

某型发动机高空、低速下燃烧室冷却性能分析

金涛, 邓新发, 何立明

(空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

摘要:通过对某型发动机燃烧室火焰筒在高空、低速条件下的流量分配、沿程参数和壁温分布计算,对该型发动机燃烧室的冷却性能进行分析研究。结果表明:在高空条件下,火焰筒同一轴向位置的壁温随马赫数的增大而升高;气膜冷却有一定的冷却保护有效长度,使得火焰筒壁温沿轴向分布呈锯齿形。

关键词:燃烧室火焰筒;壁温;燃烧室冷却性能

中图分类号:V23 **文献标识码:**A **文章编号:**1009-3516(2004)01-0006-04

燃烧室作为发动机的核心,其性能的好坏直接关系到整台发动机的总体性能。特别是作为高高空无人飞行平台的动力装置,在高空、低速条件下,由于大气温度、压力较低,使得进入燃烧室的混气初温、初压也较低,而且高空空气稀薄,进入发动机的空气流量减小,为了保证组成余气系数合适的混合气,调节器使燃油流量也同时减小,导致喷嘴前油压降低,加上高空燃油粘度增大,使得雾化质量变差,这些都使燃烧稳定性变差、燃烧效率降低。同时,参与燃烧和冷却的空气流量与低空相比都要发生较大的变化,以致燃烧室火焰筒的冷却性能也会发生相应变化。因此,研究高空、低速下发动机燃烧室的冷却性能是十分重要的。

某型发动机燃烧室是环管型燃烧室,10个火焰筒在内、外环腔内沿圆周均匀排列。其火焰筒采用的冷却方式是全气膜冷却,二股通道的冷却空气沿火焰筒轴向各气膜段头部冷却孔进入火焰筒,对火焰筒壁面起到冷却保护作用。本文在对该型燃烧室火焰筒在高空(20 km)、低速(马赫数0.7~1.1)条件下的流量分配、沿程参数和壁温计算的基础上,对燃烧室冷却性能进行分析研究,为该型发动机作为高高空无人飞行平台的动力装置的可行性论证提供理论依据,同时也可分析外场热端部件故障,探索改善和提高火焰筒冷却效果,延长发动机的使用寿命和保证飞行安全提供参考。

为了分析某型发动机燃烧室火焰筒在高空、低速条件下的冷却性能,在对某型发动机火焰筒进行测绘,获得几乎火焰筒的全部结构尺寸的基础上,应用气膜冷却的基本理论,对其进行换热分析,建立壁温预测和计算模型,同时对流量分配和其它沿程参数的轴向分布作了计算。据此,对某型发动机燃烧室在高空、低速条件下的冷却性能进行了分析研究。

1 物理模型的建立和壁温计算

人们一直在探索准确地预测火焰筒壁温的方法,到目前为止已形成许多种方法。尽管考虑的因素不尽相同,但共同的准则是通过建立火焰筒壁微元段的热传递平衡方程来求解壁温。它们共同的假设主要是:①忽略辐射、对流换热对二段通道气流温度的影响,而假定二股气流温度为常数,并等于燃烧室进口的温度;②忽略火焰筒壁的纵向导热;③外套温度等于二股气流温度,且为常数;④气流流动为一维定常湍流流动。

燃烧室的火焰筒壁面,由于受高温辐射和高温燃气的直接冲刷,其换热过程是极其复杂的。图1中,火焰筒壁面在单位面积上得到的热量,来源于燃烧区高温燃气的辐射热流量 R_1 和与壁面附近的高温燃气的对

收稿日期:2003-06-30

基金项目:863计划项目(2002AA753012)

作者简介:金涛(1979-),男,湖北武汉人,硕士,主要从事飞机气动热力理论与工程脉冲爆震发动机研究;

