake City, UT. — AIAA Paper No. 2001-3272. — July, 2001.
5. **Chang Y. P., Josten J. K., Zhang B. Q., Reed B. D., Kuo K. K.** Combustion characteristics of energetic HAN/methanol based monopropellants // 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf. and Exhibit, Indianapolis, IN. — AIAA Paper No. 2002-4032. — July, 2002.
6. **Lee H. S., Litzinger T. A.** Chemical kinetic study of HAN decomposition // Combust. Flame. — 2003. — V. 135. — P. 151–169.
7. **Katsumi T., Kodama H., Shibamoto H., Nakatsuka J., Hasegawa K., Kobayashi K., Ogawa H., Tsuboi N., Sawai S., Hori K.** Combustion characteristics of HAN-based liquid monopropellant // Intern. J. Energetic Mater. and Chem. Propulsion. — 2008. — V. 7, N 2. — P. 123–137.
8. **Katsumi T., Matsuda R., Inoue T., Tsuboi N., Ogawa H., Sawai S., Hori K.** Combustion characteristics of hydroxylammonium nitrate aqueous solutions // Intern. J. Energetic Mater. and Chem. Propulsion. — 2010. — V. 9, N 3. — P. 219–231.
9. **Margolis S. B.** Hydrodynamic instability in an extended Landau/Levich model of liquid-propellant combustion at normal and reduced gravity // Combust. Flame. — 1988. — V. 113. — P. 406–423.
10. **Collier J. G., Thome J. R.** Convective Boiling and Condensation. — New York, NY: Oxford Univ. Press, 1994.
11. **Matsumoto M.** Surface tension and stability of a nanobubble in water: molecular simulation // J. Fluid Sci. Technol. — 2008. — V. 3, N 8. — P. 922–929.
12. **Kitagawa T., Ogawa T., Nagano Y.** Effects of pressure on instability and cellularity of propagating spherical laminar flames // J. Japan Soc. Mech. Engineers. Ser. B. — 2004. — V. 70, N 698. — P. 2649–2656.
13. **Clavin P., Williams F. A.** Effects of molecular diffusion and of thermal expansion on the structure and dynamics of premixed flames in turbulent flows of large scale and low intensity // J. Fluid Mech. — 1982. — V. 116. — P. 251–282.

Поступила в редакцию 21/X 2011 г.