

ратурном газе расходные характеристики сопла меньше, чем для холодного газа

$$\psi_{гор} = m \psi_{хол}, \text{ где } m \approx 0,91.$$

На рис.3 представлены результаты определения удельного импульса сопла по формуле [3] для различных значений параметра "С". Видно, в диапазоне изменения $\alpha^* = 0,1-0,4$ потери удельной тяги холодного газа составляют не более 4%. Для высокотемпературного газа они несколько возрастают до величины 5 - 7%.

Результаты проведенных теоретических и экспериментальных исследований могут быть использованы при проектировании тепловых аппаратов, основанных на вихревом течении газа.

Л и т е р а т у р а

1. Мылъцев Л.П., Ниязов В.Я. О влиянии закрутки потока на работу сопла. Труды первой научно-технической конференции, Куйбышев, 1974.

2. Batsen, Sfozzini. *Swirling flow going through sonic nozzle.*, *Journal of Spacecraft and Rocket*, V7, 1970, №2.

Л.П. Мылъцев, В.Я. Ниязов

РАСЧЕТ ХАРАКТЕРИСТИК И ОСНОВНЫХ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ РАЗМЕРОВ ВИХРЕВОЙ КАМЕРЫ

Метод расчета камер сгорания, основанных на классическом осевом течении газа широко известен [1], [2]. Наличие закрутки потока накладывает ряд особенностей на расчет характеристик и геометрических размеров камер сгорания.

Рассмотрим схему, в которой полученный высокотемпературный газ закручивается в камере перед соплом. Как показывают теоретические расчеты и подтверждают эксперименты [3] увеличение параметра закрутки приводит к уменьшению длины камеры сгорания и улучшению процесса горения. С другой стороны,

рост параметра закрутки влечет за собой рост потерь удельной тяги. Поэтому к выбору этого параметра нужно подходить осторожно.

Экспериментально доказано, что эту величину целесообразно выбирать в диапазоне 0,1 - 0,15. При этом потери удельной тяги на закрутку, в случае оптимального проектирования камеры составляют не более 2 - 4% для звукового сопла и с ростом степени расширения имеют тенденцию к уменьшению.

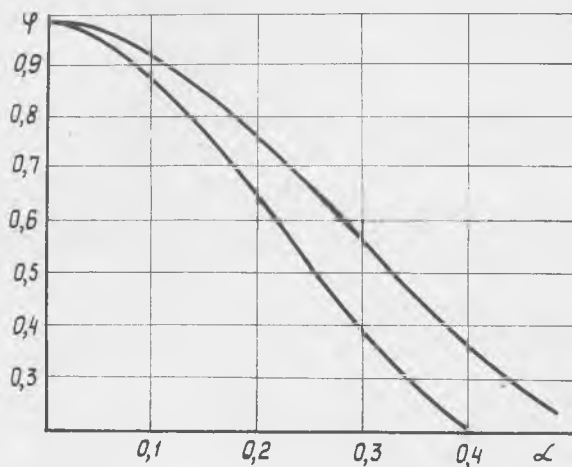
Задавшись величиной параметра закрутки α^* , можно определить максимальный суммарный расход топлива по величине необходимой тяги

$$G_{\Sigma} = \frac{R}{\xi R_{y\partial}} \quad (I)$$

где ξ - коэффициент, характеризующий потери удельной тяги на закрутку для выбранного сопла ($\xi = 0,96 - 0,98$);

$R_{y\partial}$ - удельная тяга этого сопла с учетом всех потерь, кроме потерь на закрутку.

Для определения площади критического сечения сопла необходимо выбрать величины функции тока $y_{(1)} = f(\alpha^*)$ и коэффициенты полноты сгорания γ_{∂} . Безразмерную функцию тока по выбранному значению параметра закрутки α^* можно определить по графику, приведенному на рис. I.



