

冲压发动机突扩燃烧室 燃烧效率的计算方法

王 绍 卿

(航空航天部31所)

摘要: 通过对大量的试验结果分析,对Lefebvre A H和Gordon A H等人提出的燃烧效率参数 θ 进行了改进。提出了一个综合参数 Ω 。并找到了冲压发动机燃烧室燃烧效率 η_c 与 Ω 之间的定量关系式。利用这个关系式可以对燃烧效率进行计算。计算与试验结果误差约为5%~10%。计算方法也适用于一般的冲压发动机燃烧室燃烧效率计算。其精度为5%~10%。

主题词: 燃烧性能, 冲压式喷气发动机, 性能分析, 燃烧试验

CALCULATION OF COMBUSTION EFFICIENCY OF DUMP COMBUSTOR IN RAMJET ENGINE

Wang Shaoqing

(The 31st Research Institute)

Abstract: In this paper, calculation of combustion efficiency of dump combustors in ramjet engine is discussed. The parameters discussed include inflow angle, the location of fuel manifold, equivalence ratio, the combustor pressure etc. The original combustion efficiency parameter considered by Lefebvre A H and Gordon A H is modified. A new combustion efficiency parameter Ω is presented. And a quantitative relation between combustion efficiency η_c and combustion efficiency parameter Ω is formulated. The combustion efficiency was calculated by using the new formula. The deviation of calculated data from experimental data is within the range of 5%~10%. The calculated method can also be used to the conventional ramjet engine.

Keywords: Combustion performance, Ramjet engine, Performance analysis, Combustion test

本文1991年6月21日收到

符 号 表

A_4	燃烧室截面积	p_4	燃烧室静压
A_{th}	尾喷管喉部截面积	Re	雷诺数
b, b_1, C_1, C_2, C_3	参数	T_{04}	燃气总温, K
C_{pg}	燃气定压比热	T_{0a}	来流总温, K
D_c	喷嘴直径	v_g	喷嘴处气流速度
D_{30}	容积中间直径	We	韦伯数
D_4	燃烧室直径	α°	进气角, 度
G_g	燃气流量	α	余气系数
G_a	空气流量	η_c	燃烧效率
H_o	25℃时燃油标准焓	ν_1	燃油运动粘性系数
H_u	燃料低热值	σ_1	燃油表面张力
I_{04}	燃气总焓	$\theta, \theta_1, \theta_2$	参数
I_{0a}	来流总焓	Ω	综合参数
L_o	每千克燃料完全燃烧所需空气量	下标:	
m_g	$= 0.3859$	opt	最佳值
p_{04}	燃烧室总压		

一、前 言

突扩燃烧室的燃烧研究是一项比较新的研究课题。虽然有一些学者^[1~4]进行了许多工作,但研究成果仍不够完善。突扩燃烧室因为没有火焰稳定器,所以结构简单,便于生产。现存的问题是这种燃烧室如何组织燃烧,生成稳定的火焰还研究的不够。正对这些问题,进行了大量的试验研究,得到了一些有益的结论。为了研究燃烧室进气角度的影响,选用了三种不同结构的燃烧室。一是 0° 进气角,即同轴燃烧室;二是 30° 进气角;三是 60° 进气角。燃油杆安装位置分为内侧喷油和外侧喷油两种情况。燃烧室进口气流压力为 $256\text{kN/m}^2 \sim 413\text{kN/m}^2$;燃烧室进口气流总温为 $440\text{K} \sim 580\text{K}$;燃烧室平均余气系数为 $1.00 \sim 2.00$,在测量参数方面,为了便于分析,测量了各个特征截面的总压、总温、静压、燃油压力、燃油流量及发动机推力等。

二、试验结果与分析

燃烧效率是评定燃烧室设计性能优劣的主要参数之一。它标志着能量利用率的高低。影响燃烧效率的因素非常之多,甚至许多基本的燃烧机理到目前还没有被人们认识。目前对燃烧效率的研究仍处于试验研究阶段。本文的试验燃烧效率用下式算出:

$$\eta_c = \frac{1}{H_u} [(1 + \alpha L_o) I_{04} - \alpha L_o I_{0a} - H_o] \quad (1)$$

燃气总焓由下式算出:

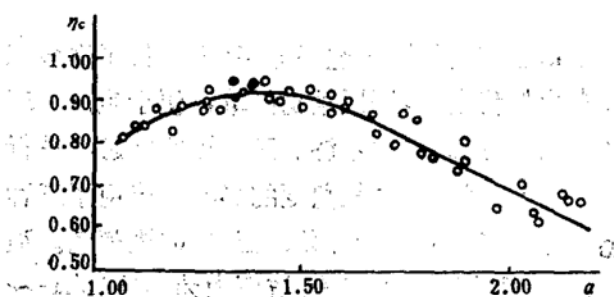
$$I_{04} = C_{pg} \cdot T_{04} \quad (2)$$

燃气总温由下式算出:

$$T_{04} = \left(m_g \frac{p_{04} \cdot A_{th}}{G_g} \right)^2 \quad (3)$$

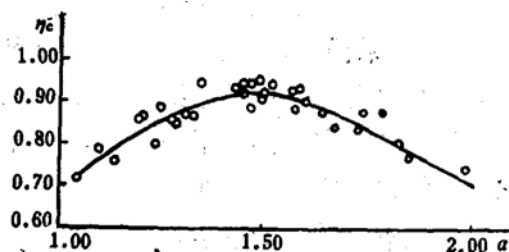
大量的燃烧试验证明,同轴燃烧室(即 0° 进气角)在 $\alpha < 1.10$ 或 $\alpha > 2.10$ 时可能出现熄火或燃烧效率过低。不能用作正常燃烧时的余气系数。推荐用的余气系数范围为 $1.10 \leq \alpha \leq 2.00$ 。对于同轴燃烧室,燃烧效率 η_c 随 α 的变化规律如图1所示。由图1可以看出,当 $\alpha < 1.10$ 时燃烧效率趋向于 $\eta_c = 0.80$ 。而当 $\alpha > 2.00$ 时, $\eta_c < 0.70$,在 $1.15 \leq \alpha \leq 1.70$ 范围内, $\eta_c \geq 0.85$ 。在这个范围内,燃烧室均处于良好的燃烧状态之下。在 $1.25 \leq \alpha \leq 1.55$ 范围内, $\eta_c > 0.90$ 。在这个区域内燃烧效率更佳。从图还可看出,最佳燃烧效率点约在 $\alpha = 1.40$ 左右。这时的燃烧效率约为 $\eta_{c, opt} = 0.92$ 。图1中各试验点参数变化范围如下:燃烧室压力 $p_4 = 164 \text{ kN/m}^2 \sim 396 \text{ kN/m}^2$;空气流量 $G_a = 3.3 \text{ kg/s} \sim 6.1 \text{ kg/s}$;来流总温为 $T_{0a} = 427 \text{ K} \sim 578 \text{ K}$;余气系数 $\alpha = 1.10 \sim 2.13$;初始油滴直径 $D_{30} = 13.4 \mu\text{m} \sim 21.4 \mu\text{m}$ 。

30° 侧面进气突扩燃烧室燃烧效率 η_c 随 α 变化曲线如图2所示。从图2可以看出,当 $\alpha < 1.05$ 或者 $\alpha > 2.00$ 时燃烧不能正常进行。且燃烧效率趋向于小于0.70。当 $1.23 \leq \alpha \leq 1.75$ 时, $\eta_c > 0.85$ 。燃烧室处于良好的工作状态之下。在 $1.33 \leq \alpha \leq 1.63$ 时, $\eta_c > 0.90$ 。这是最佳燃烧范围。从图还可以看出,最佳燃烧效率点在 $\alpha = 1.50$ 左右。这时的燃烧效率为 $\eta_{c, opt} = 0.93$ 。图2中所有试验点参数变化范围如下:燃烧室压力 $p_4 = 259 \text{ kN/m}^2 \sim 415 \text{ kN/m}^2$;空气流量 $G_a = 3.28 \text{ kg/s} \sim 5.29 \text{ kg/s}$;来流总温为 $T_{0a} = 374 \text{ K} \sim 588 \text{ K}$;余气系数 $\alpha = 1.09 \sim 1.98$;初始油滴直径 $D_{30} = 14.2 \mu\text{m} \sim 21.7 \mu\text{m}$ 。



$\alpha_{opt} = 1.40$, $p_4 = 164 \sim 396 \text{ kN/m}^2$
 $G_a = 3.3 \sim 6.06 \text{ kg/s}$, $T_{0a} = 427 \sim 578 \text{ K}$
 $\alpha = 1.10 \sim 2.13$, $D_{30} = 13.4 \sim 21.4 \mu\text{m}$

