

НОВЫЕ ЭНЕРГОСИЛОВЫЕ УСТРОЙСТВА, ХИМИЧЕСКИЕ ЭНЕРГОНОСИТЕЛИ И ИХ ПРИМЕНЕНИЕ В ГИПЕРЗВУКОВЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТАХ



Александр Григорьевич Прудников, д.т.н., начальник сектора ГНЦ РФ ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова"
Артём Михайлович Подвальный, к.т.н., с.н.с. ФГБУН Институт химической физики им. Н.Н. Семенова РАН (ИХФ РАН)
Виктория Викторовна Северинова, ведущий инженер ГНЦ РФ ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова"

В работе дан обзор основных результатов отечественных фундаментальных поисковых прикладных исследований в новой области гиперзвуковой авиакосмической реактивной военной техники. Зарубежные достижения в области гиперзвукового кинетического оружия XXI века были достаточно подробно освещены в [1].

The paper gives an overview of the main results of the home basic search applied research in the new field of hypersonic aerospace jet military equipment. Foreign achievements in the field of hypersonic kinetic weapons of the XXI century have been covered in [1].

Ключевые слова: химический энергоноситель, энергосиловое устройство, метаемое устройство, гиперзвуковой разгон, доразгон, марш

Keywords: chemical energy source, energy power device, device for throwing, hypersonic acceleration, increasing velocity, constant velocity

Целью работы является ознакомление с высокоэнергетическим взаимодействием материй в некоторых направлениях боевого применения при пушечно-ракетном разгоне.

1. Новые энергосиловые устройства и химические энергоносители гиперзвукового разгона и доразгона

На рис. 1 показана блок-схема (ЦИАМ, ИПРИМ РАН, ЦАГИ) замены вышедших из строя малых искусственных спутников Земли (ИСЗ) с помощью комплекса, расположенного на самолете-носителе. Комплекс состоит из многотонного блока CO_2 -лазера 1, безоткатного метательного направляющего устройства (МНУ) с газодинамическим затвором на авиационном керосине (последний в качестве стартового жидкого химического энергоносителя), метаемого ракетного летательного аппарата (РЛА) с ИСЗ и гиперзвуковым прямоточным воздушно-реактивным двигателем (ГПВРД) на черном пастообразном газогенерирующем составе топливо-горючего с воздухом, с пульсирующей вторичной подпиткой лазерной энергией (через "прозрачное" кормовое сечение теплогазоаэродинамического (ТГАД) сопла в виде тороидального кольцевого вихревого кольца). Система рассматриваемого вывода в космос получила название "Laser jet". Заказчиком выступал Chrysler Aerospace, ФРГ [2].

В работе [2] впервые для России было показано:

- пушечный гиперзвуковой разгон в 100 раз дешевле любого другого, а вывод в космос ИСЗ в 20 раз дешевле;

- процент полезного груза на ракете с "Laser jet" и пастообразным газогенерирующим составом (ПГГС) может быть до 30% (вместо 2,5...3% для любого другого воздушного старта);

- американская схема зеркального "Laser jet" не работоспособна (тускнеет зеркальная поверхность сопла).

На рис. 2 (ЦИАМ, НИИ МО РФ, 2005 г.) показаны фото выстрелов штатного 30-мм метаемого элемента (МЭ-30) из штатного нарезного ствола (метательной установки МУ-30) авиационно-пушечного вооружения со сгораемым бессопловым ствольным энергосиловым устройством (ЭСУ): ракетным двигателем на многослойном ПГГС, армированным парашютным шелком, закрепленным стропами к подшипнику днища.

Основной результат ствольного нарезного разгона: нарезной ствол авиационно-пушечного вооружения не позволяет увеличить дульную скорость МЭ-30 с помощью ствольного сгораемого пастообразного ускорителя более чем на 1 число Маха (с Маха МЭ-30 (снаряда) $M_c = 3$ до $M_c = 4$).