何立明(1959-),男,浙江上虞人,教授,博士生导师,主要从事飞机推进系统及脉冲爆震发动机研究。

流换热流量 C_1 , 它们使壁面受热。同时, 壁面又靠火焰筒壁面与燃烧室外套间冷流的对流换热量 C_2 和向燃烧室外套的辐射热流量 R_2 来散热, 以及冷却气流与室壁内部的换热量 Q_c 来降低壁温。

1.1 壁温计算物理模型的建立

研究分析该发动机燃烧室的冷却性能, 关键是要根据该发动机燃烧室火焰筒结构的具体特点, 建立一种适宜的计算模型和求解壁温的方法。该发动机燃烧室的火焰筒为分段冷却结构, 采用全气膜冷却方式。热物理模型见图 2, 五热流微元段热传递平衡模型。在稳态情况下, 其热平衡方程为

$$R_1 + C_1 = R_2 + C_2 + Q_c \quad (1)$$

式中: R_1 为微元段与高温燃气间(内部)的辐射换热量; C_1 为微元段与高温燃气间(内部)的对流换热量; R_2 为微元段与外套间(外部)的辐射换热量; C_2 为微元段与二股气流间(外部)的对流换热量; Q_c 为微元段与冷却气流间的对流换热量。

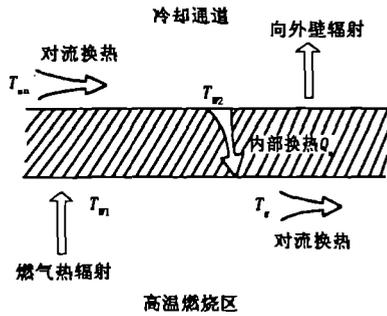


图 1 燃烧室传热示意图

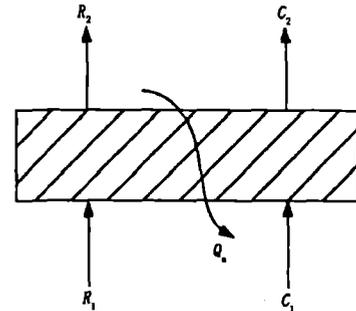


图 2 微元段传热示意图

1.1.1 燃烧室内辐射换热

燃烧室内辐射换热, 包括高温燃气与火焰筒内壁面间及外壁面与燃烧室外套间的辐射换热。对大多数情况而言, 在燃烧室主燃烧区由燃气到壁面传热的一大部分是辐射换热。在火焰筒壁存在很有效的气膜冷却情况下, 辐射换热是主要的由燃气到内壁面的传热^[1]。

1.1.1.1 内部辐射换热

燃烧室内燃料燃烧产物所产生的辐射换热由两部分组成: ①非发光辐射, 主要是水蒸气和二氧化碳的辐射; ②发光辐射, 主要取决于火焰中固体粒子(烟粒子)的数量和尺寸的大小^[1]。

对温度为 T_g 的气体和温度 T_{w1} 的黑体容器表面间的辐射换热, 气体传给容器表面的净辐射换热量为

$$R_1 = 0.5\sigma(1 + \epsilon_w)(\epsilon_g T_g^4 - \alpha_g T_{w1}^4) A_{n1} \quad (2)$$

式中: $\sigma = 5.67 \times 10^{-8}$ 为玻尔兹曼常数; ϵ_g 为在温度为 T_g 时气体的辐射率; α_g 为温度为 T_{w1} 时气体的吸收率; ϵ_w 为火焰筒壁面黑度(辐射系数); T_{w1} 为内壁面温度; A_{n1} 为内壁面总表面积, 包括冷却孔和固体表面积。 ϵ_g 和 α_g 都是气体成份的函数, 但 ϵ_g 取决于 T_g , α_g 取决于内壁温 T_{w1} ; ϵ_w 根据室壁材料的不同而异, 在常用的温度下, 对镍合金取 0.7, 对不锈钢取 0.8, 对普通碳钢取 0.9。

