

**Математическая модель звукового газового эжектора
с цилиндрической камерой смешения в системе
турбоэжекторного двигателя.**

В.Л. Письменный

Изложен алгоритм расчета рабочей линии газового эжектора в системе газотурбинного двигателя. Показана характеристика газового эжектора в системе турбоэжекторного двигателя. Характеристика получена впервые.

Появление турбоэжекторных двигателей (ТРДЭ) [1] поставило на повестку дня задачу разработки математических моделей газовых эжекторов в системе газотурбинного двигателя. Наиболее распространенным типом газового эжектора, эффективно работающим в широком диапазоне параметров газа, является звуковой эжектор с цилиндрической камерой смешения [2].

Ниже рассмотрена математическая модель указанного эжектора в системе турбоэжекторного двигателя. Расчетная схема показана на рис.1.

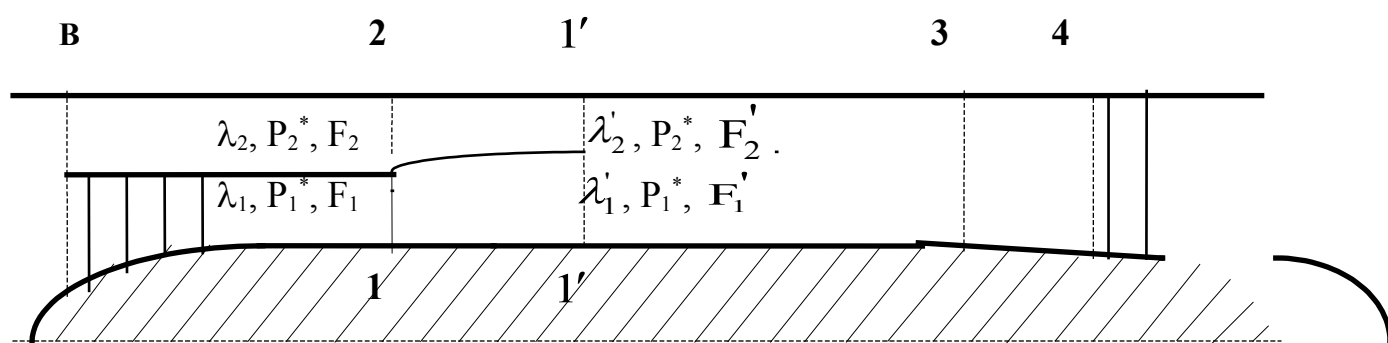


Рис. 1. Расчетная схема

Основные допущения:

1. Потoki эжектирующего и эжектируемого газов на начальном участке (1- 1' , рис.1) не перемешиваются, а параметры в сечении запираания (сечение 1' , рис.1) характеризуются некоторыми средними, постоянными по всему сечению значениями скорости, давления, температуры; полные давления, температуры торможения и расход сохраняются такими же, как и на входе в камеру смешения [3].
2. Коэффициенты восстановления полного давления σ_i по тракту двигателя считаются независимыми от условий полета.

Расчет газового эжектора осуществляется в три этапа:

Первый этап - определение геометрии эжектора. Основной геометрической характеристикой эжектора является отношение площадей входных сечений сопел для эжектирующего и эжектируемого газов $\alpha = F_1/F_2$ (рис.1). Расчетным режимом для определения указанной характеристики является критический режим работы эжектора на взлетном режиме работы двигателя [4].

Исходными данными для расчета являются:

$\pi_{к0}$ - степень повышения давления компрессора;

m_0 - коэффициент эжекции;

$\sigma_{кс}$ - коэффициент восстановления полного давления в камере сгорания;

σ_2 - коэффициент восстановления полного давления в наружном канале;

$\theta = i_1^*/i_2^*$ - отношение энтальпий смешиваемых газов.

Здесь индекс “0” соответствует взлетному режиму.

Для критического режима работы газового эжектора [3] справедливы:

- уравнение сохранения импульсов, записанное для начального участка

$$z(\lambda_1') = z(\lambda_1) + \frac{K_1}{K_2} \cdot \sqrt{\frac{K_2^2 - 1}{K_1^2 - 1}} \cdot \frac{m_0}{\sqrt{\theta}} \cdot [z(\lambda_2) - 2], \quad (1)$$

где K_i - показатели адиабаты в соответствующих сечениях (рис.1);

- уравнение неразрывности газовых струй, записанное для начального участка

$$q(\lambda_1') = \frac{\alpha}{1 + \alpha - q(\lambda_2)}; \quad (2)$$

- уравнение баланса расходов смешиваемых газов

$$\alpha = \frac{K_2}{K_1} \cdot \sqrt{\frac{K_1^2 - 1}{K_2^2 - 1}} \cdot \frac{q(\lambda_2) \cdot \sigma_2 \cdot \sqrt{\theta}}{q(\lambda_1) \cdot \sigma_{кс} \cdot m_0 \cdot \pi_{к0}}. \quad (3)$$

Совместное решение уравнений (1), (2), (3) позволяет определить λ_1' , λ_2 , α , соответствующие критическому режиму.