На рис. 3 (ЦИАМ, ИХФ РАН, НИИ МО РФ, 2013 г.) показаны этапы сборки нового варианта ствольного поражающего ЭСУ на но-

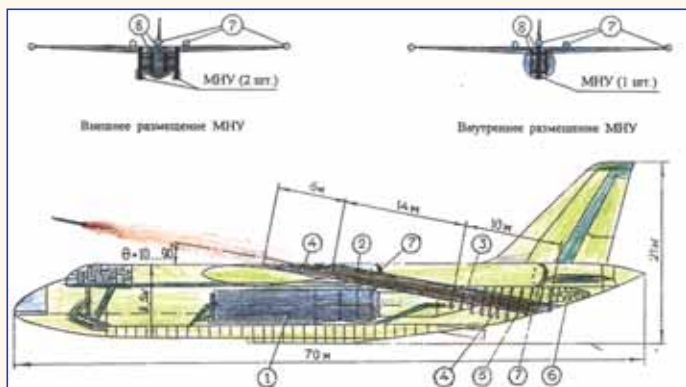


Рис. 1. Схема размещения экспериментального комплекса на самолетоносителе (ЦИАМ, ЦАГИ, ИПРИМ РАН):

- 1 - блок лазерного излучения; 2 - ствол МНУ;
- 3 - камера МНУ; 4 - глушитель;
- 5 - ребра жесткости (сопло) камеры;
- 6 - пружина амортизатора;
- 7 - зеркало; 8 - газогенераторы



Рис. 2. Демонстрация сгорающего ствольного ракетного двигателя на ПГГС перед пуском модели метаемого летательного аппарата штатным нарезным МУ (А.П. Иванов, ЦИАМ)



Рис. 3. Сборка внешне облегченного корпуса штатного МЭ-30 ЭСУ с присоединенным соплом-волаком (ЦИАМ, НИИ МО РФ)

вом ПГГС, размещенном между днищем, внешне облегченного штатного МЭ-30 и стальным соплом с перепуском, соединенным с днищем мотоспицей. В свободном полете это сопло выполняет роль стабилизатора полета типа "Волап". Заряд ПГГС многослойный на марлевой основе с каналообразующими огнепроводящими шнурами (ОПШ). Внешняя поверхность заряда и сопла, как видно на рис. 3, покрыта сгорающим слоем теплозащитного покрытия.

Основные результаты гладкоствольного разгона, определенные по лазерным замерам скорости в глубине гладкого канала шестиметрового ствола:

- все элементы летели кучно, практически с одинаковой скоростью, прошивая бумажные мерные щиты из-за прогрессивного роста поверхностей горения в каналах заряда ПГГС, образованных ОПШ; мотоспицы, удерживающие сопло во всех четырех проведенных пусках (с одной, двумя, тремя и четырьмя мотоспицами) полопались. В последнем пуске все четыре мотоспицы застряли в предпоследнем щите из толстой авиационной фанеры, а стальное сопло остановил только последний щит (стальной 7 мм лист);
- максимальная скорость МЭ-30 при этом была достигнута на 2,5 м длины ствола (до разрыва мотоспиц) $V_c = 1,44$ км/с ($M_c = 4,5$), т.е. выше первой гиперзвуковой скорости ($M_c = 4$).

Всего сопел с перепуском было десять (5 из стали, 5 из алюминия). Сопла из алюминия разрывало даже с перепуском на этапе пика давления от каморного порохового заряда.

Основные результаты зарубежных и отечественных испытаний натурных разгонных ствольных и доразгонных вневольных ЭСУ и их пастообразных химических энергоносителей

По данным испытаний блока НАТО разгонные ПГГС давно вытеснили пороховые во всех видах оружия нового века, особенно кинетического оружия "КО-21" [3, 4].

