

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЯГОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ГИБРИДНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ПРИ РАЗЛИЧНЫХ СПОСОБАХ ПОДАЧИ ОКИСЛИТЕЛЯ

А. В. Потапкин, Т.-S. Lee*

Институт теоретической и прикладной механики СО РАН, 630090 Новосибирск, potapkin@itam.nsc.ru
*Aerospace Science and Technology Research Center (ASTRC), National Cheng Kung University Tainan, Taiwan. R.O.C.

Описаны стенд и методика проведения экспериментальных исследований тяговых характеристик гибридного ракетного двигателя. Предложена схема компоновки ракетного двигателя, работающего на твердом горючем (полимеризованный непредельный углеводород C_4H_6) и газообразном кислороде. Приведены результаты измерения тяговых характеристик двигателя. Показано, что для такого типа двигателей подача закрученного потока кислорода в тракт двигателя приводит к росту тяговых характеристик.

Ключевые слова: испытательный стенд, гибридный ракетный двигатель, твердое горючее, закрученный поток окислителя, тяговые характеристики.

Ракетные двигатели, работающие на топливе, компоненты которого находятся в различном агрегатном состоянии, принято называть гибридными ракетными двигателями [1–3]. Основное внимание при изучении гибридных двигателей уделялось двигателям с твердодожидкими топливами [2], считавшимся наиболее перспективными. Экспериментальные исследования двигателей с твердогазовыми топливами [4–6] показали, что улучшение их тяговых характеристик может быть достигнуто за счет изменения внутренней баллистики двигателей. Одной из таких возможностей является подача в тракт двигателя закрученного потока окислителя.

Качество экспериментальных исследований ракетных двигателей во многом зависит от возможностей испытательного стенда. В литературе приведены достаточно краткие описания испытательных стендов, и, главным образом, тех, что предназначены для исследования жидкостных или твердотопливных ракетных двигателей [1, 3]. В настоящей работе предлагается описание стенда для испытаний ракетного двигателя, работающего на твердом горючем и газообразном окислителе. Особенностью стенда является наличие в нем большого коли-

чества газового оборудования. Подача в тракт двигателя закрученного потока газообразного окислителя и применение горючего, обеспечивающего высокую температуру продуктов в камере сгорания двигателя, определило компоновку двигателя и выбор материалов, из которых изготавливались элементы двигателя.

Испытательный стенд состоит из системы подвода газов, силовой части, систем воспламенения, измерений и обработки результатов измерений, а также системы видеоконтроля.

Схема стенда представлена на рис. 1. Подвижный элемент крепится к станине с помощью упругих пластин. Такое крепление обеспечивает перемещение подвижного элемента только в одном пространственном измерении. На станине установлены весы для измерения тяги двигателя. На подвижном элементе закреплен узел, передающий усилие на весы. Ракетный двигатель состоит из камеры для предварительного смешения горючего газа (пропан) с кислородом, проточной камеры с твердым горючим (полимеризованный бутadiен C_4H_6) и камеры сгорания с соплом. Система подвода газов, включающая в себя газовые баллоны, трассы, клапаны, предусматривает отдельную подачу в двигатель пропана и кислорода для начального воспламенения горючего, кислорода для работы двигателя, азота для охлаждения двигателя после выключения. Трасса, обеспечивающая подачу кислорода для работы двигателя, имеет сужение в виде сопла Вентури.

Работа выполнена в Тайваньском Аэрокосмическом научно-техническом исследовательском центре Национального университета Ченг-Кунг (г. Тайнань, Республика Китай). Авторы благодарят Национальный научный совет Тайваня за финансовую поддержку работы (грант NSC 90-2212-E-006-177).

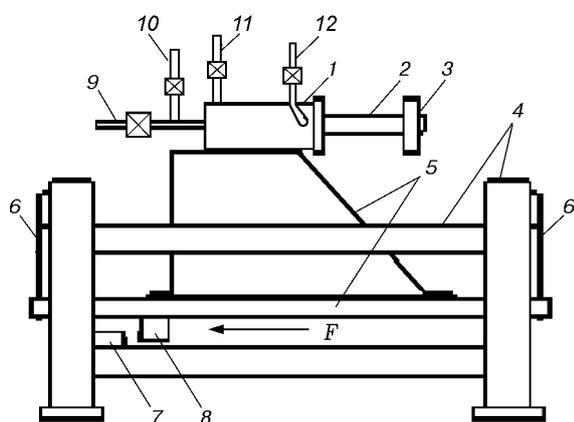


Рис. 1. Принципиальная схема стенда:

1 — камера смешения и предварительного воспламенения газовой смеси, 2 — камера с твердым горючим, 3 — камера сгорания с соплом, 4 — станина стенда, 5 — подвижный элемент стенда, 6 — упругие пластины для подвески подвижной части стенда, 7 — весы для измерения тяги двигателя, 8 — элемент конструкции, передающий усилие на весы, 9 — трасса подачи пропана для воспламенения горючего, 10 — трасса подачи азота для охлаждения двигателя после окончания работы, 11, 12 — трасса подачи кислорода для воспламенения горючего и работы двигателя соответственно, F — вектор тяги

Диаметр сечения трассы 16,2 мм, диаметр горла сопла 3 мм. Все газовые клапаны в системе снабжены дистанционным электрическим управлением.

Для измерения температуры кислорода в трассе использовалась стандартная хромель-алюмелевая термопара (Omega, Type k, США). Давление кислорода измерялось тензодатчиком давления (ИМТ, Industrie Messtechnik GMBHB, Германия), рассчитанным на давление до 8 МПа. В сужении трассы установлен тензодатчик давления с рабочим диапазоном до 5 МПа (Huba Control, Швейцария). Такой же датчик установлен на камере сгорания. Для измерения тяги двигателя применялись датчики двух типов: тензодатчик, рассчитанный на нагрузки до 500 Н с полосой рабочих частот $10 \div 20$ Гц (Type S-50, Jihsense, Тайвань), и пьезодатчик BLH C2-M1 с собственной рабочей частотой 5 кГц (Bell & Howell, Канада). После тестирования и серии экспериментов предпочтение отдано датчику BLH, имеющему меньшее время релаксации. Сигналы с датчиков поступали на 12-битовый 16-канальный аналоговый преобразователь SCB-68 (MIO-16E series, National Instruments, США) при скорости 10 точек/с. Преобразованные сигналы пе-

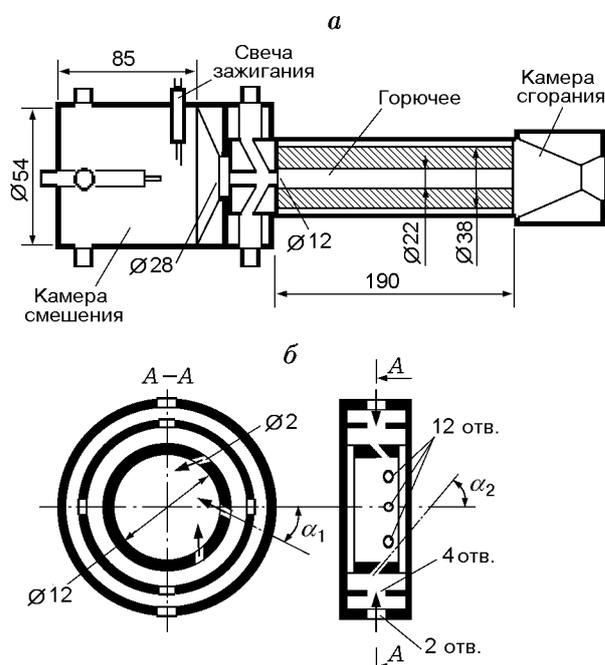


Рис. 2. Схема гибридного двигателя

редавались в компьютер через плату интерфейса Ni-Daq.

Видеокамера VD-camera Sony, CCD-TRV15, NTSC размещалась на рабочей площадке стенда на расстоянии ≈ 3 м от двигателя. Скорость записи видеоизображений задавалась системой NTSC и составляла 29,97 кадр/с. При проведении экспериментов видеоизображения в реальном времени выводились на монитор компьютера. Система сбора и хранения информации позволяла проводить последующий просмотр видеозаписей как в реальном, так и в заданном времени, в частности, в покадровом режиме.

В экспериментах применен компьютер с процессором AMD с тактовой частотой 500 МГц. Оперативная память 64 Мбайт, память на жестком диске 40 Гбайт. Оперативная обработка информации проводилась с помощью стандартных программ Microsoft Excel, Power DVD.

В экспериментах опробовано несколько компоновок гибридных двигателей. На рис. 2, а представлена схема двигателя с укороченными камерами смешения и камерой сгорания. Внутри камеры смешения расположен инжектор пропана, представляющий собой сплюснутую на выходе трубку с минимальным разме-

ром в сечении ≈ 1 мм. Такая форма инжектора гарантировала от проскоков пламени в трассу подачи пропана. В конфузоре между жиклером пропана и отсеком с горючим находилась свеча зажигания, которая питалась от блока высокого напряжения с выходным напряжением 7 кВ.

