

燃烧室流体损失的试验研究

沈阳航空发动机研究所 顾铭企

【摘要】 本文研究了燃烧室扩压器、涡流器、火焰筒各元件以及燃烧加热等流阻的计算方法。在试验研究基础上,整理出流阻的计算方法和流阻系数经验公式,可供今后燃烧室方案设计和燃烧室方案调试比较使用。研究的模型有4种扩压器(等压力梯度型面扩压器和突扩扩压器);10种涡流器(弯叶片和直叶片式涡流器,径向涡流器,小孔进气头部装置);7种火焰筒(环管燃烧室,环形燃烧室);以及7块进口流场畸变模拟板等。试件有全环试验件和扇形试验件。

一、扩压器

目前,喷气发动机燃烧室中都采用环形、曲面、大扩散角形式的扩压器,在其出口装有火焰筒。作者企图通过试验获得计算简单并具有一定精度的计算方法,供方案设计使用。

1. 试验模型 扩压器模型试验件为扇形,共有4个,各种模型进口尺寸相同。A、B、C,3种模型的型面是按等压力梯度规律造型设计的,D模型是突然扩散扩压器。4种模型进出口面积比均为0.358,当量扩散角 α_d 分别为 $56^\circ 54'$, $69^\circ 24'$, $82^\circ 20'$, 180° 。在所有模型内都装有共同的火焰筒,其头部装有涡流器,火焰筒直径为139mm。

2. 试验结果 试验表明了当燃烧室进口速度系数 λ 值大于0.25时,扩压器的流阻系数 ζ_d 可认为是常数。A、B、C、D四种模型的试验结果是 ζ_d 分别为0.255, 0.290, 0.335, 0.510。

3. 计算方法 用数理统计回归方法整理试验结果,可得如下计算式

$$\zeta_d = K [1 - (A_{in}/A_{out})]^2 \quad (1)$$

$$K = 0.48254e^{(0.00537\alpha_d)} \quad (2)$$

式中: A_{in} 为扩压器进口截面积; A_{out} 为扩压器出口截面积。

突扩扩压器的试验结果表明,所得值与用动量方程导出的公式求得的计算值有较大差别,主要是由于扩压器为环形,并装有火焰筒。计算时可用修正系数进行修正,其值为1.25。

二、涡流器

关于流量系数和流阻系数之间的关系虽在水力学中有较多的介绍,但对于涡流器的特殊结构,它们之间的关系研究得较少。本节作了些研究,以补充涡流器流阻系数研究的不足。

1. 试验模型 研究了10种涡流器,叶片形式有直叶片和弯叶片,进气形式有轴向进气和径向进气,叶片安装角为 $50^\circ \sim 80^\circ$,叶片数为5~16片,轮毂比为0.43~0.62,见图1。

2. 试验结果 10种涡流器的试验结果见表1。表中: ζ_{sv} 为对应于涡流器出口截面的涡流

表 1 各模型涡流器性能

参 数	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J
ζ_{sw}	4.59	3.23	2.39	2.19	2.02	1.65	1.76	1.64	1.93	1.53
μ_{sw}	0.428	0.502	0.623	0.684	0.634	0.731	0.685	0.700	0.650	0.740
A	5.36		2.95				2.20		2.50	

器流阻系数, μ_{sw} 为涡流器流量系数, A 为公式 (4) 中的常数。

3. 计算方法 用试验结果求得的流阻系数和流量系数关系式如下

$$\zeta_{sw} = 18.29596e^{(-3.3515\mu_{sw})} \tag{3}$$

涡流器流阻系数的计算式为

$$\zeta_{sw(rf)} = A [(A_{ref}/A_{sw})^2 sec^2 \alpha_{sw} - 1] \tag{4}$$

图 1 涡流器和头部进气装置的各种模型

式中: A_{ref} 为燃烧室参考截面积, A_{sw} 为涡流器出口环面积, α_{sw} 为涡流器叶片安装角。

三、火 焰 筒

为了计算方便, 仅研究火焰筒壁面总开孔面积的变化对流阻的影响。本节总结的方法可用在方案设计阶段和火焰筒调试阶段的流阻估算及其相对变化值。

1. 试验模型 共研究了 4 种燃烧室, 1 种环管火焰筒 (见图 2 模型 A), 3 种环形火焰筒 (见图 2 模型 E, F, G)。各模型的特征参数见表 2。

