

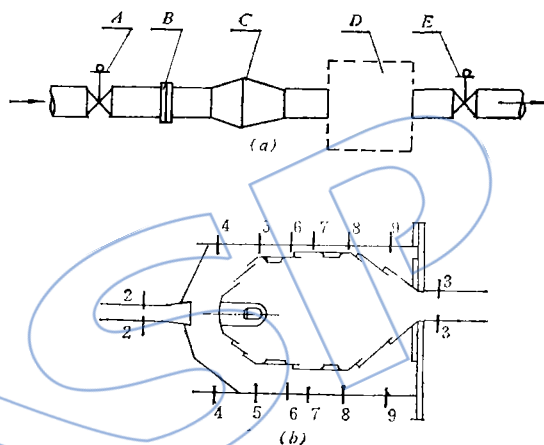
燃烧室冷、热态流量分配试验研究

燃气涡轮研究所 莫礼孝

一、试验装置和测试仪表

试验装置(图1a)中用环形燃烧室90°扇形试验件(图1b),有三个“T”型蒸发管,三个燃油喷嘴和一个点火装置。火焰筒为台阶结构。为测量方便起见,将火焰筒内外环进气孔各分为五组,六个测量截面。每个截面上取三点环腔壁面平均静压、外环用五支三点总压耙、内环用三支五点总压耙测量每个截面上环腔平均总压。在火焰筒内,取三点(90°扇形截面上)孔前壁面平均静压作为火焰筒内静压。

试验件进口流量用精度为 $\pm 0.5\%$ 的标准流量喷嘴测量。试验件进出口温度用热电偶测量(进口为2点,出口为20点),二次仪表为0.5级电子电位差计和毫伏计。压差用U型管排测量,单点压力用0.25级、 $0 \sim 1.6 \times 10^5 \text{Pa}$ 标准压力表测量。



(A、E-电动闸阀, B-流量喷嘴, C-加热器, D-试验件)

图1 试验装置简图

二、试验结果与讨论

试验分为冷吹风试验和燃烧试验。冷吹风试验:燃烧室进口 $P_2 = 1.01325 \times 10^5 \text{Pa}$, 常温、 Ma_2 在 $0.2 \sim 0.4$ 范围内变化。燃烧试验: P_2 不变、常温; a) 燃烧室进口 $Ma_2 = 0.2650$, 改变加温比 ($\theta = T_3^*/T_2^* = 1.0 \sim 3.0$)。b) 加温比 $\theta = 3.0$, 改变 $Ma_2 = 0.2 \sim 0.4$ 。

在整个试验中,火焰筒壁面孔进气量由试验测出各排进气的气流参数 P_a^* 、 P_a 、 P_L (取孔前参数) 等值,算出进气孔射流速度和流动参数 $F_p = (P_a^* - P_L)/(P_a^* - P_a)$, 根据流动参数确定进气孔的流量系数 C_d , 计算小孔流量 G_{hi} :

$$G_{hi} = C_{di} A_{hi} \rho V_j \quad (1)$$

由试验可知、进气孔的流动参数 F_p 随 Ma_2 、 θ 的变化较小。 F_p 大于某值后, C_d 变化较小。因此,火焰筒壁面孔进气量主要取决于射流速度。由图2看出,进气孔流量随 Ma_2 增加而增加,这是由于增加了小孔内外压差。由图3看出,进气孔的相对流量 $\bar{G}_h$ 随 Ma_2 的变化较小,小于1.00%。如 Ma_2 由0.2669增加到0.3852,主燃孔相对进气量约减少0.15%,掺混孔相对进气量约增加0.50%左右。将冷吹风试验结果,用最小二乘法得到火焰筒壁面孔进气量随马赫

数的变化关系式,即从一个已知低马赫数的小孔流量值计算较高马赫数流量值的经验关系式:

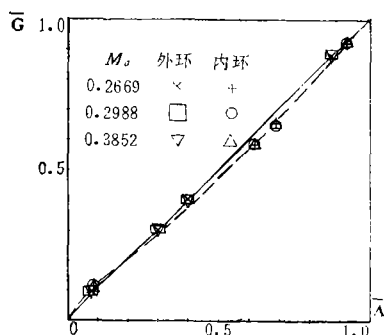


图 3 燃烧室流量分配随相对开孔面积 $\bar{A}$ 的变化

$$\frac{G_{hi}}{G_{h1}} = A + B \times L_n \left(\frac{(MP)_{2ai}}{(MP)_{2a1}} \times \sqrt{\frac{T_{2a1}}{T_{2ai}}} \right) \quad (2)$$

式中 $(MP/\sqrt{T})_{2a1}$ 为已知低 Ma_2 下的燃烧室进口参数, G_{h1} 为此时的小孔流量值, A 、 B 常数查表 1。

表 1 T_2^* = 常温时, A 、 B 系数表

θ	位 置	头部气膜孔		主 燃 孔		中间气膜孔		掺 混 孔		后部冷却孔	
		A	B	A	B	A	B	A	B	A	B
1.0	外 环	0.9515	1.6048	0.9871	2.0110	0.9699	2.6364	0.9731	1.6902	0.9410	1.6235
	内 环	0.9615	1.5867	0.9601	1.5492	0.9556	1.5938	0.9630	1.4104	0.9606	1.5098
变 值	外 环	1.0089	0.1693	1.0902	-0.0025	1.0105	0.1508	1.0170	0.1349	1.0927	0.0514
	内 环	1.0989	0.0348	1.1510	-0.0638	1.0923	-0.0104	1.0075	0.1070	1.0098	0.1798
3.0	外 环	-0.9371	1.6923	-0.8946	1.6584	-0.9600	1.7271	-0.7100	1.5038	-0.8233	1.6076
	内 环	-0.9165	1.6750	-1.1186	1.9777	-1.9248	2.6164	-1.0608	1.8478	-0.9803	1.7994

注: θ 变化时, Ma_2 为定值, 其余状态下, Ma_2 为变值

由图 2 可见, 计算值和试验值非常接近, 其误差小于 3%。内外环总流量误差小于 4%。计算、试验所得燃烧室总流量与试验装置流量喷嘴所测流量之误差小于 8%。由此可见, 在我们试验范围内, Ma_2 对燃烧室流量分配相对值影响较小。

图 4 表示在燃烧情况下, ($\theta = 3.0$), 流量分配随相对开孔面积 $\bar{A}$ 的变化。与冷态 ($\theta = 1.0$) 相比, 在相同 Ma_2 下, 头部区域进气量略为减小, 后部区域进气量略为增加, 其减小量或增加量都小于 1%。如 $Ma_2 = 0.2650$