По нашим данным ПГГС по сравнению с твердыми ракетными топливами и порохами более энергоемкие (в 2,2 раза), более плотные (на 70...90%), с более высокими температурами продуктов горения (до 3600 К), с более высокими удельными импульсами тяги (до 300 с) и меньшими значениями показателей адиабаты (до $k \approx 1,2$), что позво-

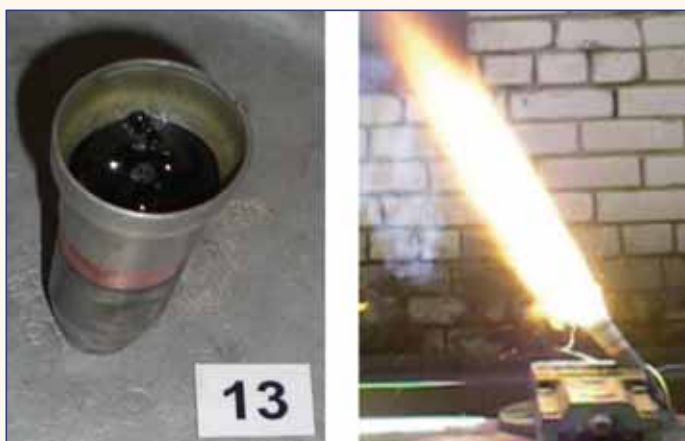


Рис. 4а. Стендовое испытание ПГГС разгонной ступени комбинированного силового устройства - ствольного пастопорохового ускорителя (А.М. Подвальный, ЦИАМ)

ляет применять их в перспективных ЭСУ разгона и доразгона, рис. 4 а,б.

Для отечественных разгонных и доразгонных ПГГС проблемой остаются необходимые высокие скорости нормального и аномального горения (на 2-3 порядка большие скоростей нормального горения), рис. 5. Данная проблема тесно связана с трудностями импортозамещения. Во что это оборачивается, наглядно показано на рис. 6, где представлены образцы разрушенных гильз в безуспешных попытках получить необходимые скорости нормального горения простым нормальным подъемом давления в канале ствола.

Единственным недостатком разгонных ПГГС является повышенная окислительная активность его окислителя.

На рис. 7, 8 представлены образцы малых учебно-методических стоек, малых МУ и ЭСУ (диаметры: 4,5 мм, 7 мм, 20 мм). Стойки предназначены для измерений импульса тяги, импульса отдачи малых ЭСУ гиперзвукового форсированного доразгона на дистанциях прямой наводки <50 мм (на центрифуге в режиме штатного и безоткатного выстрела), скоростей и импульсов тяги (баллистическими маятниками и датчиками трех разных импульсных параметров).

На рассматриваемых стойках были проведены замеры импульсов отдачи разных малых МЭ и МУ калибра 4,5 мм одного капсуля Жевело, с 0,4 г ПТ и др. На осциллограммах были видны волны сжатия и разрежения между пулькой, шариком и капсулем (без шарика таких волн не возникает и при отдаче 3 кг, и при отдаче 10 кг). Что эти волны дают для МЭ-



Рис. 4б. Стенд с модельным ракетным двигателем в процессе испытаний ПГГС (Н.П. Животов, ОАО "МКБ "Искра", ФГУП "РНЦ "Прикладная химия")