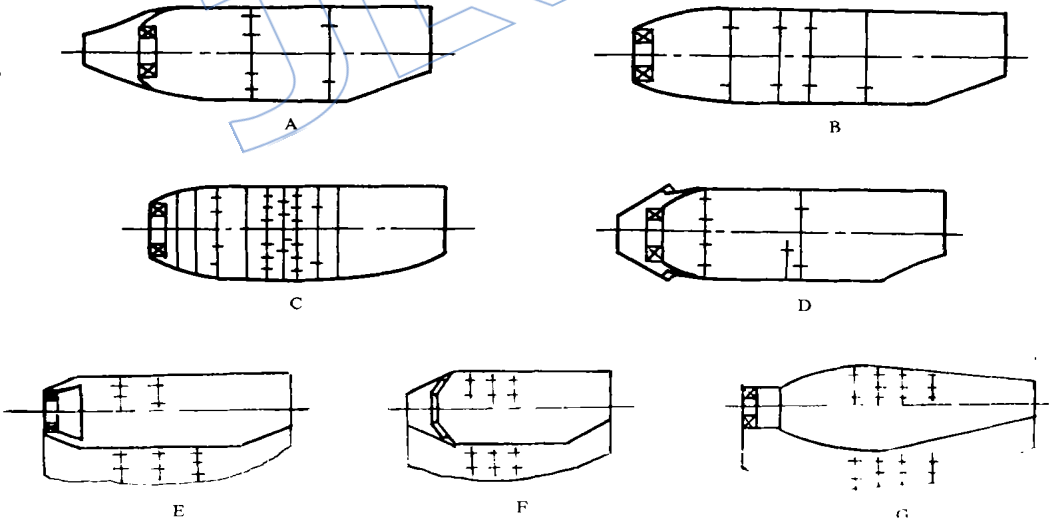


图 2 各型火焰筒

表中: $A_{\#}$ 为火焰筒截面积, $\Sigma\mu A_o$ 为火焰筒壁面有效开孔面积。

表2 各模型特征参数值

模型	A_{fi}/A_{ref}	试 件	$\Sigma \mu A_o/A_{fi}$
A	1/10 扇形	0 579	0.30~ 0.32
E	全环	0 642	0.28~ 0.32
F	全环	0 700	0.30~ 0.47
G	1/10 扇形	0 672	0.17~ 0.28

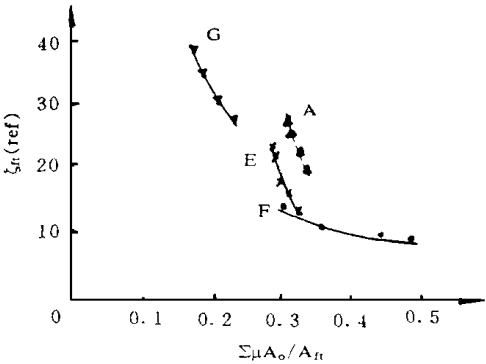


图3 $\zeta_{fi}(ref)$ 与 $\Sigma \mu A_o/A_{fi}$ 的关系曲线

2. 试验结果 试验结果见图3。图中数值表明了4个模型的流阻系数 $\zeta_{fi}(ref)$ 随火焰筒壁面的开孔面积 $\Sigma \mu A_o/A_{fi}$ 的变化规律是一致的, 随火焰筒的壁面开孔面积的增加, 流阻系数减少。此外, 由于火焰筒截面积与燃烧室参考截面积的比值不同, 流阻系数也是不同的。流阻系数随着火焰筒截面积与燃烧室参考面积比值的增加而减少。

3. 计算方法 整理试验结果得如下计算公式
- 模型A

$$\zeta_{fi}(ref) = 698.01459e^{(-10.7358(\Sigma \mu A_o/A_{fi}))}$$

(5)
- 模型E

$$\zeta_{fi}(ref) = 4970.57e^{(-19.03279(\Sigma \mu A_o/A_{fi}))}$$

(6)
- 模型F

$$\zeta_{fi}(ref) = 26.71566e^{(-2.34935(\Sigma \mu A_o/A_{fi}))}$$

(7)
- 模型G

$$\zeta_{fi}(ref) = 82.24e^{(-4.5126(\Sigma \mu A_o/A_{fi}))}$$

(8)

四、加 热 损 失

燃烧过程研究表明: 计算火焰筒区域的初始速度时, 可用该截面上的质量平均速度和平均温度值。因此, 火焰筒区域中由于燃料燃烧加热而产生的损失可按火焰筒相应截面上的平均速度和平均温度进行计算, 这对工程计算是足够准确的。

1. 试验模型 共研究了6种燃烧室, 其中4种环管燃烧室, 2种环形燃烧室。火焰筒见图2中A、B、C、D和F、G模型。加热比范围是1.90~ 2.46, 火焰筒内平均速度是42~ 77m/s。
2. 试验结果 见表3。

表3 各模型的热阻系数

参数	A	B	C	D	F	G
ζ_{hot}	2.36	2.45	2.95	1.8	3.42	2.25
m_{hot}	2.52	2.45	2.75	2.25	2.34	2.50

3. 计算方法 加热损失可归结为与速度和加热量有关, 并用如下公式进行计算。
- $$\sigma_{hot}^* = 1 - (K/2) Ma_{ref}^2 \zeta_{hot}$$