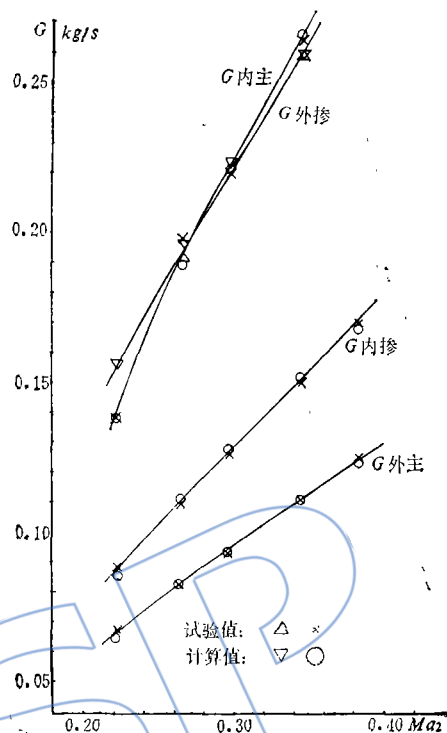


图 2 火焰筒壁面孔进气量随马赫数的变化

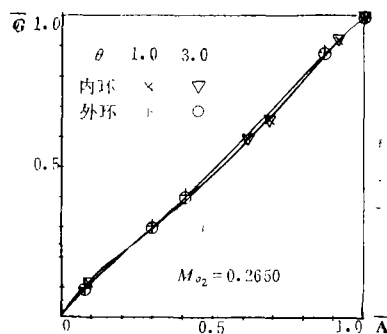
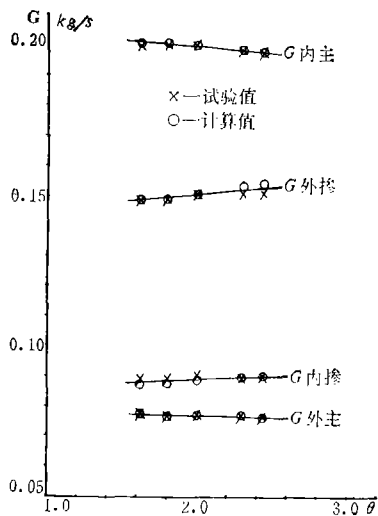
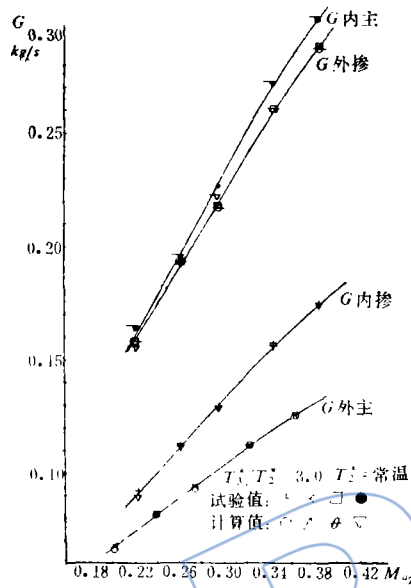


图 4 燃烧室流量分配随 $\bar{A}$ 的变化

图 5 火焰筒壁面孔进气量随 θ 的变化图 6 火焰筒壁面孔进气量随 Ma_2 的变化

时,主燃孔进气量约减小0.3~0.7%,掺混孔进气量约增加0.4~0.6%。由此看出,加温比 θ 在上述试验范围内,对流量分配相对值影响较小。用最小乘法得到火焰筒壁面孔进气量随加温比 θ 变化的经验关系式:

$$\frac{G_{hhot1}}{G_{hcol}} = A + B \times \ln \left(\left(\frac{(MP)_{hot1}}{(MP)_{col}} \right)_{a_2} \times \sqrt{\frac{T_{a2col}}{T_{a2hot1}}} \times \theta \right) \quad (3)$$

式中 G_{hcol} 为已知冷态进口参数 $(MP/\sqrt{T})_{a2col}$ 下的小孔流量。

由图 6 看出,加温比 $\theta = 3.0$ 时,进气孔流量随 Ma_2 增加。同样,用最小二乘法得到在给定加温比 θ 下,进气孔流量随进口 Ma_2 变化的经验关系式:

$$\frac{G_{hhot1}}{G_{hhot}} = A + B \times \ln \left(\frac{(MP)_{a2hot1}}{(MP)_{a2hot}} \times \sqrt{\frac{T_{a2hot}}{T_{a2hot1}}} \times \theta \right) \quad (4)$$

式中 $(MP/\sqrt{T})_{a2hot}$ 为给定马赫数 Ma_2 下的燃烧室进口参数。

由图 5 和图 6 可见,计算值和试验值吻合得较好,其误差分别小于 6% 和 5%。

因此,当已知其低马赫数 Ma_2 下,小孔流量值时,就可近似用(2)、(3)、(4)式估算任何加温比 θ ,任何马赫数 Ma_2 的小孔流量。

由上述试验结果和分析,得到如下看法:

1. $Ma_2 = 0.2 \sim 0.4$ 时, Ma_2 增加,头部区域进气量略有减小,后部区域进气量略有增加。 Ma_2 对燃烧室流量分配相对值影响较小,小于 1%,可以忽略不计。
2. 燃烧情况下, $Ma_2 = 0.2 \sim 0.4, < 3.0$ 时,与冷态相比,在相同 Ma_2 下,随着增加,头部区域进气量减小,后部区域进气量增加。其减小量或增加量都小于 1%。因此,在上述试验范围内,热释放对流量分配相对值影响较小,可以忽略不计。(下转 180 页)