Р и с. I. Зависимость функции тока $y_{(1)}$ от α^*

Для камер сгорания с отношением длины к диаметру $l/d > 1,5$ нуж-

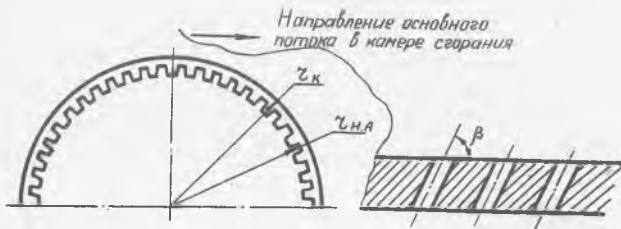
но использовать верхнюю кривую, а для $l/d < 1$ нижнюю. Значение коэффициента полноты сгорания γ_p в первом приближении можно принять равным коэффициенту γ_p для двигателей классической схемы [1], [2]. Зная эти величины определим площадь критического сечения сопла

$$F_{кр} = \frac{\gamma_p \beta_T G_E}{\gamma_{(1)} \rho_K} \quad (2)$$

где β_T - удельный импульс тяги;

ρ_K - давление на периферии вихревой камеры сгорания.

Важным конструктивным элементом рассматриваемой схемы является направляющий аппарат, используемый для создания закрутки потока в камере. Схема его показана на рис.2.



Р и с. 2. Схема направляющего аппарата

Общая проходная площадь, через которую газ из газогенератора поступает в камеру сгорания, равна сумме площадей технологического зазора ($\Delta z = z_k - z_{н.а.}$) и проходной площади направляющего аппарата. Направляющий аппарат, как показали эксперименты, целесообразно выбирать в виде лопаток, направленных под углом β по отношению к основному потоку. Величина угла β и площади направляющего аппарата определяют скорость вращения газа, т.е. параметр закрутки κ^*

$$F_2 = F_3 + F_{н.а.} \quad (3)$$

Таким образом, на закрутку фактически используется часть газа, масса которого равна

$$m^* = m \frac{F_{н.а.}}{F_E} \quad (4)$$

где m - масса газа, полученная в газогенераторе;

m^* - масса газа, расходуемая на закрутку.

Используя уравнение неразрывности, можно определить скорость газа на выходе из направляющего аппарата

$$W^* = \frac{G^*}{F_{н.а} \rho_{г.г}}, \quad (5)$$

где G^* - количество газа, расходуемого на закрутку;

$\rho_{г.г}$ - плотность газа.

С другой стороны эту скорость можно определить из уравнения сохранения моментов количества движения вокруг оси камеры сгорания

$$W^* m^* \sin \beta + m_3 W_3 + m_0 W_0 = m W, \quad (6)$$

(m_3, W_3 - масса и скорость газа, проходящего через зазор;

m_0, W_0 - масса и скорость жидкого топлива).

Так как вектор скорости W_3 параллелен оси камеры, а вектор скорости W_0 радиален, то члены $m_3 W_3, m_0 W_0$ в уравнении (6) равны нулю, следовательно:

$$m^* W^* \sin \beta = m W$$

или

$$W^* = \frac{m W}{m^* \sin \beta}, \quad (7)$$

W - скорость, обеспечивающая заданную крутку равна

$$W = \sqrt{\frac{2}{\kappa - 1}} \alpha^* \frac{d_0 d_{кр}}{d_{\kappa}}, \quad (8)$$

где d_0 - скорость звука газа;

$d_{кр}$ - диаметр критического сечения сопла;

d_{κ} - диаметр камеры.

Подставляя в уравнение (7) значение из равенства (8) получим

$$W^* = \frac{G \sqrt{\frac{2}{\kappa - 1}} \alpha^* d_0 d_{кр}}{\theta^* \sin \beta d_{\kappa}}, \quad (9)$$

Приравняв формулы (5) и (9) с учетом равенства (4),

имеем

$$G^{*2} \left(\frac{F_{н.а}}{F_{\kappa}} \right)^2 \sin^2 \beta d_{\kappa} - \sqrt{\frac{2}{\kappa - 1}} \theta^* \alpha^* d_0 d_{кр} \rho_{г.г} F_{н.а} = 0 \quad (10)$$

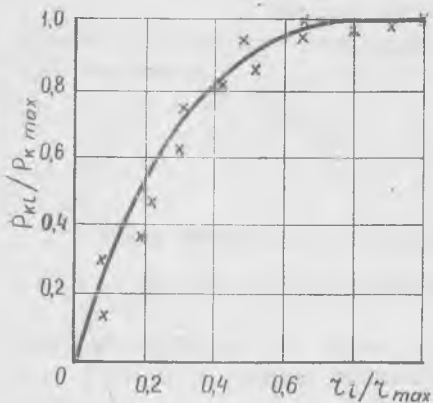
Задавшись величиной технологического зазора с помощью выражений (10) можно определить площадь направляющего аппарата. Задача упростится, если принять, что $F_3 = 0$, тогда

$$F_{\text{нн}} = \frac{G}{\rho_{\text{гг}} W} = \frac{G \sin \beta d_{\text{к}}}{\rho_{\text{гг}} \sqrt{\frac{2}{\kappa-1}} \alpha^{\kappa} d_0 d_{\text{к}}} \quad (\text{II})$$