Верхний и нижний входы в камеру предварительного смешения предназначены для подачи кислорода при работе двигателя, средний вход (отмечен кружком на схеме, рис. 2,а) — для подачи кислорода для воспламенения пропана при запуске двигателя. Этот вариант двигателя допускал изменения в схеме подачи кислорода для работы двигателя (без закрутки и с закруткой). В варианте с закруткой кислород подавался в тракт двигателя через жиклер с двенадцатью наклонными каналами (рис. 2,б), углы наклона каналов жиклера к продольной оси и радиусу канала заряда горючего составляли $\alpha_1 = \alpha_2 = 30^\circ$. Жиклер устанавливался между камерой смешения и отсеком с горючим. Применение жиклера с наклонными выходами в тракт двигателя обеспечивало закрутку сверхзвуковых струй кислорода в канале заряда горючего.

Заряды горючего трубчато-канальной формы изготавливали по следующей технологии. Исходные жидкие компоненты — бутадиев C_4H_6 и вулканизирующая добавка $C_{12}H_{18}N_2O_2$, взятые в массовом соотношении 92 : 8, — перемешивали в течение 20 мин, затем жидкую массу, насыщенную большим количеством газовых пузырьков, разливали в формы и помещали в вакуумную камеру. При давлении $1300 \div 2600$ Па из смеси удалялась газовая фракция. Далее формы помещали в термостат с температурой $75^\circ C$ и выдерживали трое суток до полной полимеризации горючего. Диаметр канала в зарядах составлял $d_f = 12$ или 22 мм. Плотность полимеризованного горючего $960 \text{ кг}\cdot\text{м}^{-3}$, прочность на разрыв 1,87 МПа [4]. Применялись два способа изготовления зарядов. Первый предполагал разливку горючего перед вулканизацией в пластиковые трубки, предварительно вставленные в металлические формы. После вулканизации горючего заряды извлекали из форм. Второй способ предполагал заливку горючего непосредственно в камеру двигателя с последующей вулканизацией горючего. Такой способ изготовления был вызван следующими причинами. Применение в двигателе закрученных потоков кислорода с высоким давлением может

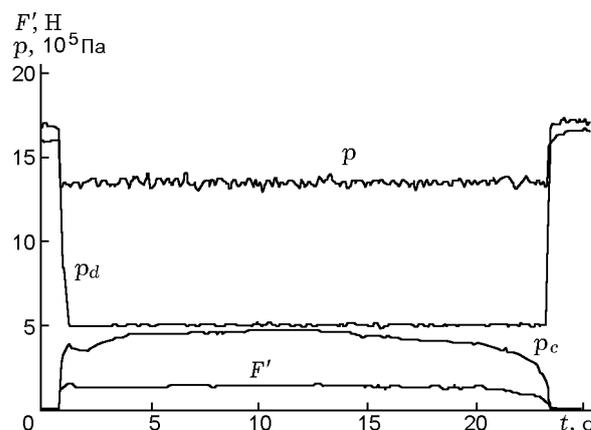


Рис. 3. Пример записи параметров в эксперименте:

p — полное давление кислорода в кислородной трассе, p_d — статическое давление кислорода в горле мерного сопла кислородной трассы, p_c — давление в камере сгорания, $F' = 0,02208 F$ — запись тяги, t — время (см. запись № 23 в табл. 1)

привести к отрыву пластиковой оболочки от стенки камеры, в которой размещается заряд горючего. Оболочка с остатками горючего скручивается в комок и выстрелом выбрасывается через сопло двигателя, которое при этом полностью разрушается. Вклеивание пластиковых оболочек с горючим в камеру не гарантирует нормальную работу двигателя. При втором способе изготовления зарядов, за счет хорошего сцепления горючего с металлом, обеспечивается нормальная работа двигателя.

Запуск и остановку двигателя осуществляли с помощью дистанционного управления. На рис. 3 показана запись параметров в процессе запуска и работы двигателя. Здесь p — избыточное статическое давление кислорода для работы двигателя в трассе перед соплом Вентури; p_d — избыточное статическое давление кислорода в горле сопла; p_c — избыточное давление в камере сгорания; $F' = 0,02208 F$, где F — тяга двигателя. Кроме этих параметров велась запись температуры кислорода, поступающего в двигатель (на рисунке не показано).