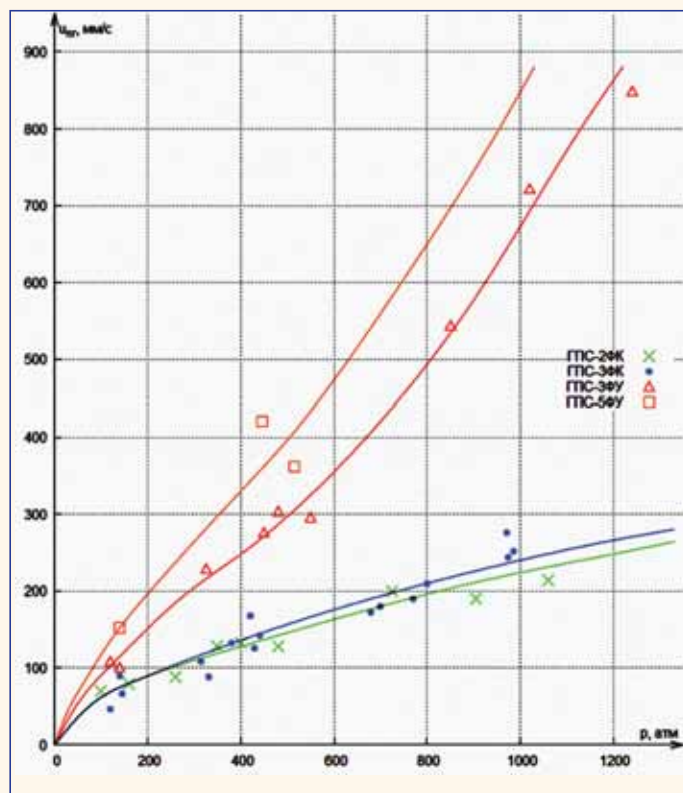


Рис. 5. Экспериментальные зависимости скоростей аномального и нормального горения российских ПГГС гиперзвукового ствольного разгона и вневольного доразгона (В.В. Фоменко, ФГУП "РНЦ "Прикладная химия")



Рис. 6. Разрушение штатных гильз в результате нерасчетных режимов ствольного реактивного разгона МЭ-30 (ЦИАМ, ИХФ РАН)



Рис. 7. Малые метательные устройства и стелды замера их импульса отдачи (А.П. Иванов, ЦИАМ)

30, было показано на рис. 6.

Некоторые представления о важности новых отечественных ПГС для стрелковой сверхзвуковой и гиперзвуковой реактивной военной техники дают следующие результаты:

- спортивный пистолет с капсулем Жевело и каплей 0,4 г

пасты в капсуле пробивает 80 мм бревно приклеенным к капсулю шариком;

- из направляемого МУ (открытая с двух концов труба 20x120 мм, прикрепленная к неподвижной центрифуге, рис. 7), стартует реактивный МЭ (20x120мм) с импульсным ЭСУ на

быстрогорящей пасте с числом Маха $M_c=1$ и пробивает дверь сейфа, или легкую радиопанель из каленого алюминия, стоящую на пути под углом меньшим 10° , не сдвинув ни плечо центрифуги, ни панель.

II. Новые энергосиловые устройства и химические энергоносители дальнего гиперзвукового марша, управления и воздействия

Главным недостатком стратегических ракетных гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА) является их существенно меньшая дальность. По сравнению с межконтинентальной крылатой ракетой "Буря" ($M=3$, $V=1$ км/с, дальность $D=10\ 000$ км) она меньше в десять раз. В этом и есть существо кризиса стратегических ГЛА - и желани НАТО заменить поражаемый парк межконтинентальных баллистических ракет (МБР) с ядерным зарядом на непоражаемые ГЛА такой же дальности.

Перспективные дальние ГЛА потребовали поэтому принципиально новых подходов к кардинальному уменьшению своего лобового и бокового сопротивления.

В конце прошлого века в России (ЦИАМ, ведущие НИИ РАН и ВШ) были выполнены стендовые исследования 152 мм гиперзвукового снаряда с ГПВРД на керосине с успешным активным предварительным заградительным охлаждением этим же жидким керосином носового конуса воздухозаборного устройства внешнего сжатия. В США этот же снаряд появился только в начале XXI века.



Рис. 8. Стелды измерения отдачи и тяги малых метательных устройств и метаемых элементов (А.П. Иванов, ЦИАМ)

В США штативно раздвигающаяся пятисекционная игла из полусферы самонаводящейся головки (ГСН) подводной МБР "Трайидент" увеличила ее дальность на 500 км.

В России игла перед ГСН не прижилась ввиду того, что это требовало изменения конструкции системы головок самонаведения, хотя работы по игле велись в 60-е гг. прошлого века практически во всех профильных НИИ СССР.

В 2004 году в ЦИАМе был испытан жидко-воздушный обтекатель на керосине на базе иглы "Трайидента", снизивший сопротивление полусферы с иглой при $M=4$ в 2,7 раза, рис. 9 (Захаров Н.Н., Прудников А.Г. и др. [3-8]). При этом оказалось, что для дальних ГЛА теперь уже боковое сопротивление становится доминирующим.