Одновременно с α определяется коэффициент скорости λ_{30} на выходе из камеры смешения. Коэффициент скорости определяется с использованием основного уравнения эжекции [3], которое с учетом сил трения о стенки камеры смешения [2], имеет вид

$$z(\lambda_3) = \frac{K_3}{K_1} \cdot \sqrt{\frac{K_1^2 - 1}{K_3^2 - 1}} \cdot \frac{z(\lambda_1) \cdot \sqrt{\theta}}{\sqrt{(\theta + m) \cdot (1 + m)}} + \frac{K_3}{K_2} \cdot \sqrt{\frac{K_2^2 - 1}{K_3^2 - 1}} \cdot \frac{z(\lambda_2) \cdot m}{\sqrt{(\theta + m) \cdot (1 + m)}} - \frac{K_3}{K_3 + 1} \cdot \xi \cdot \frac{l_{см}}{h_{см}}, \quad (4)$$

где $\xi = 0,015 \div 0,02$ - коэффициент трения;

$l_{см}/h_{см}$ - относительная длина камеры смешения;

$$\text{откуда} \quad \lambda_{3_0} = \frac{z(\lambda_{3_0}) - \sqrt{z(\lambda_{3_0})^2 - 4}}{2} . \quad (5)$$

Коэффициент скорости λ_{3_0} используется в качестве граничного условия при составлении системы уравнений для расчета параметров эжектора в условиях полета. Граничными условиями для расчета являются:

1. Коэффициент скорости на выходе из звукового сопла $\lambda_1=1$.
2. Коэффициент скорости на выходе из камеры смешения λ_3 . При этом, если турбина регулируется по закону $\pi_T = \text{const}$, то $\lambda_3 = \lambda_{3_0}$ [4]. Если турбина регулируется по закону $\pi_T = \text{var}$, то λ_3 определяется из условия неразрывности струи на выходе из камеры смешения

$$q(\lambda_3) = q(\lambda_{3_0}) \cdot \frac{q(\lambda_{ca})}{q(\lambda_{cao})} ,$$

где $q(\lambda_{ca})$ - плотность тока в минимальном сечении соплового аппарата.

Коэффициент λ_{ca} определяется через газодинамическую функцию $\pi(\lambda_{ca}) = 1/\pi_T$.

Второй этап - расчет рабочей линии: $\pi_{эж} = f(m, \pi_K)$. Рабочая линия эжектора в системе ТРДЭ определяется на основе согласования параметров компрессора, камеры сгорания, эжектора и турбины. Согласование параметров осуществляется методом подбора положения рабочих точек на характеристике компрессора, при котором параметры рабочего тела соответствуют условиям работы указанных элементов двигателя. При этом используются:

- уравнение рабочей линии компрессора

$$A = \frac{\pi_K}{q(\lambda_B) \cdot \sqrt{\theta}} ; \quad (6)$$

- уравнение баланса мощностей турбины и компрессора

$$\pi_T = \left[1 - \frac{\left(\pi_K^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right)}{\beta \cdot \eta_m \cdot \eta_k \cdot \eta_T \cdot (1+m) \cdot \theta} \right]^{\frac{k_T}{k_T-1}} , \quad (7)$$

где π_T берется в соответствии с законом регулирования: $\pi_T = f(T_B^*)$;

- уравнение эжекции

$$z(\lambda_3) = \frac{K_3}{K_1} \cdot \sqrt{\frac{K_1^2 - 1}{K_3^2 - 1}} \cdot \frac{z(\lambda_1) \cdot \sqrt{\theta}}{\sqrt{(\theta + m) \cdot (1 + m)}} + \frac{K_3}{K_2} \cdot \sqrt{\frac{K_2^2 - 1}{K_3^2 - 1}} \cdot \frac{z(\lambda_2) \cdot m}{\sqrt{(\theta + m) \cdot (1 + m)}} - \frac{K_3}{K_3 + 1} \cdot \xi \cdot \frac{l_{cm}}{h_{cm}}, \quad (8)$$