При анализе результатов измерений давления, температуры и тяги характеристики датчиков принимались в соответствии с паспортными данными на применяемый тип датчиков. В ряде случаев проводилась дополнительная тарировка датчиков. Статические испытания тензодатчика тяги показали соответствие измерений паспортным данным, относи-

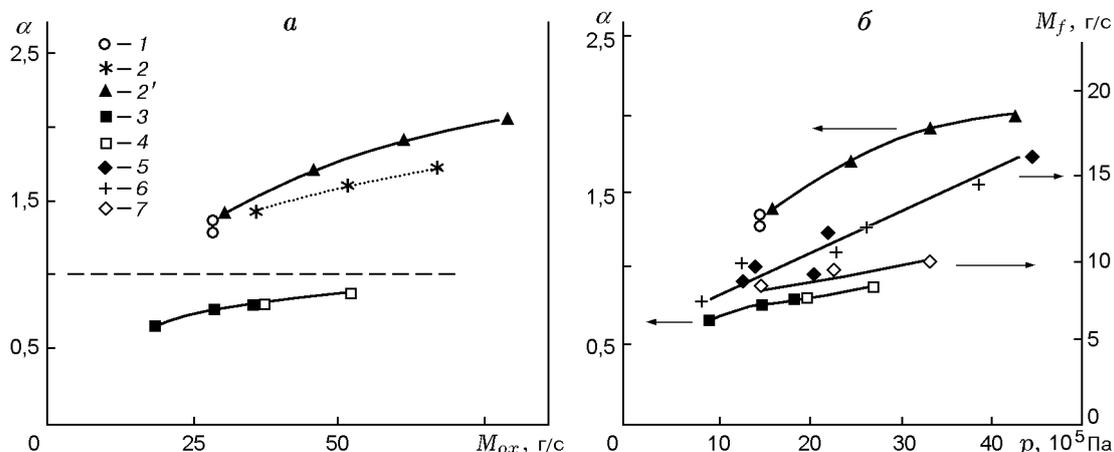


Рис. 4. Коэффициент избытка кислорода и расход горючего при различных способах подачи кислорода в двигатель:

1 — $d_f = 12$ мм, $d_* = 11,6$ мм; 2 — $d_f = 22$ мм, $d_* = 14,5$ мм; 2' — $d_f = 22$ мм, $d_* = 15$ мм; 3 — $d_f = 12$ мм, $d_* = 11,6$ мм; 4 — $d_f = 22$ мм, $d_* = 14,5$ мм; 5 — $d_f = 12$ мм, $d_* = 11,5$ и $11,6$ мм; 6 — $d_f = 12$ мм, $d_* = 11$ мм; 7 — $d_f = 12$ мм, $d_* = 11$ мм; 1, 2, 2', 7 — незакрученный поток кислорода, 3–6 — закрученный поток кислорода; 6, 7 — графитовые сопла

тельная погрешность измерений не превышала 0,05 %. В то же время динамические характеристики датчика оказались неудовлетворительными. Постоянная времени датчика составляла $\approx 2,5$ с. Записи тяги отставали от записей других параметров, что затрудняло обработку результатов измерений и вычисление интегральных тяговых характеристик. По этой причине в ходе экспериментов проведена замена тензодатчика на пьезодатчик VLH C2-M1. Постоянная времени датчика менее 0,1 с. В полосе рабочих частот погрешность измерений не более 0,2 %.

Расход горючего при испытаниях двигателя определялся взвешиванием камеры с горючим до и после эксперимента. Применялись электронные весы Libror EB-4300 (Shimadzu Co., Япония), погрешность измерения 0,1 г.

Расход кислорода для работы двигателя вычислялся по известным соотношениям [7, 8]. В расчетах вместо полного давления брали избыточное статическое давление, что существенно не меняло результаты вычислений. Вместо температуры торможения кислорода принимали температуру, измеренную термопарой. С учетом неидеальности сопла, применявшегося в экспериментах, ожидаемая погрешность определения массового расхода кислорода в соответствии с [7] составляет не более 5 %.

Горение горючего в кислороде сопровождается выделением большого количества тепла.