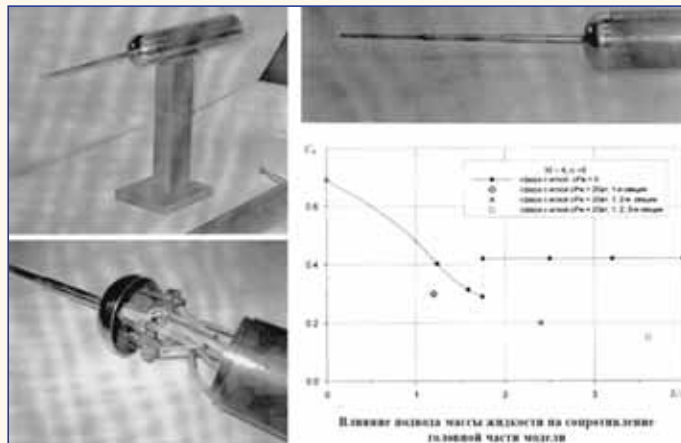


Рис. 9. Жидко-воздушный обтекатель (Н.Н. Захаров, ЦИАМ)

В 2001-2005 гг. в ЦИАМ с двумя НИИ механики РАН были выполнены фундаментальные поисковые прикладные исследования (ФППИ) по комплексному исследованию активного снижения трения, кинетического нагрева и заметности, по принципам "рыбьей" бионики для дальних ГЛА (рис. 10).

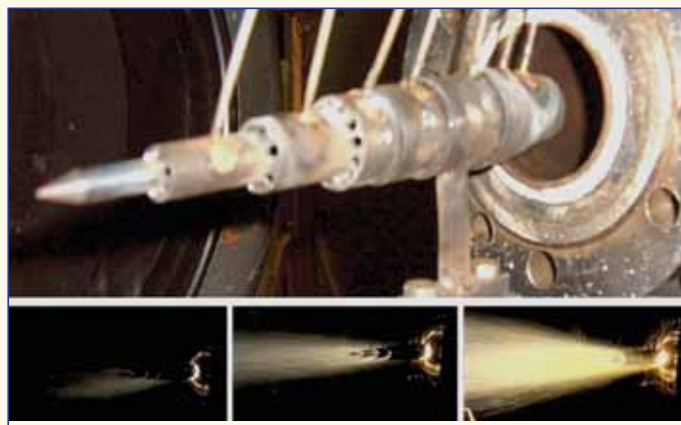


Рис. 10. Возможности комплексного решения трех задач: снижения сопротивления, кинетического нагрева, заметности и увеличение дальности при сохранении маршевой скорости реактивного МЭ (П.К. Третьяков и др., ЦИАМ, ИПРИМ РАН, ИТПМ СО РАН)

Результаты этих исследований: весы показали тягу вместо нулевого сопротивления "рыбьей чешуи" ГЛА из-за излишнего разбавления паров керосина от первично тлеющего горения шашки "твердого керосина" с воздухом лобового воздухозаборного устройства. Тяга горючей смеси "рыбьего" погранслоя должна реализовываться в тандемном ГПВРД, которого в данных опытах не было.

В других ФППИ 2000-2003 гг. [3, 6-8] двухкамерный кормовой тандемный ГПВРД на керосине дал донную тягу в 2,5 раза большую обычного сопла (во второй трансзвуковой ТГАД-камере-сопле с полугламы расширения изобарического сопла-камеры 5° , 10° , 15° , а при 20° уже был спад давления [3]).

В этой же работе [3] было подтверждено существование обратного псевдоскачка в качестве газодинамического затвора данной схемы ТГАД-камеры-сопла ГПВРД и будущих беззатворных, безоткатных МУ.



Рис. 11а. Образцы первых опытных партий "твердого керосина" и "твердого металлокеросина" для реактивных МЭ-30:
1 - "твердый керосин" [9]; 2 - "твердый металлокеросин"; 3 - "твердый боркеросин" (с порошком бора); 4 - "твердый титан-алюминиевый-керосин";
5 - реактивный МЭ-30 на "твердом керосине" и "твердом металлокеросине";
6 - наконечник МЭ-30; 7 - пирозапалы; 8 - сопло встречных струй камеры вихревого смешения

Были разработаны и запатентованы новые экологически чистые маршевые составы "твердых керосинов и металлокеросинов" (рис. 11а, 11б), пастообразные топливо-горючие управления (смены траектории и курса), испытанные на стенде и в полете, рис. 12, 13.