где λ_3 - граничное условие (определяется в соответствии с законом регулирования: $\pi_T = f(T_B^*)$);

- уравнение баланса расходов газа через компрессор и камеру сгорания

$$B = m \cdot \frac{q(\lambda_B)}{q(\lambda_2)}; \quad (9)$$

- уравнение теплового баланса в камере смешения

$$i_3^* = \frac{i_1^* + m \cdot i_2^*}{1 + m}; \quad (10)$$

- характеристика компрессора

$$\begin{aligned} \pi_K &= f(\bar{n}_{np}, q(\lambda_B)), \\ \eta_K &= f(\bar{n}_{np}, q(\lambda_B)); \end{aligned} \quad (11)$$

- характеристика турбины

$$\eta_T = f(\pi_T, \bar{n}_{np}); \quad (12)$$

- характеристика камеры сгорания

$$q_T = f(\theta, \eta_T), \quad (13)$$

где η_T - полнота сгорания топлива;

- коэффициент изменения расхода газа

$$\beta = \frac{m + (1 + q_T) \cdot (1 - \nu)}{1 + m}, \quad (14)$$

где ν - относительный расход воздуха, отбираемый за компрессором.

Величины A , B в уравнениях (6), (9), в соответствии с принятыми допущениями, являются постоянными в любых условиях полета. Их значения определяются на расчетном режиме, где все переменные, входящие в названные уравнения известны.

Полетные условия задаются температурой T_B^* и давлением P_B^* . Параметром регулирования в ТРДЭ, кроме π_T , также является подогрев θ . Регулируемыми параметрами являются коэффициент скорости λ_3 и частота вращения \bar{n} , в соответствии с которой определяется режим работы двигателя

$$\bar{n}_{np} = \bar{n} \cdot \sqrt{\frac{288}{T_B^*}}. \quad (15)$$

Система уравнений (6÷15) при известном законе регулирования $\pi_T = f(T_B^*)$ и $\theta = f(T_B^*)$ представляет собой замкнутую систему, которая в зависимости от температуры T_B^* однозначно определяет режим работы двигателя \bar{n}_{np} и параметры газового эжектора: λ_1 , λ_2 , λ_3 , m .

Степень повышения давления в эжекторе $\pi_{\text{эж}} = P_3^*/P_2^*$ определяется из уравнения баланса расходов газа через сечения 2 и 3 (рис.1)

$$\pi_{\text{эж}} = \frac{\pi_k \cdot \sigma_k \cdot \alpha \cdot q(\lambda_1)}{(1 + \alpha) \cdot q(\lambda_3)} \cdot \sqrt{\frac{(\theta + m) \cdot (1 + m)}{\theta}}. \quad (16)$$

Адиабатический КПД эжектора [3] определяется как

$$\eta_{\text{эж}} = \frac{m}{\theta} \cdot \frac{\pi_{\text{эж}}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{1 - \left(\frac{\pi_{\text{эж}}}{\pi_k \cdot \sigma_k} \right)^{\frac{\kappa\gamma - 1}{\kappa}}} \quad (17)$$