Расчет адиабатической температуры горения [9] при коэффициенте избытка окислителя в топливной смеси $\alpha \cong 1$ дает значение 3 200 К. В экспериментах значение α вычислялось по массовым расходам горючего и кислорода. Для горючего C_4H_6 стехиометрический коэффициент легко вычисляется [10] и приблизительно равен 3,26. В широком диапазоне значений α температура пламени выше 3 000 К. Это накладывает особые требования на типы материалов, из которых должны изготавливаться камера сгорания и сопло ракетного двигателя.

Изготавливались камеры сгорания и сопла нескольких видов. Стальные камера и сопло защищались напылением на них тонкого слоя керамики (толщиной не более 1 мм) на основе Zr_2O_3 . Негативным результатом в этих экспериментах был откол части керамического покрытия от стенок камеры сгорания и сопла, хотя это и не приводило к изменению тяговых характеристик двигателя. Применение сопел, целиком изготовленных из керамики на основе Zr_2O_3 , также давало неплохие результаты. Разгар критического сечения сопла не превышал $5 \div 10$ % от первоначальной площади сечения. Хорошие результаты дало использование сопел из графита, применявшихся в двигателе с укороченными камерами (см. рис. 2). Разгар сопел определялся в основном значением α . При $\alpha \approx 1$ разгара сопел практически не наблюдалось. При обработке результатов измерений

Таблица 1

№ п/п	d_f , мм	d_* , мм	p , 10^5 Па	p_c , 10^5 Па	F , Н	Δt , с	M , г	I , м/с	α	M_{ox} , г/с	M_f , г/с	r_f , мм/с	Fl
1	22	15	14,87	1,63	38,45	6,4	42,01	1 086	1,35	28,84	6,56	0,51	—
2	22	15	24,44	2,79	63,96	6,6	55,36	1 172	1,69	46,18	8,39	0,64	—
3	22	15	33,11	4,01	92,70	6,4	64,37	1 290	1,88	61,8	10,06	0,76	—
4	22	15	42,75	5,49	128,90	4,7	56,37	1 420	2,02	78,81	11,99	0,91	—
5	12	11,6	14,77	3,25	45,42	9,5	67	1 267	1,26	28,81	7,05	0,74	—
6	12	11,6	14,84	3,58	48,17	11,1	77,2	1 342	1,28	28,95	6,95	0,7	—
7	12	11,6	9,28	2,87	35,22	7,7	69,9	1 252	0,64	19,04	9,08	0,96	+
8	12	11,6	15,16	4,85	65,04	7,5	83	1 608	0,81	29,39	11,07	1,10	+
9	12	11,6	18,57	6,36	84,17	5,7	89,5	1 623	0,71	36,15	15,7	1,53	+
10	22	14,5	18,77	3,52	70,73	4,8	66,8	1 408	0,8	36,32	13,92	1,06	+
11	22	14,5	27,21	4,98	97,22	3,6	65,5	1 387	0,87	51,88	18,19	1,4	+
12	22	14,1	27,13	5,52	114,38	5,6	126,77	1 540	0,7	51,65	22,64	1,45	+
13	22	14,5	27,26	2,01	75,93	6,3	61	1 236	1,63	51,77	9,68	0,76	—
14	22	14,5	35,72	4,54	105,85	4,7	56,2	1 335	1,73	67,3	11,96	0,92	—
15	22	14,5	18,35	1,72	48,17	6,5	48,5	1 124	1,46	35,39	7,46	0,58	—
16	12	11,5	18,61	2,69	56,70	8,8	60,4	1 329	1,6	35,79	6,86	0,76	—
17	12	11,6	27,39	7,97	112,91	10,6	136,3	1 747	1,24	51,78	12,86	1,1	—
18	12	11,5	12,62	2,57	36,59	10,9	60,5	1 202	1,38	24,88	5,55	0,61	—
19	22	14,5	13,13	2,24	46,79	4,8	43,2	1 346	0,88	25,74	9,0	0,73	+
20	22	14,5	17,94	3,29	68,08	3,6	41,3	1 483	0,92	34,45	11,47	0,94	+
21	22	14,5	22,9	4,42	88,09	3,2	42	1 557	1,01	43,44	13,13	1,04	+
22	22	14,5	8,18	?	27,37	5,0	95,8	763	0,27	16,73	19,16	1,35	+
23	12	11,5	13,57	4,53	56,70	21,5	189,43	1 610	0,92	26,41	8,81	0,67	+
24	12	11,5	21,88	5,26	87,60	16,7	189,43	1 658	1,12	41,48	11,34	0,87	+
25	12	11,6	20,61	4,71	92,90	10,4	93,4	1 923	1,34	39,32	8,98	0,86	+
26	12	11,8	12,31	?	59,94	15,8	134,2	1 832	0,88	24,22	8,49	0,72	+
27	12	11,5	12,39	4,16	54,64	15,4	131,5	1 656	0,88	24,45	8,54	0,73	+
28	12	11,5	44,64	?	173,74	11,6	185,2	1 760	1,56	82,75	15,97	1,25	+