Для определения давления в газогенераторе можно использовать выражение

$$W = \sqrt{2g \frac{\kappa}{\kappa-1} R_{\text{гг}} T_{\text{гг}} \left[1 - \left(\frac{p_{\text{к}}}{p_{\text{гг}}} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right]} \quad (\text{I2})$$

Остановимся теперь на вопросе оценки полноты сгорания по результатам экспериментальных исследований. Ввиду того, что поток в вихревой камере отличается от обычного течения газов в камере, статическое давление в любом сечении камеры не является постоянным, а уменьшается от периферии к центру. Причем теоретически это давление при достаточно больших степенях закрутки газа может упасть до нуля, что подтверждается экспериментами на холодном газе (рис.3).



Р и с. 3. Распределение статического давления поперек камеры

$$R = \frac{G_{\text{г}}}{g} W a + (p_a - p_n) f a \quad (\text{I3})$$

Суммарный расход газов, покидающих камеру, можно записать так

$$G_{\text{г}} = \sqrt{\kappa \left(\frac{2}{\kappa+1} \right)^{\frac{\kappa+1}{\kappa-1}} \frac{g}{R}} \frac{p_{\text{к}} f_{\text{кР}}}{\sqrt{T_0}} \quad (\text{I4})$$

Для сверхзвукового сопла скорость источения газов выразится формулой

$$W a = \lambda_a \sqrt{\frac{2}{\kappa+1} g R T_0} \quad (\text{I5})$$

$$\text{Давление на срезе сопла } p_a = \pi (\lambda_a) p_{\text{к}} \quad (\text{I6})$$

Учитывая все это, выражение для тяги перепишем следующим об-

Производить расчет βg по давлению в камере сгорания, замеренному на периферии, так, как это делается в обычных схемах, нельзя. Поэтому, для расчета действительного удельного импульса βg необходимо использовать среднее "эффективное" давление. Тяга двигателя может быть записана в общем виде следующим образом

$$\text{разом } R = \sqrt{\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}} \frac{2k^2}{k+1}} \rho_k F_{кр} [\rho_k \pi (\lambda_a) - 1] \varphi_a, \quad (17)$$

или

$$\rho_{кэф} = \frac{R + \rho_k \varphi_a}{\lambda_a \varphi_{кр} \psi(k) + \pi(\lambda_a) \varphi_a}, \quad \text{где } \psi(k) = \sqrt{\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}} \frac{2k^2}{k+1}}. \quad (18)$$

Физически можно объяснить так; это давление, которое существовало бы в камере в том случае, когда тангенциальная компонента скорости была бы равна нулю, т.е. в котором существовало бы только осевое течение. Причем расход топлива и тяга были бы те же самые.

Таким образом, в работе получена инженерная методика расчета основных параметров вихревой камеры сгорания, а также даны рекомендации по обработке экспериментальных данных.

Л и т е р а т у р а

1. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. М., "Машиностроение", 1968.
2. Васильев А.В. и др. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей. М., "Высшая школа", 1967.
3. Мильцев Л.П., Ниязов В.Я. О влиянии закрутки потока на работу сверхзвукового сопла. Труды первой научно-технической конференции, Куйбышев, 1974.

С.Д. Стенгач, А.Н. Пискунов, С.А. Филатов

ВИХРЕВОЕ СМЕСЕОБРАЗОВАНИЕ И ТОКСИЧНОСТЬ ОТРАБОТАВШИХ ГАЗОВ КАРБЮРАТОРНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Проблема снижения токсичности двигателей с искровым зажиганием требует незамедлительного решения, так как доля токсических веществ, поступающих в атмосферу с отработавшими газами, весьма значительна [1].

Количество выделяющихся токсических веществ, представляющих собой продукты неполного сгорания топлива двигателей с искровым зажиганием, может быть уменьшено путем совершенствования конструк-