图1 同轴燃烧室的燃烧效率曲线



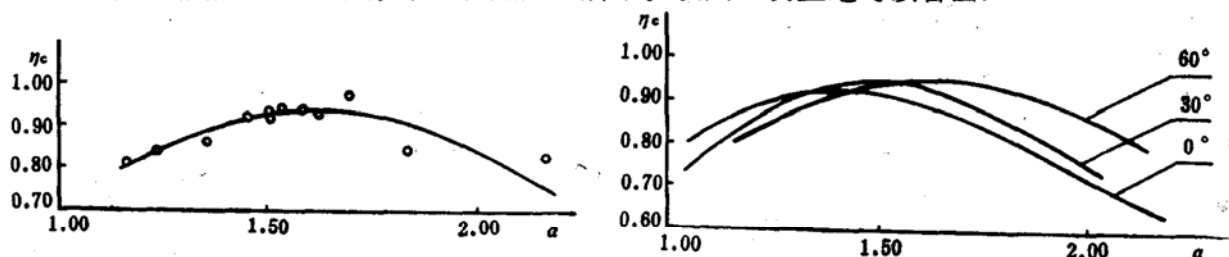
$\alpha_{opt} = 1.50$, $p_4 = 259 \sim 415 \text{ kN/m}^2$
 $G_a = 3.28 \sim 5.29 \text{ kg/s}$, $T_{0a} = 374 \sim 588 \text{ K}$
 $\alpha = 1.09 \sim 1.98$, $D_{30} = 14.2 \sim 21.7 \mu\text{m}$

图2 30° 进气角时的燃烧效率曲线

60° 侧面进气突扩燃烧室燃烧效率 η_c 随 α 变化曲线如图3所示。从图3可以看出,当 $\alpha < 1.15$ 或 $\alpha > 2.15$ 时不能进行正常燃烧。且燃烧效率 $\eta_c < 0.80$ 。在 $1.15 \leq \alpha \leq 2.15$ 时, $\eta_c > 0.80$ 。在此范围内燃烧处于良好的工作状态。当 $1.40 \leq \alpha \leq 1.85$ 时, $\eta_c > 0.90$ 。这是最佳燃烧效率范围。从图还可以看出,当 $\alpha = 1.60$ 时燃烧效率达到极大值。这时燃烧效率约为 $\eta_{c, opt} = 0.94$ 左右。图中所有试验点参数变化范围如下:燃烧室压力 $p_4 = 280 \text{ kN/m}^2 \sim 423 \text{ kN/m}^2$;空气流量 $G_a = 3.15 \text{ kg/s} \sim 4.58 \text{ kg/s}$;来流总温 $T_{0a} = 441 \text{ K} \sim 577 \text{ K}$;余气系数 α

$= 1.16 \sim 2.16$; 初始油滴直径 $D_{30} = 16.8 \mu\text{m} \sim 19.2 \mu\text{m}$ 。

不同进气角燃烧室燃烧效率比较如图 4 所示。从图 4 明显地可以看出:



$\alpha_{opt} = 1.60, p_4 = 280 \sim 423 \text{ kN/m}^2$
 $G_a = 3.15 \sim 4.58 \text{ kg/s}, T_{oa} = 441 \sim 577 \text{ K}$
 $\alpha = 1.16 \sim 2.16, D_{30} = 16.8 \sim 19.2 \mu\text{m}$

图 3 60°进气角时的燃烧效率曲线

图 4 不同进气角对燃烧效率的影响

1. 随着进气角度的增加, 燃烧效率 η_c 增加。这是因为当进气角度增加时各股带有液雾的两相气流相互碰撞强度增加, 致使液雾与空气的混合更加均匀, 所以提高了燃烧效率。
2. 随着进气角度的增加, 最佳燃烧效率时的余气系数 α_{opt} 也增加。

三、燃烧效率讨论及计算公式

影响燃烧效率的因素是极其复杂的, 例如: 燃烧室的进口条件, 包括温度和压力及其分布、燃油的特性及分布、燃油种类、气流紊流度、火焰稳定方式、燃烧室容积、燃烧室温度及压力、燃烧室长度及直径、燃烧室气流速度等。所以, 依靠理论分析定量地确定各个参数之间的关系, 并导出燃烧效率计算公式是非常困难的。通常只能从分析已知的原型机, 例如我们研究用的突扩燃烧室, 结合整理现有的大量试验数据, 从而找出燃烧效率的计算方法。用于计算燃烧效率 η_c 。此方法虽然没有特别的理论推导根据, 然而却有它的现实性和可靠性。这是个有效的方法^[4]。