Примечание. № — номер пуска, d_f — диаметр канала в горючем, d_* — диаметр критического сечения сопла, p — давление кислорода в трассе, p_c — статическое давление в камере сгорания, F — тяга, Δt — время работы двигателя при проведении эксперимента, M — масса выгоревшего горючего, I — удельный импульс двигателя, α — коэффициент избытка окислителя, M_{ox} — массовый расход кислорода, M_f — массовый расход горючего, r_f — скорость увеличения внутреннего радиуса канала в горючем при работе двигателя, Fl — поток кислорода (+ — закрученный поток, — — незакрученный), ? — сбой датчика давления. Эксперименты 1–12 выполнены для двигателя с длинной камерой смешения и камерой сгорания (камера сгорания и сопло — с керамическим напылением), эксперименты 13–28 — для двигателя, показанного на рис. 2 (сопло керамическое).

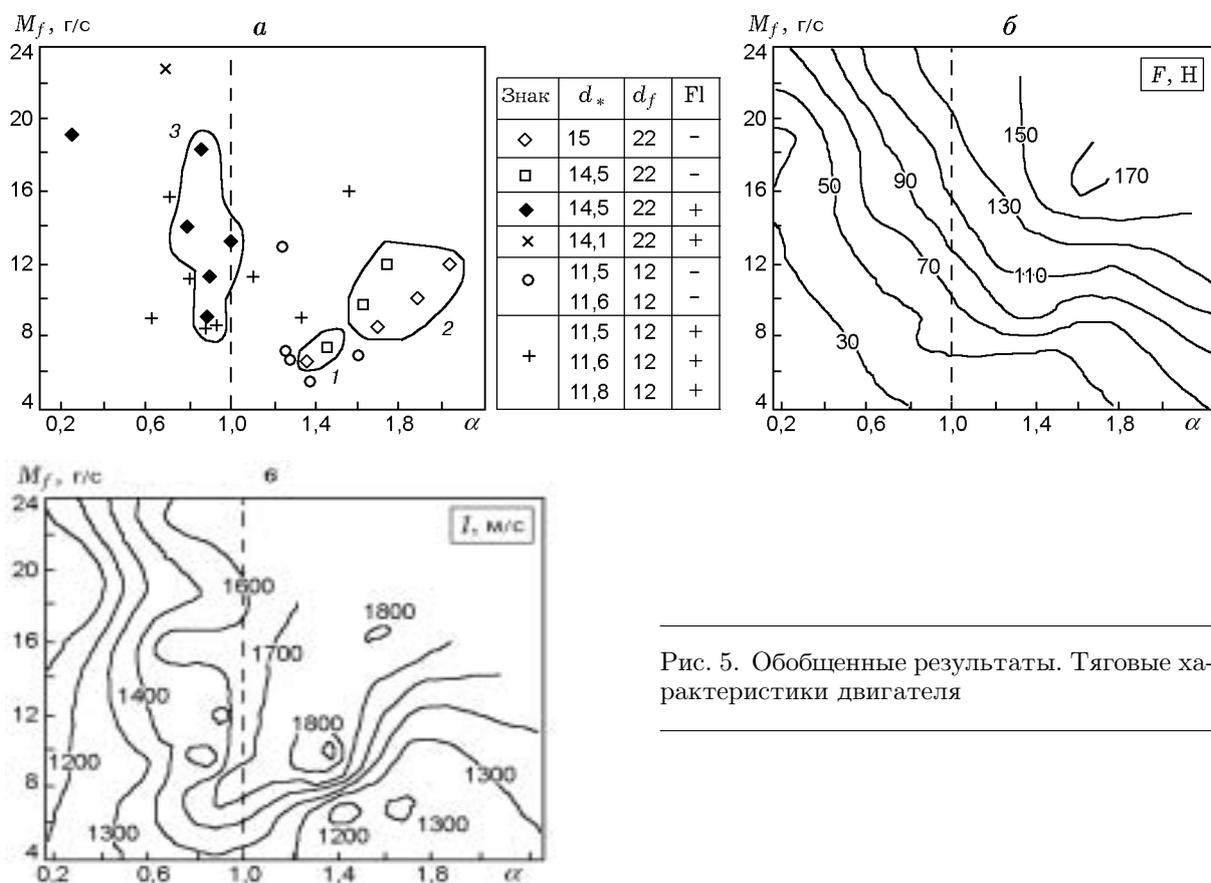


Рис. 5. Обобщенные результаты. Тяговые характеристики двигателя

унос материала сопел не учитывался ввиду его незначительности.