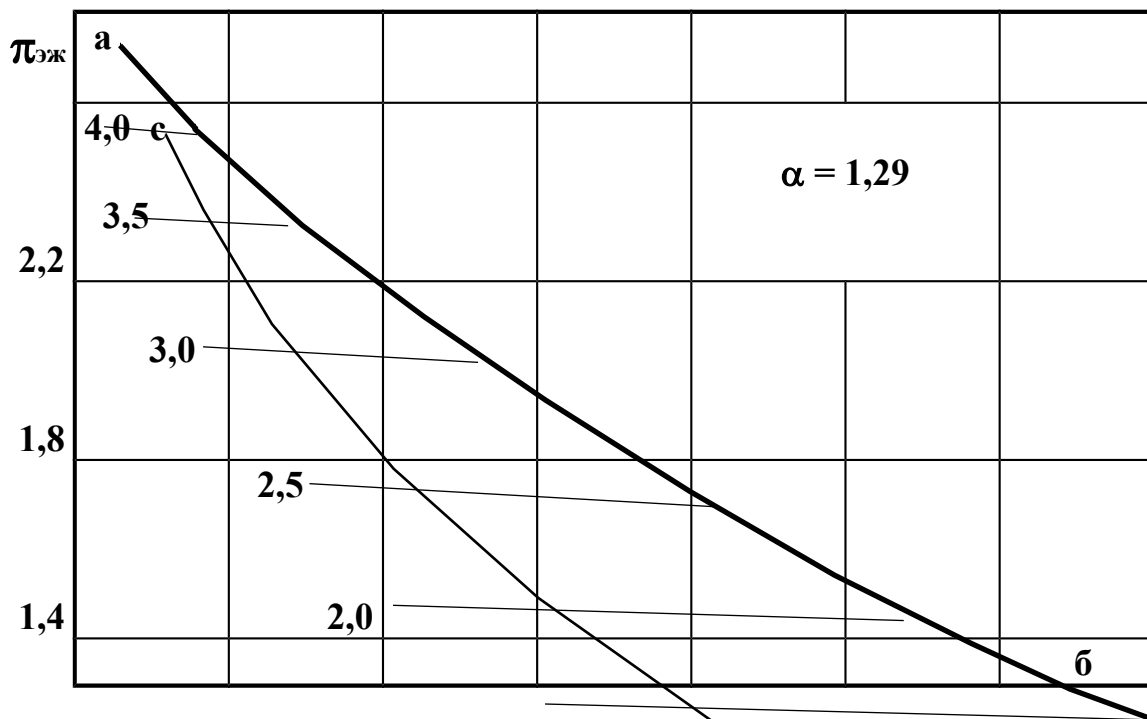
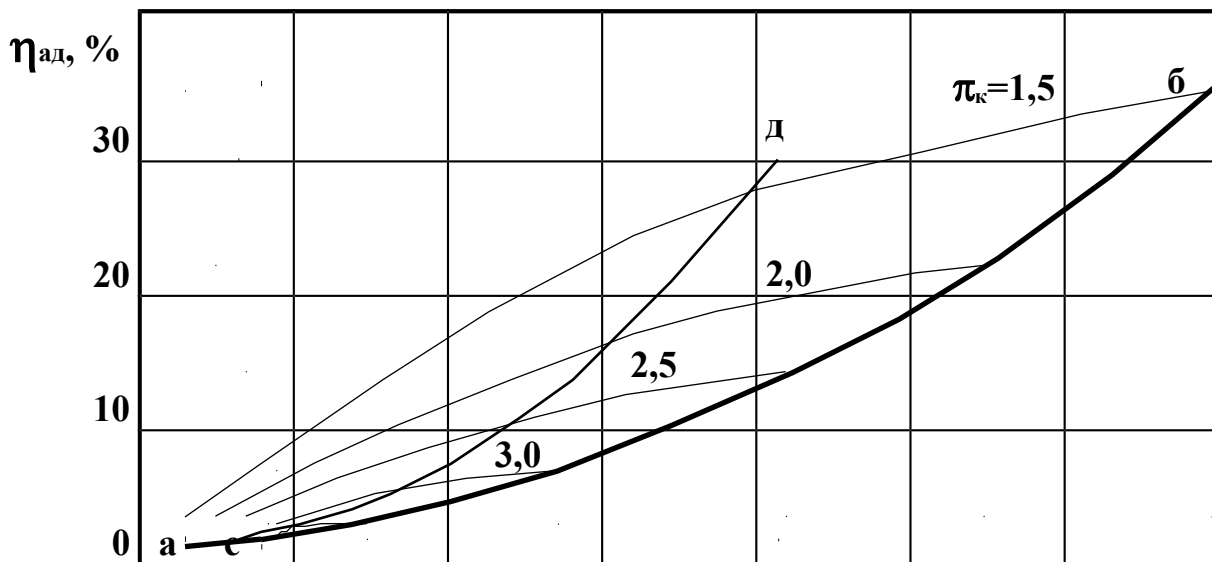
В соответствии с полученными значениями $\pi_{\text{эж}}$, $\eta_{\text{эж}}$, m , π_k строятся зависимости: $\pi_{\text{эж}} = f(m, \pi_k)$ и $\eta_{\text{эж}} = f(m, \pi_k)$.

