

жим плохо фиксируется зондом. Также зонд не фиксирует изменений после дисперсно-кольцевого режима течения.

На рис. 6 приводится карта режимов течения, полученная А. Беннетом, которая хорошо совпадает также с другими опытными данными.

ВЫВОДЫ

Разработан и опробован прибор для изучения режимов течения пароводяной смеси в условиях обогрева. С помощью зонда электросопротивления можно фиксировать пузырьковый, снарядный, эмульсионный и дисперсный режимы течения.

Достоинства метода: простота изготовления и установки на исследуемый участок. Недостатки: невозможность исследования областей крайне низкого и крайне высокого паросодержания. Также к недостаткам следует отнести необходимость наличия электрической проводимости исследуемой жидкости.

1. Алемасов В. Е., Дрегалин А. Ф., Тишин А. П. Теория ракетных двигателей. — М.: Машиностроение, 1969.— 540 с.
2. Стыркович М. А., Полонский В. С., Циклаури Г. В. Тепло-массообмен и гидродинамика в двухфазных потоках атомных электрических станций. — М.: Наука, 1982.—349 с.
3. Теоретические основы теплотехники. Теплотехнический эксперимент. Справочник / Под ред. В. А. Григорьева, В. М. Зорина. 2-е издание, переработанное. — М.: Энергоатомиздат, 1988.—Кн. 2.—557 с.

INVESTIGATION OF HYDRODYNAMIC PERFORMANCES OF TWO-PHASE STREAM BY THE METHOD OF ELECTRICAL CONDUCTIVITY

O. Marchenko

We discuss the possibility of the experimental investigation of the hydrodynamic pattern of the enforced fluxion of pairs-water mixture in requirements of a heating by the method of electrical conductivity. The sonde permitting to the subjective description of fluxion conditions by readings of devices is presented. A field of application of the method by an experimental approach is determined. We compared our results with results of other researchers.

УДК 621.455(071.1)

СОГЛАСОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ СВЕРХЗВУКОВОГО ВХОДНОГО УСТРОЙСТВА И КАМЕРЫ ДОЖИГАНИЯ РАКЕТНО-ПРЯМОТОЧНОГО ДВИГАТЕЛЯ

© М. А. Катренко, Г. А. Горбенко

Дніпропетровський національний університет

Розглядаються основні підходи до визначення умов спільної роботи надзвукОВОГО, осесиметричного вхідного пристрою і камери доспалювання ракетного ступеня ідеального ракетно-прямоточного двигуна (РПД).

ПРЕДПОСЫЛКИ

Ракетно-прямоточные двигатели являются наиболее перспективными в использовании двигательных установок носителей многоразового использования. Разнообразие возможного конструктивного исполнения таких двигателей обуславливает наличие большого количества проектных, расчетных, технологических, конструктивных и других задач.

Наличие двухконтурной схемы РПД — ракетного и прямоточного контуров — требует согласование параметров сверхзвукового входного устройства, ракетной камеры и реактивного сопла.

Если оптимизировать двигатель по коэффициенту эжекции, то удельные параметры двигателя

будут тем больше, чем будет меньше коэффициент избытка окислителя в камере сгорания ракетной ступени. Если оптимизация двигателя осуществляется по скорости истечения газов из сопла ракетной ступени, то чем ближе состав горючей смеси в ракетной камере к стехиометрическому, тем выше скорость истечения и тем больше коэффициент эжекции, тяга двигателя и удельный импульс РПД.

Следовательно, контур ракетной ступени и контур прямоточной ступени не могут одновременно работать в оптимальных, с точки зрения расхода топлива, режимах [3]. Кроме этого, следует учесть изменение плотности, давления и температуры по высоте атмосферы в зависимости от траектории полета.

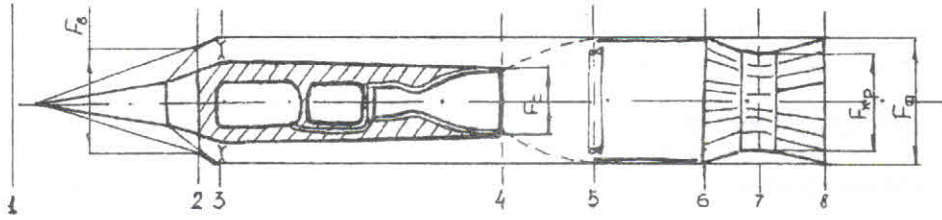


Рис. 1. Расчетная схема РПД

Особенностями расчетной схемы двигателя являются: осесимметричное, сверхзвуковое входное устройство (СВУ), нерегулируемая ракетная ступень, работающая на компонентах O_2 + керосин и регулируемое, реактивное сопло Лавала. Результатом согласования параметров СВУ и камеры дожигания РПД является обеспечение работы входного устройства в расчетной области.

ПРИНЯТЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

G — массовый расход, кг/с, R — газовая постоянная, Дж/кг гр; P — давление, Па; C — скорость, м/с; T — температура, К; L — дальность полета, м; F — площадь, m^2 ; M — число Маха; $q(\lambda)$, $\tau(\lambda)$, $z(\lambda)$ — газодинамические функции; i — энтальпия, Дж/кг; σ — коэффициент восстановления полного давления, κ — показатель адиабаты; ρ — плотность, kg/m^3 , α — угол наклона скачка уплотнения, град; β — угол тела торможения, град; θ — относительный подогрев, t — время, с.

ОСНОВНЫЕ ПОЛОЖЕНИЯ

Во входном устройстве сверхзвукового прямооточного воздушно-реактивного двигателя (СПВРД) торможение воздуха происходит в системе скачков уплотнения, определяемой геометрией иглы диффузора и числом M полета и в расширяющейся части канала. При оптимальном режиме работы диффузора переход к дозвуковой скорости, как правило, совершается в районе горла диффузора. Диффузор гиперзвукового прямооточного воздушно-реактивного двигателя (ГПВРД) характеризуется тем, что торможение потока происходит по существу только при обтекании иглы диффузора, скорость потока после торможения остается сверхзвуковой, «дозвуковая», расширяющаяся часть отсутствует.

Расчетная схема РПД представлена на рис. 1.

Начальными условиями работы двигателя являются:

— значение температуры газового потока на срезе сопла ракетной камеры сгорания T_G^* известно, при $\alpha \approx 0.8$;

— задана траектория полета и скоростной режим ЛА, для которой число Маха полета можно найти по зависимости:

$$M_{П}(t) = \sqrt{\frac{2[M(t) - (G_G(t) - G_B(t))] \partial^2 L}{(C_P - C_X)\rho_H F_{дв} KRT_H \partial t^2}}$$

— коэффициент избытка окислителя в камере дожигания $\alpha_d \approx 1$.

Задачей согласования параметров камеры дожигания и СВУ является: для известных условий полета ЛА, заданной геометрии проточной части обоих контуров и заданного коэффициента запаса по помпажу определить коэффициент эжекции РПД n , массовый расход топлива G_T для его обеспечения.

В качестве критерия безпомпажной работы двигательной установки на основе РПД можно принять зависимость

$$\Delta \bar{G}_П = 1 - \frac{G_{в(помп)}}{(1+n)G_B} = 1 - \frac{q(\lambda_{д(помп)})}{(n+1)q(\lambda_d)} \sqrt{\frac{T_d^*}{T_{д(помп)}^*}} \frac{P_{д(помп)}^*}{P_d^*},$$

где $n = G_B/G_{Г(1)}$ — коэффициент эжекции воздуха; $G_{в(помп)}$ — расход воздуха на границе устойчивой работы СВУ.

В приведенном выражении при заданном помпажном запасе неизвестными параметрами являются: коэффициент эжекции и расход воздуха второго контура на границе помпажной работы.

Уравнение неразрывности для участка 1-4 запишется в виде [5]:

$$\frac{F_H}{F_d} = \frac{P_d^* q(\lambda_d)}{P_H^* q(\lambda_H)} \sqrt{\frac{T_H \tau(\lambda_d)}{T_d \tau(\lambda_H)}}$$

где

$$F_H = \varphi F_{дв} = \frac{(G_B + \Delta G_{пс}) P_H \sqrt{288/T_H^*}}{242.57 q(M_{п}) P_H^*}$$

— площадь сечения струи набегающего потока воздуха;

$$T_{д}^* = T_H^* \left[1 + \frac{[1 + (k-1)/2M_{п}^2 \eta_c]^{k-1/k} - 1}{\eta_c} \right]$$

— температура воздуха на входе в камеру смешения. Полные давления в сечениях 1 и 4 связаны зависимостью [2]:

$$P_{д}^* = P_H^* (\sigma_{кс1} \sigma_{кс2} \sigma_{пс} \sigma_{д}),$$

где $\sigma_{кс1}$, $\sigma_{кс2}$, $\sigma_{пс}$ — коэффициенты восстановления полного давления в косых и прямом скачках уплотнений, зависящие от числа М полета, показателя адиабаты рабочего тела и аэродинамического совершенства проточной части СВУ; $\sigma_{д}$ — коэффициент восстановления полного давления в расширяющем диффузоре.