Как показали эксперименты, коэффициент избытка окислителя в топливной смеси зависит от способа подачи кислорода в двигатель и размера критического сечения сопла двигателя. На рис. 4,а представлены зависимости α от массового расхода кислорода M_{Ox} . Как видно из рисунка, при подаче в двигатель незакрученного потока кислорода (точки 1, 2, 2') уменьшение диаметра критического сечения сопла приводит к росту давления в камере сгорания, увеличению расхода горючего и снижению α в топливной смеси. При всех расходах кислорода $\alpha > 1$.

Результаты подачи в двигатель закрученного потока кислорода иллюстрируют точки 3 и 4. Здесь $\alpha < 1$. Подача кислорода в двигатель через жиклер с наклонными соплами увеличивает расстояние, на котором происходит активное взаимодействие потока кислорода с горючим, что приводит к возрастанию расхода горючего. Поток кислорода, состоящий из

многих струй, «рассверливает» канал в горючем. Результаты такой подачи кислорода визуально наблюдаются после остановки двигателя в виде четко выраженных спиральных нарезков внутри канала горючего.

Расход кислорода задается значением давления кислорода в подводящей трассе. Зависимость $\alpha(p)$ приведена на рис. 4,б. Данные дополнены зависимостями массового расхода горючего M_f от давления кислорода при $d_f = 12$ мм. Точки 5, 6 получены для закрученного потока кислорода, точки 7 — для потока без закрутки. Точками 5 показаны результаты для $d_* = 11,5$ и $11,6$ мм. Данные, показанные точками 6 и 7, получены для графитовых сопел с диаметром критического сечения $d_* = 11$ мм. Более высокий расход горючего при подаче закрученного потока кислорода виден из сравнения точек 6 и 7. Поскольку точки 5 и 6 практически лежат на одной кривой, то можно предполагать, что указанные размеры сопел близки к оптимальному значению.

В табл. 1 приведены результаты 28 испы-

Таблица 2

№ п/п	d_f , мм	d_* , мм	p , 10^5 Па	p_c , 10^5 Па	F , Н	Δt , с	M , г	I , м/с	α	M_{ox} , г/с	M_f , г/с	r_f , мм/с	Fl
1	12	11	26,07	8,39	117,33	15,9	190,8	1917	1,26	49,21	12,00	0,91	+
2	12	11	8,5	3,64	38,16	27,6	192,6	1578	0,76	17,2	6,98	0,53	+
3	12	11	13,22	5,08	61,31	18,4	176,2	1734	0,83	25,77	9,58	0,79	+
4	12	11	22,26	7,21	97,61	18,0	192,5	1849	1,21	42,10	10,69	0,81	+
5	12	11	38,5	10,33	166,38	13,1	189,7	1923	1,53	72,06	14,48	1,11	+
6	12	11	22,38	5,6	85,64	19,5	181,1	1648	1,41	42,68	9,29	0,74	—
7	12	11	32,68	7,38	115,56	18,2	181,2	1621	1,89	61,35	9,96	0,80	—
8	12	11	13,79	4,33	55,03	23,6	186,3	1577	1,05	27,01	7,89	0,61	—
9	12	11	22,64	6,47	86,43	19,2	179,5	1646	1,42	43,17	9,35	0,76	—

Примечание. Компоновка двигателя показана на рис. 2, графитовое сопло.

таний двигателя с соплами с керамическим напылением и с изготовленными из керамики соплами.

Данные таблицы, относящиеся к тяговым характеристикам двигателя, обобщены на рис. 5. На рис. 5,а точками показаны условия проведения экспериментов. Выделено три области параметров в экспериментах с соплами диаметром $d_* = 15$ и $14,5$ мм: 1 и 2 соответствуют незакрученному потоку кислорода, 3 — закрученному потоку кислорода. В области 1 (низких давлений в камере сгорания) реализуется дозвуковое истечение продуктов сгорания из двигателя. В области 2 размер сопла существенно влияет на расход горючего, что уже отмечалось при обсуждении рис. 4,а. На рис. 5,б,в показаны поля изолиний $F = const$ и удельного импульса $I = const$ соответственно. Сопоставление всех рисунков показывает, что выделенные области отвечают низким значениям тяговых характеристик двигателя. Из сопоставления рис. 5,б и 5,в видно, что области максимальных значений тяги и удельного импульса двигателя не совпадают. Для сопел с $d_* = 11,5$ и $11,6$ мм наибольшее значение тяги составило ≈ 174 Н, наибольшее значение удельного импульса — 1923 м/с при подаче в двигатель закрученного потока кислорода.