Третий этап - оценка возможности существования полученных режимов работы газового эжектора. Для каждого режима работы двигателя, заданного частотой \bar{n}_{np} , известны параметры: π_k , σ_k , θ , α , λ_1 , которые позволяют определить критические параметры: $\pi_{\text{эжкр}}$, $\eta_{\text{эжкр}}$, $m_{\text{кр}}$. Методика определения параметров следующая. Из совместного решения уравнений (1), (2) определяется $\lambda_{2\text{кр}}$, соответствующая критическому режиму работы. Из уравнения (3) определяется коэффициент эжекции $m_{\text{кр}}$. Из уравнений (4), (5) определяется $\lambda_{3\text{кр}}$, соответствующая критическому режиму работы, а из уравнений (16) и (17) определяются степень повышения давления $\pi_{\text{эжкр}}$ и адиабатический КПД $\eta_{\text{эжкр}}$. Совокупность точек, характеризуемых значениями $\pi_{\text{эжкр}}$, $\eta_{\text{эжкр}}$ и $m_{\text{кр}}$, полученных для различных π_k , представляет собой линию критических режимов газового эжектора в системе ТРДЭ.

На рис.2 показана характеристика газового эжектора, полученная в системе ТРДЭ с исходными данными: $T_{\Gamma_0}^* = 2000 \text{ K}$; $\pi_{k_0} = 4,0$; $\alpha = 1,29$; $m_0 = 0,05$ при законе регулирования двигателя $\pi_{\Gamma} = \text{const}$; $T_{\Gamma}^* = \text{const}$. Кривая **аб**, соединяющая предельные точки линий $\pi_k = \text{const}$, является линией критических режимов. Реальными являются лишь режимы, соответствующие области характеристики между этой линией и осями координат. Кривая **cd**, соединяющая рабочие точки, которые получены в результате совместного решения уравнений (6÷17), является рабочей линией эжектора.

Анализ полученной характеристики (рис.2) показывает:

1. Рабочая линия находится в области рабочих режимов газового эжектора.
2. Степень повышения компрессора ограничена расчетным значением $\pi_k = 4,0$ (при больших π_k происходит запираание камеры смешения).
3. Производительность эжектора с увеличением скорости полета (снижением π_k) возрастает.
4. Адиабатический КПД эжектора с увеличением скорости полета увеличивается (с 2% в условиях взлета до 30% в условиях крейсерского полета).
5. Эжектор имеет резерв по производительности - удаление рабочей линии от линии критических режимов (в турбоэжекторном двигателе этот резерв используется за счет повышения π_T).



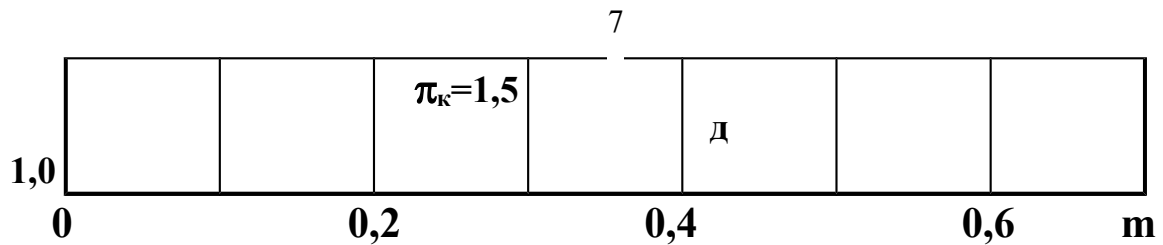


Рис.2. Характеристика эжектора в системе ТРДЭ

Заключение. Звуковой газовый эжектор с цилиндрической камерой смешения является вполне работоспособным элементом турбоэжекторного двигателя, имеет рабочую характеристику, позволяющую эффективно влиять на рабочий процесс двигателя - повышать расход воздуха при увеличении скорости полета. КПД эжектора в системе турбоэжекторного двигателя увеличивается с 2% в условиях взлета до 25÷30% в условиях крейсерского полета. Характеристика эжектора в системе турбоэжекторного двигателя получена впервые.

Список литературы:

1. Письменный В.Л. Турбоэжекторные двигатели. // XXVII академические чтения по космонавтике. – тезисы докладов - М: Война и мир, 2003. - с. 261.
2. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. - М.: Наука, 1976. - 888 с.
3. Васильев Ю.Н. Теория сверхзвукового эжектора с цилиндрической камерой смешения. - Сб. “Лопаточные машины и струйные аппараты”, вып. 2. – М.: Машиностроение, - 1967.
4. Письменный В.Л. Основы теории расчета турбоэжекторных двигателей. / ГЛИЦ им. В.П. Чкалова. Деп. в ЦВНИ МО РФ. - № В/4195,2000. – 43 с.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

Письменный Владимир Леонидович, доцент кафедры испытаний авиационной техники филиала “Взлет” Московского авиационного института (государственного технического университета), к.т.н.