Коэффициенты восстановления полного давления в скачках уплотнения рассчитываются из соотношений [6]:

$$\sigma_{кс} = \left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \times$$

$$\times \left(\frac{M_M^2 \sin^2 \alpha_1}{1 + \frac{k-1}{2} M_M^2 \sin^2 \alpha_1} \right)^{\frac{k}{k-1}} \left(\frac{1}{k M_M^2 \sin^2 \alpha_1 - \frac{k-1}{2}} \right)^{\frac{1}{k-1}},$$

$$\sigma_{пс} =$$

$$= \left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \left(\frac{M_M^2}{1 + \frac{k-1}{2} M_M^2} \right)^{\frac{k}{k-1}} \left(\frac{1}{k M_M^2 - \frac{k-1}{2}} \right)^{\frac{1}{k-1}}.$$

Угол наклона скачка уплотнения и связан с углом тела торможения зависимостью

$$\operatorname{ctg} \beta_1 = \left(\frac{[1 + (k-1)/2] M_M^2 \sin^2 \alpha_1 - 1}{M_M^2 \sin^2 \alpha_1} \right) \operatorname{tg} \alpha_1.$$

Скорость потока воздуха в сечении 4 определяется из соотношения

$$C_{д} = \lambda_{д} \sqrt{\frac{2KRT_{д}}{(K+1)\tau(\lambda_{д})}}.$$

Помимо вышеизложенного, следует учесть влияние относительного подогрева в камере смешения и камере дожигания, величины которых непосредственно влияют на работу входного устройства. Термодинамические параметры газа в выходном сечении камеры смешения рассчитываются по форму-

лам

$$T_{см}^* = \frac{i_c^* + i_{д}^* n}{(n+1)C_{P_{см}}},$$

$$P_{см}^* = \frac{\sigma_{см} P_c^* \sigma_c F_c / F_{д} + P_{д}^* \sigma_{д}}{1 + F_c / F_{д}}.$$

При трехскачковой системе входное устройство будет устойчиво работать в расчетном режиме только при единственном значении относительного суммарного подогрева, при условии заданной геометрии проточной части газозаборника тракта до камеры дожигания. Действительное значение относительного подогрева в камере смешения определяется по зависимости

$$\Theta_{см} = \frac{T_c^* / T_H^* + n}{n+1} \frac{Rk(k_c-1)}{(k-1)R_c k_c}.$$

Относительный подогрев в камере дожигания является функцией выходных параметров камеры смешения, теплотворной способности топлива и коэффициента избытка окислителя:

$$\Theta_{д} = 1 + \frac{Hu \eta_c}{i_{см}^* (1 + \alpha Lo)}.$$

Если действительное значение суммарного относительного подогрева Θ превысит критическое значение $\Theta_{кр}$, например при значительном увеличении температуры газов на срезе сопла, то произойдет уменьшение расхода воздуха через второй контур по причине повышенной загроможденности камеры смешения скачками уплотнения газов из сопла. Проходное сечение занимаемое воздухом уменьшится, что приведет к снижению коэффициента эжекции и снижению скорости воздуха во всех сечениях проточной части воздухозаборника. Возросшее противодавление постепенно будет перемещать положение замыкающего прямого скачка уплотнения в направлении входа в воздухозаборник, что мгновенно разрушит расчетную систему косых скачков. Рабочая точка на линии рабочих режимов при уменьшении значения коэффициента расхода может достичь помпажной зоны рис. 2.