В табл. 2 приведен аналогичный экспериментальный материал для двигателей с графитовыми соплами. Данные таблицы графически представлены на рис. 6. Видно, что способ подачи кислорода существенно влияет на тягу двигателя. Как видно из сравнения то-

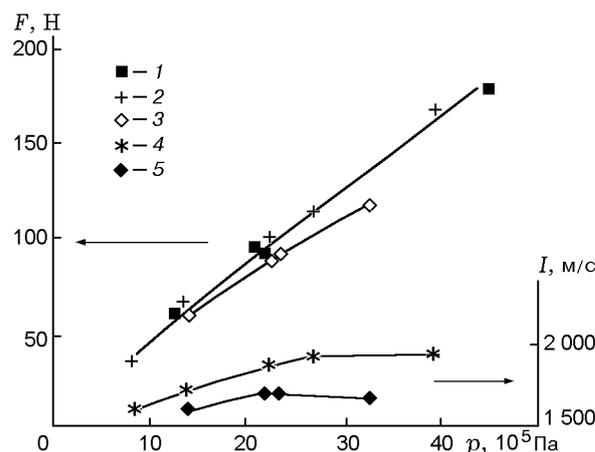


Рис. 6. Зависимости тяговых характеристик двигателя от давления кислорода и способа подачи:

1 — $d_f = 12$ мм, $d_* = 11,5$ и $11,6$ мм; 2 — $d_f = 12$ мм, $d_* = 11$ мм; 3 — $d_f = 12$ мм, $d_* = 11$ мм; 1, 2, 4 — закрученный поток кислорода, 3, 5 — незакрученный; 2-5 — графитовые сопла

чек 2 и 3, при возрастании расхода кислорода можно получить прирост тяги на 15 %. При этом удельный импульс двигателя возрастает от 1650 м/с для незакрученного потока кислорода до 1900 м/с для закрученного потока.

Итак, в работе представлено описание стенда и методики изучения тяговых характеристик гибридных ракетных двигателей, работающих на твердом горючем и газообразном кислороде. Показано, что тяговые характеристики двигателя зависят от способа подачи кислорода в камеру с горючим. Использо-

вание в двигателе закрученных потоков кислорода приводит к росту тяговых характеристик двигателя.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Ракетные** двигатели / М. Баррер, А. Жомотт, Б. Ф. Вебек, Ж. Ванденкеркхове / Пер. с англ. М.: Оборонгиз, 1962.
2. **Головков Л. Г.** Гибридные ракетные двигатели. М.: Воениздат, 1976.
3. **Sutton G. P.** Rocket Propulsion Elements. 6th Edition. USA, 1992.
4. **Jia-Shiuan Chang.** The investigation on combustion characteristics of hybrid rocket propellant: Thesis. Institute and Department of Aeronautics and Astronautics, Tainan, Taiwan, ROC, 2001.
5. **Philmon et al.** Fuel regression rate in НТРВ/gaseous-oxygen hybrid rocket motors // J. of Propulsion and Power. 2001. V. 17, N 1. P. 35–42.
6. **Lee T.-S., Potapkin A. V.** The performance of a hybrid rocket with swirling G_{ox} Injection // Proc. 11th Intern. Conf. on the Methods of Aerophysical Research, Novosibirsk, 2002. Pt 1. P. 126–132.
7. **Кремлевский П. П.** Расходомеры и счетчики количества. Л.: Машиностроение, 1976.
8. **Janna W. S.** Introduction to Fluid Mechanics. Taiwan, ROC: The Tan Chiang Book Company, 1983.
9. **Gordon S., McBride B. J.** Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions, Rocket Performance, Incident and Reflected Shocks, and Chapman-Jouguet Detonations. NASA SP-273. 1976.
10. **Щегинков Е. С.** Физика горения газов. М.: Наука, 1965.

*Поступила в редакцию 29/XII 2002 г.,
в окончательном варианте — 3/XII 2003 г.*