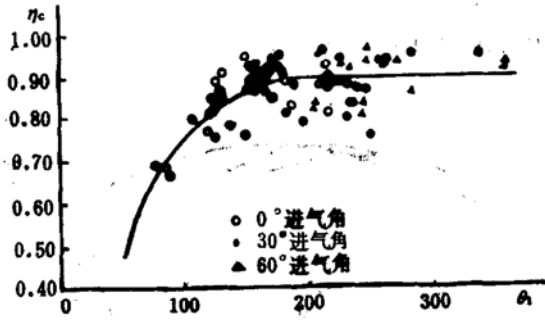
Zetterstom K A 和 Sjöhlom B 在文献[1]中对侧面进气的突扩燃烧室进行了试验研究, 提出了 θ 参数的表达式。这个 θ 参数本文用 θ_1 表示如下:

$$\theta_1 = \frac{p_4^{1.75} \cdot A_4 \cdot D_4^{0.75} \cdot \exp(T_{oa}/300)}{G_a}$$

研究指出, θ_1 参数可用于燃烧效率研究和燃烧稳定性研究。也就是说 θ_1 与燃烧效率和燃烧稳定性之间有一定的关系。文献[1]对两种突扩燃烧室的试验数据进行了分析, 作出了 $\eta_c \sim \theta_1$ 的曲线图。试验点的分布表明, 在 $\eta_c \sim \theta_1$ 曲线图上效率分布十分有规律。似乎用 θ_1 处理定余气系数 α 的燃烧效率是一个很好的参数; 但是用相同的办法处理我们的突扩燃烧室试验数据较为分散 (如图 5 所示), 结果不甚满意。

Greenhough V W 和 Lefebvre A H 在文献[2]中提出了一个 θ 参数表达式, 为了便于区别, 这里用 θ_2 表示, 表达式如下:

$$\theta_2 = \frac{p_4^{1.75} \cdot A_4 \cdot D_4^{0.75} \cdot \exp(T_{oa}/b)}{G_a} \quad (5)$$

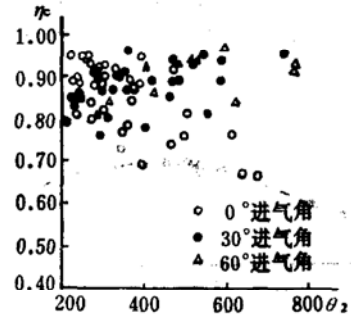


$$p_4 = 163 \sim 423 \text{ kN/m}^2, G_a = 3.15 \sim 6.06 \text{ kg/s}$$

$$T_{0a} = 374 \sim 588 \text{ K}, \alpha = 1.10 \sim 2.17$$

$$D_{30} = 13.4 \sim 21.7 \mu\text{m}$$

图5 燃烧效率随 θ_1 变化曲线



$$p_4 = 163 \sim 423 \text{ kN/m}^2, G_a = 3.15 \sim 6.0 \text{ kg/s}$$

$$T_{0a} = 374 \sim 588 \text{ K}, \alpha = 1.106 \sim 2.17$$

$$D_{30} = 13.4 \sim 21.7 \mu\text{m}$$

图6 燃烧效率随 θ_2 变化规律

$$\text{式中 } b = 220 \left(\sqrt{2} \pm \ln \frac{\phi}{1.03} \right) \quad (6)$$

$$\phi = 1/\alpha$$

在应用公式(6)时,如果 $\alpha < 1.00$ 则取“+”值;当 $\alpha > 1.00$ 时取“-”值。用 θ_2 作出的 $\eta_c \sim \theta_2$ 数据点示于图6上。由图6可以看出,试验点呈无规律分布。所以我们认为 θ_2 参数对冲压发动机突扩燃烧室效率研究是不合适的。可能它只适用于燃气涡轮发动机或均匀混气的燃烧效率分析。

基于以上的分析可以看出,用 θ_1 或是 θ_2 都有一定的局限性。本文在大量冲压发动机突扩燃烧室试验的基础上,对 θ_1 或 θ_2 参数进行了改进,提出了一个综合参数 Ω 。利用综合参数 Ω 可以对燃烧效率进行定量计算,并具有可供初步设计用的精度。其公式如下:

$$\eta_c = 1.47 \times \Omega \quad (7)$$

$$\text{式中 } \Omega = C_1 \cdot C_2 \cdot C_3 \cdot \theta^{0.0293} \quad (8)$$

$$C_1 = \left(\frac{D_{30}}{D_c} \right)^{0.243} \quad (9)$$

$$\frac{D_{30}}{D_c} = 3.9 (Re \cdot We)^{-0.25} \quad (10)$$

$$Re = \frac{v_g \cdot D_c}{\nu_l} \quad (11)$$

$$We = \frac{v_g^2 \cdot D_c \cdot \rho_g}{\sigma_1} \quad (12)$$

$$C_2 = \left[\alpha^2 \left(1 - \frac{\alpha_{opt}}{\alpha} \right)^2 \right]^{-0.0327} \quad (13)$$