В работах НАТО важную роль играют разработки новых ЭСУ и их химических энергоносителей объемного энерговыделения. Гиперзвук увеличивает динамику ТГАД-процессов на несколько порядков, что позволяет готовить новые средства "взаимодействия". На рис. 14 представлена фоторегистрация момента развития объемно-диффузионного горения боевой части от МЭ-30 (в рукоятке кувалды был закреплен заряд).

В опытах НАТО размеры одного огненного шара достигали десятков метров.

Выводы:

В области идей и академических разработок беспилотных метаемых ГЛА и их химических энергоносителей Россия не отстает от стран НАТО, но не во внедрении их.

Импортозамещение катализаторов, активных компонентов ТГАД-процессов в сверхзвуковых воздушных потоках было бы жела-



Рис. 12. Горение ПГГС в едином блоке управления и тяги образца гиперзвуковой реактивной военной техники (ЦИАМ, П.К. Третьяков ИТПМ СО РАН, ФГУП "РНЦ "Прикладная химия")



Рис. 13. Работа блока управления реактивного МЭ-30 на ПГГС на баллистической трассе (А.М. Подвальный ЦИАМ, ИХФ РАН, НИИ МО РФ):
1 - газогенераторная струя

тельно, так же как создание собственных нано- и микросистем самонаведения и средств неконтактной диагностики на порядок более быстрых процессов, чем процессы в воздушно-реактивных двигателях и аппаратах прошлого века.



Рис. 14. Момент развития огненного шара объемно-диффузионного горения боевой части от МЭ-30 (А.В. Никопоренко ЦИАМ)

Литература

1. Фомин В.М., Звезгинцев В.И., Третьяков П.К. и др. Современное состояние и перспективы развития артиллерийских систем (обзор по материалам открытой печати) // Оборонная техника. 2005. № 10-11. 126 с.
2. Прудников А.Г. К вопросу о пушечно-ракетном выходе в космос // Научные технологии. 2010. № 1. С. 14-21.
3. Прудников А.Г., Захаров Н.Н., Верхолюмов В.К. и др. Теоретические и экспериментальные исследования изобарических контуров многоконтурных бесопловых камер сгорания. ЦИАМ 2001-2005. Основные результаты научно-технической деятельности. В 2 томах. Том 1 / под общ. ред. В.А. Скибина, В.И. Солониной, М.Я. Иванова. М.: ЦИАМ, 2005. С. 370-375.
4. Прудников А.Г. Новый подход к теплогазоаэродинамическим процессам - силовой основе современных и перспективных авиакосмических, наземных и морских летательных аппаратов // Авиакосмическая техника и технология. 2008. № 1. С. 40-50.
5. Прудников А.Г. К вопросу о вихревом горении // Физика горения и взрыва. 2010. Т. 46, № 6. С. 12-31.
6. Абашев В.М., Захаров Н.Н., Прудников А.Г. и др. Двухконтурные прямоточные камеры сгорания. Часть 1 // Атмосферные энергетические установки. 2011. № 1. С. 23-37.
7. Абашев В.М., Захаров Н.Н., Прудников А.Г. и др. Двухконтурные прямоточные камеры сгорания. Часть 2 // Атмосферные энергетические установки. 2011. № 2. С. 15-23.
8. Абашев В.М., Захаров Н.Н., Прудников А.Г. и др. Двухконтурные прямоточные камеры сгорания. Часть 3 // Атмосферные энергетические установки. 2011. № 3. С. 22-34.
9. Гусейнов Ш.Л., Прудников А.Г., Северинова В.В. и др. Композиция твердого горючего: пат. 2288207 Рос. Федерация. № 2005116918/02; заяв. 03.06.2005; опубл. 27.11.2006.



Рис. 11б. Результаты торцевого горения в воздушном сверхзвуковом потоке малого образца твердого легкоплавкого углеводородного горючего при числе Маха полета $M_p=4$ и числе Маха камеры $M_k=2$, скорость горения $U_g=1$ мм/с (ЦИАМ, П.К. Третьяков ИТПМ СО РАН, ГНИИХТЭС)

Связь с автором: prudnikov@ciam.ru, podvalny.a@yandex.ru