(9)
- $$\zeta_{hot} = m_{hot}(T_3^*/T_2^* - 1)$$

(10)
- 式中: σ_{hot}^* 为加热总压恢复系数, Ma_{ref} 为对应于燃烧室参考截面马赫数, m_{hot} 为热阻常数,

T_2^* 为燃烧室进口总温, T_3^* 为燃烧室出口总温。

建议用上述 6 个模型的 m_{hot} 的平均值 2.47 来估算热阻系数 ζ_{hot} , 其误差为 10% 左右。因为燃烧室的加热损失占整个燃烧室的损失比例较小, 一般为 10% 左右, 所以用 m_{hot} 的平均值来计算燃烧室的总损失, 误差在工程上是可以接受的。

五、燃烧室进口流场径向畸变对流阻的影响

试验已表明: 燃烧室进口流场的不均匀对流阻影响较大, 本节仅研究流场径向畸变对流阻的影响。

1. 试验模型 研究的模拟板速度剖面特征值见表 4

表 4 速度剖面特征值和流阻系数值

序号	0	1	2	3	4	5	6	7
V_{max}/V_{av}	1.005	1.100	1.140	1.570	1.180	1.260	1.170	1.360
峰值位置		0.4~0.5	0.7~0.8	0.8~0.9	0.5~0.6	0.5~0.6	0.3~0.4	0.2~0.3
峰值类型		内	外	外	中	中	内	内
动能系数	1.001	1.014	1.068	1.489	1.078	1.136	1.084	1.147
ζ_c	1.406	1.507	1.685	1.799	1.470	2.000	1.739	2.282

表中: V_{max} 为最大速度, V_{av} 为平均速度 ζ_c 为燃烧室流阻系数。

2. 试验结果 试验是在全环形燃烧室上进行的, 其结果见表 4。试验表明了均匀进口流场流阻系数最小, 径向剖面畸变程度越大, 流阻越大, 并与峰值位置有关。本试验中, 在畸变程度相同的情况下, 内峰值相应的流阻较大。当动能系数为 1.10 时, 流阻系数将达到 1.8, 这是值得注意的。

在估算燃烧室流动损失时, 除燃烧室各元件引起的流动损失外, 还需考虑燃烧室进口流场畸变和燃烧室扩压器内各种导管引起的附加损失。该附加损失较大, 在 F 模型燃烧室中进行了试验, 当扩压器内装 12 个燃油喷嘴后, 使扩压器总压恢复系数下降 0.8~1.0% 左右, 流阻系数增加了 17% 左右。

参 考 文 献

[1] Kwith H. A., "The Component Pressure Losses in Combustion Chambers ARC", R&M, N02987, 1957.

of load point displacement data of sintered nitride silicon beam specimens crept at 900 °C and 1200 °C from three point bend tests. The results show that the conventional method overestimates or underestimates the creep rates in compression or tension, and the more accurate analysis presented here is needed.

CALCULATION OF MODAL CHARACTERISTICS FOR A PROPELLER- GEAR BOX- ENGINE COUPLE SYSTEM

Gu Zhongquan and Wang Yuanda (*Nanjing Aeronautical Institute*)

ABSTRACT In this paper the calculation problems of modal characteristics are studied for a propeller-gear box-engine system considering the flapwise and lagwise flexibilities, the pitch angle of the blade and the coupling of torsional vibration with longitudinal vibration. The expressions suitable for computer are deduced for calculation of the modal characteristics. An numerical example for a propeller-gear box-engine system demonstrates that the method is reasonable and feasible.

DESIGN AND EXPERIMENTAL STUDY OF A COMBINED PILOT FLAMEHOLDER

Cheng Qiufang (*Shenyang Aeroengine Research Institute*)

ABSTRACT The design and experimental study of a combined pilot flameholder is presented for a turbofan engine afterburner with an annular mixer. The combined pilot flameholder is composed of a main ingestion gutter ring with corrugated slots and radial finger gutters with ingestion holes. The two dimensional and double stream flow visualization tests of its reduced scale model demonstrate the flow pattern behind the flameholder, and also reveal the reason, why the annular pilot burner can ignite and support the bypass flow flame. Its sector rig tests and engine bed tests show that the afterburners with this kind of flameholder possess enhanced combustion efficiency, improved combustion stability and reduced pressure loss at both normal and low pressures.

EMPIRIC FORMULAE COMBUSTOR FLOW LOSSES

Gu Mingqi (*Shenyang Aeroengine Research Institute*)

ABSTRACT Approaches to calculation of the flow losses in components of the combustor, such as diffuser, swirler and flame tube, and the flow losses in combustor under combustion conditions are investigated. The empiric formulae are derived from tests. They feature simplicity and sufficient accuracy and are applicable to design and redesign of combustor. The tests were conducted on the models of 4 types of diffusers, 10 kinds of swirlers 7 types of flame tubes and, 7 simulators of inlet flow field distortion. In comparison with the existing methods, the presented method considerably improves the calculation of the flow losses in the diffuser. For the swirler the correlation between flow resistance and the discharge coefficient and the formula for heating losses are also found out.