С другой стороны, при постоянном относительном подогреве смешение прямого скачка в направлении горла СВУ возможно при уменьшении критического сечения сопла второго контура. Поскольку при сжигании в сверхзвуковом потоке скорость газов падает, а давление растет, то например в СПВРД, между диффузором и камерой сгорания размещают устройства, которые предотвращают проникновение повышенного при сверхзвуковом сгорании давления газов из камеры сгорания в

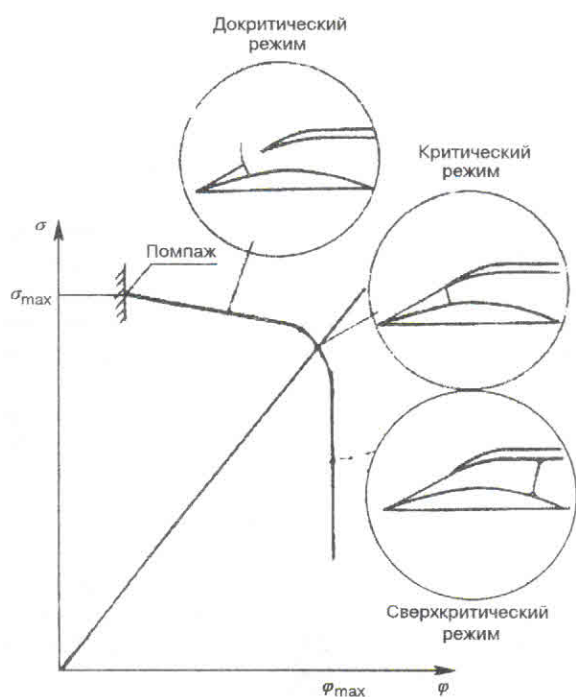


Рис. 2. Зависимость коэффициента восстановления полного давления во входном устройстве σ_b от коэффициента расхода φ

диффузор СВУ. В противном случае может произойти блокирование тракта СВУ противодавлением из камеры смешения.

В так называемом «изоляторе» возникает «shock train» — состоящее из переменной последовательности ударных волн сжатия и разрежения. Это происходит из-за взаимодействия ударных волн сжатия и пограничного слоя у стенок изолятора, приводящее к дальнейшему повышению давления

потока газов. В РПД установить регулирующий орган, подобный «изолятору» невозможно. Поэтому регулировать двигатель можно с помощью трех параметров: $F_{C(KP)}$, G_T , $F_{D(KP)}$.

Тогда коэффициент эжекции может быть определен из квадратного уравнения

$$n^{-1} \left\{ \frac{(n+1)\Theta_{ЭКР}}{n \left[\frac{kR_T(k_T-1)}{k_T R_T(k-1)} \right]} - 1 \right\}^{-1/2} = \frac{F_{D(KP)} P_H m_B}{q(\lambda_C) F_C P_C^* m_C}$$

Далее при заданных значениях α_D и $\Delta \bar{G}_\Pi$ определяется либо $G_{B(ПМП)}$, либо $q(\lambda_{D(ПМП)})$.

1. Алемасов В. Е. и др. Теория ракетных двигателей. — М.: Машиностроение, 1989.—463 с.
2. Бондарюк М. М., Ильяшенко С. М. Прямоточные воздушно-реактивные двигатели. — М.: Оборонгиз, 1958.—393 с.
3. Головкин Л. Г. Гибридные ракетные двигатели. — М.: Военное из-во мин. обороны СССР, 1976.—168 с.
4. Губертон А. М., Бодин Б. В., Миронов В. В., Голлендер Р. Г. Гибридные ракетные двигатели: исследование основных процессов, анализ областей применения // Авиакосмическая техника и технология.—1999.—№ 2.
5. Орлов Б. В. и др. Основы проектирования ракетно-прямоточных двигателей. — М.: Машиностроение, 1967.—424 с.
6. Ульянов И. Е., Прошин В. М. Проектирование воздуховодов силовых установок. Входные устройства: Уч. Пособ. — М.: Изд-во МАИ, 1980.—72 с.

THE FITTING OF PARAMETERS OF THE HYPERACOUSTIC ENTERING DEVICE AND AFTERBURNING CHAMBER OF THE ROCKET-BASED-COMBINED-CYCLE ENGINE

M. A. Katrenko, G. A. Gorbenko

We consider the basic approaches to definition of requirements of the joint operation of the hyperacoustic rotationally symmetric entering device and afterburning chamber of a missile stage of an ideal rocket-based-combined-cycle engine.