$$\alpha_{opt} = 1.40 \frac{\alpha^\circ}{300} \quad (14)$$

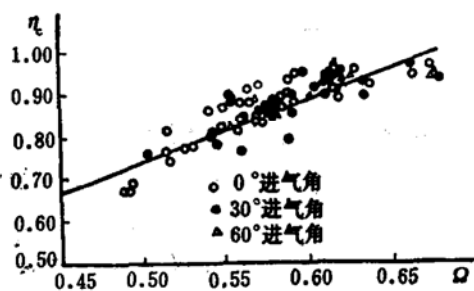
$$C_3 = (\alpha^\circ + 10^{-6})^{0.00207} \quad (15)$$

$$\theta = \frac{p_4^{1.75} \cdot A_4 \cdot D_4^{0.75} \cdot \exp(T_{oa}/b_1)}{G_a} \quad (16)$$

$$b_1 = 220 \left[\sqrt{2} - \ln \left(\frac{\alpha_{opt}}{\alpha} \right) \right] \quad (17)$$

公式(7)应用范围为: 进气角 $\alpha^\circ = 0 \sim 60^\circ$; 燃烧室压力 $p_4 = 163 \text{ kN/m}^2 \sim 423 \text{ kN/m}^2$; 空气流量 $G_a = 3.15 \text{ kg/s} \sim 6.06 \text{ kg/s}$; 来流总温 $T_{oa} = 374 \text{ K} \sim 588 \text{ K}$; 余气系数 $\alpha = 1.10 \sim 2.17$; 初始液滴容积中间直径 $D_{30} = 13.4 \mu\text{m} \sim 21.7 \mu\text{m}$ 。

用综合参数 Ω 处理的燃烧效率曲线示于图7。由图7可以看出, 用 Ω 作出的燃烧效率曲线分布良好, 且成线性分布。用方程(7)计算得到的燃烧效率与试验测出的燃烧效率偏差约为5%~10%, 且大部分偏差在5%左右。参数 Ω 因为考虑了喷嘴直径、油滴尺寸、余气系数、气流进气角、燃烧室压力、燃烧室直径、来流总温及来流总压等多种因素, 所以用此法预估燃烧效率应有一定的通用性。为了验证此计算方法的通用性, 对某普通型冲压发动机燃烧室燃烧效率进行了计算。计算结果表明, 与该发动机实测燃烧效率偏差仅为4%。可以认为本文提出的计算方法可以适用于冲压发动机突扩燃烧室燃烧效率计算及普通型冲压发动机燃烧室燃烧效率计算。



$p_4 = 163 \sim 423 \text{ kN/m}^2$, $G_a = 3.25 \sim 6.06 \text{ kg/s}$
 $T_{oa} = 374 \sim 588 \text{ K}$, $\alpha = 1.10 \sim 2.17$
 $D_{30} = 12.4 \sim 21.7 \mu\text{m}$

图7, 燃烧效率随 Ω 变化曲线

四、几点结论

通过以上对不同进气角突扩燃烧室在不同状态下的燃烧效率分析, 可以得出如下结论:

1. 本文提出的突扩燃烧室燃烧效率计算方法精度约为5%~10%。可以用于突扩冲压发动机及普通冲压发动机燃烧室的燃烧效率计算。
2. 随着突扩燃烧室进气角度 α° 的增加, 最佳燃烧效率对应的余气系数 α_{opt} 增加。
3. 突扩燃烧室燃烧效率 η_c 随余气系数 α 变化比较平缓, 适合于飞行状态变化较大的导弹用发动机推力室。

参考文献

- (1) Zetterstrom K A and Sjolom B, An Experimental Study of Side Dump Ramjet Combustors, ISABE 857024
- (2) Greenhough V W and Lefebvre A H, Some Applications of Combustion Theory to Gas Turbine Development, Sixth Symposium (International) on Combustion, 858~869
- (3) Robert D Ingebo and Hampton H Foster, Drop-Size Distribution for Crosscurrent Breakup of Liquid Jets in Airstreams, NACA TN 4087
- (4) 山中国雍(日). 燃气涡轮发动机高负荷燃烧室性能参数的控制及其判定准则. 日本航空宇宙学会志, 1975. 2