由对辐射的研究知, α_g 和 ϵ_g 之间有 $\alpha_g/\epsilon_g = (T_g/T_{w1})^{1.5}$, 代入式(2)得:

$$R_1 = 0.5\sigma(1 + \epsilon_w)\epsilon_g T_g^{1.5}(T_g^{2.5} - T_{w1}^{2.5})A_{n1} \quad (3) \quad \epsilon_g = 1 - \exp[-290P_g L(q l_b)^{0.5} T_g^{-1.5}] \quad (4)$$

式中: P_g 为燃气总压; L 为亮度因子; $l_b = 3.4V_L/S_L$ 为辐射有效长度(V_L 为火焰筒体积, S_L 为火焰筒表面积); q 为燃料与空气的质量比(油气比)。亮度因子 L 主要取决于燃料的碳氢质量比 C/H , 其关系式为 $L = 3(C/H - 5.2)^{0.75}$, 对于煤油 $L = 1.7$ ^[2]。 l_b 值取决于火焰筒的长度和直径比, 较长的环形燃烧室 $l_b = 0.9D_L$ ^[3], 其中 D_L 为火焰筒直径。

1.1.1.2 外部辐射换热

若忽略环腔中空气的吸收率, 火焰筒外壁面与燃烧室外套间的辐射换热为^[3]

$$R_2 = F_{wc}\sigma(T_{w2}^4 - T_c^4)A_{k2} \quad (5)$$

式中: T_c 为外套管温度; T_{w2} 为火焰筒外壁面温度; F_{wc} 为火焰筒外壁面与外套间的辐射角系数; A_{k2} 为火焰筒外表面总表面积。在实际应用中, 可由如下方程式来近似计算 R_2 ^[4]:

铝制燃烧室外套: $R_2 = 0.4\sigma(T_{w2}^4 - T_c^4)A_{k2}$; 钢制燃烧室外套: $R_2 = 0.6\sigma(T_{w2}^4 - T_c^4)A_{k2}$ 。

1.1.2 燃烧室内外壁面的对流换热

根据对流换热理论, 若考虑气体高速流动的耗散效应, 对于管内流动、气体与壁面间的对流换热量的公

式^[5]为 $C = \bar{h}A(T_{aw} - T_w)$ 。式中: T_{aw} 为绝热壁温, 可通过恢复系数求得。对于普朗特数接近 1 的气体, 其恢复系数为: 层流 $r = P_r^{1/2}$; 湍流 $r = P_r^{1/3}$ 。

1.1.2.1 内部的对流换热

火焰筒内壁因冷却气流的加入, 一方面在内壁面形成气膜对壁面起到隔离高温燃气与其直接接触的作用, 同时也增加了对壁面边界层的扰动, 增强了沿程的换热过程, 因此, 其对流换热比无气膜时情形复杂。根据定义, 有

$$C_1 = 0.02(K_f/\mu_f^{0.6})(m_f/A_f)^{0.6}(1/h^{0.2})(T_{aw} - T_w) \quad (6)$$

式中: T_{aw} 为绝热壁温; h 为气膜冷却环出口高度; K_f 为燃气导热系数; A_f 为气膜出口处火焰筒有效面积; μ_f 为燃气的动力粘性系数。

绝热壁温 T_{aw} 由有效温比 η_{aw} 确定。

$$\eta_{aw} = (T_g - T_{aw}) / (T_g - T_{a1}) \quad (7)$$

式中: T_{a1} 为冷流穿过壁面冷却孔的出口温度。

根据文献[1], 有经验公式:

$$\eta_{aw} = 1 / (1 + C_m x / mh) \quad (8)$$

式中: C_m 为与火焰筒内紊流强度有关的一个系数, 根据燃烧室条件下的气膜冷却数据, 可取 $C_m = 0.15$; x 为气膜出口处到下游某处的距离; m 为密流比, 由此公式可以计算出冷却有效比 η_{aw} 。