空气以30m/s的定常速度掠过平板,环境压力为20kPa,温度为20℃。从平板前缘7.5cm处开始加热,使平板温度保持65℃。试问从平板前缘到30cm处,平均对流换热系数为多少。

1. 图解法

先求出不同x处的 h_x 值,然后作图求积分平均值,得平均对流换热系数为

$$\bar{h}_L = \frac{1}{L} \int_{x_0}^L h_x dx = 4.22/L = 14.07 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$$

2. 辛普生法

被积函数为 h_x ,用式(1)来表示,积分上下限分别为L和 x_0 ,步长为 $(L - x_0)/(2N)$ 。当N=10000时,由计算机得数值解

$$\bar{h}_L = \frac{1}{L} \int_{x_0}^L h_x dx = 3.819/L = 12.73 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$$

3. 解析法(本文公式)

$$\begin{aligned} \bar{h}_L &= \frac{1}{L} \int_{x_0}^L h_x dx = 0.664 \lambda / L \text{Re}_L^{1/2} \text{Pr}^{1/3} [1 - (x_0/L)^{3/4}]^{2/3} \\ &= 3.813/L \\ &= 12.71 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}) \end{aligned}$$

由上述三种方法解题可见,用图解法解题时,显然比较繁琐而粗糙,作图时人为影响因素很多。用辛普生法进行计算机解题时,所取积分的下限和步长对题解的精确性影响很大,而且较费机时。用本文公式算题,极短时间就能在屏幕显示结果,而且是精确解。

综上所述,本文的非前缘加热平壁层流附面层的平均对流换热系数的计算公式是有实际意义的,为解决该类问题找到了一条捷径。

参 考 文 献

1. Holman, J.P., "Heat Transfer", McGraw-Hill, Inc. 1981.
2. Eckert, E.R.G., Drake, R.M., "Analysis of Heat and Mass Transfer", McGraw-Hill, 1972.
3. 马重芳等编译,“传热学题解”,人民教育出版社,1981。
4. 南航、北航、西工大合编,“传热学”,国防工业出版社,1982。
5. “数学手册”编写组,“数学手册”,人民教育出版社,1977。

(责任编辑 杨帆)

(上接172页)

参 考 文 献

- 〔1〕 “环形燃烧室总压损失及流量分配分析”,国外航空技术 发动机类第13号,1972.10。
- 〔2〕 金如山、林正录,“喷气发动机环形燃烧室的空气流量分配的试验研究”,北京航空学院科学研究报告,1979.9。

(责任编辑 王华芳)

CONSTRUCTIONAL IMPROVEMENTS IN A TURBOPROP ENGINE

Yan Yanxiao

(Harbin Engine Manufacture Company)

Abstract

The principal constructional improvements in the reducer, compressor, combustor, turbine and bearings of a turboprop engine are summarized. Practice shows that the constructional improvements in the reducer and the turbine are of the most importance in prolonging the service life of this turboprop engine.

AN EXPERIMENTAL STUDY ON DISTRIBUTION OF COLD AND HOT AIRFLOWS IN COMBUSTOR

Mo Lixiao

(Gas Turbine Establishment)

Abstract

The flow distribution in an annular combustor at different Mach numbers and heating ratios was investigated experimentally. An empirical relationship for coordination between the cold and the hot flow distributions has been established with the aid of the least square method based on the experimental results. The data calculated are in good agreement with the test ones. Therefore, the aim of the study is realized that the empirical formula enables us to predict the combustor flow distribution at different Mach numbers and heating ratios according to the flow distribution at a given low Mach number with cold air flow.

AN APPROACH TO SPECIFY THE INITIAL CONDITIONS IN COMBUSTION FLOW BY SIMULATING A FICTITIOUS CATALYSTIC BOUNDARY

Sheng Yiqian, Zhou Qian, Zeng Qiufan

(Nanjing Aeronautical Institute)

Abstract

In numerical calculation of steady combustion flow field, the governing dif-