1.1.2.2 外部的对流换热

外壁面的对流换热量 C_2 由下式计算

$$C_2 = h_2(T_{w2} - T_{an})A_{w2} \quad (9)$$

式中: A_{w2} 为外壁面固体面积; h_2 为外壁面的对流换热系数。 h_2 由迪图斯-贝尔特公式计算

$$Nu = 0.023R_{s,an}^{0.8}P_r^{0.4} \quad (10)$$

则有

$$h_2 = 0.023K_{an}^{0.6} \left(\frac{C_{p,an}}{\mu_{an}} \right)^{0.4} \left(\frac{m_{an}}{A_{an}} \right)^{0.8} / D_{an}^{0.2} \quad (11)$$

式中: K_{an} 为二股通道冷流导热系数; $C_{p,an}$ 为二股通道冷流定压比热; μ_{an} 为二股通道冷流动力粘性系数; m_{an} 为二股通道冷流截面流量; A_{an} 为二股通道横截面积, D_{an} 为二股通道当量直径。 K_{an} 、 $C_{p,an}$ 、 μ_{an} 为温度和压力的函数, 即 $K_{an} = f_2(T_{an}, P_{an})$, $C_{p,an} = f_3(T_{an}, P_{an})$, $\mu_{an} = f_6(T_{an}, P_{an})$ 它们的值由二维抛物线插值求解。

1.1.3 冷却气流与火焰筒壁体内部的对流换热量

根据文献[4], 冷却气流与火焰筒壁体内部间的对流换热量为

$$Q_c = m_{ac}C_{p,a}(T_{a1} - T_{an}) \quad (12)$$

式中: m_{ac} 为进入壁面的冷却空气流量; $C_{p,a}$ 为冷却气流的定压比热; T_{a1} 、 T_{a2} 为冷却剂出口、进口温度。 $C_{p,a}$ 为 $T_m = (T_{a1} + T_{a2})/2$ 和 $P_m = (P_{a1} + P_{a2})/2$ 的函数, 其值由二维抛物线插值求解。

1.2 壁温计算

为了多计算几个点的壁温 $T_w(x)$, 以使壁温分布曲线更符合实际情况, 在 i 和 $i+1$ 截面间又多取了 2 个截面, 且其间距相等为 $(x_{i+1} - x_i)/3$, 取法见图 3。所计算的壁温为 (3,1) 至 (12,3) 截面的壁温, 共 10 个截面。其它有关量亦如此。

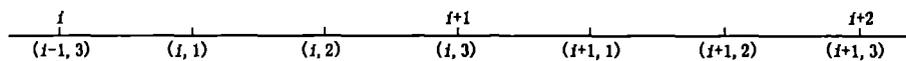


图 3 壁温计算点取法模型

2 计算结果与分析

根据在高空、低速、低雷诺数条件下, 对压气机进行雷诺数修正的基础上所得的燃烧室进口气流参数, 计算了高度为 20 000 m, 马赫数分别为 0.7、0.8、0.9、1.0、1.1 及设计状态时的壁温沿轴向分布, 其计算结果见图 4。

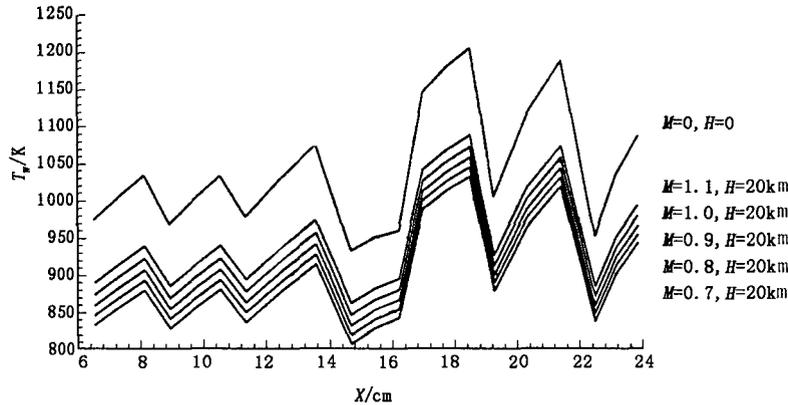


图 4 某型发动机燃烧室火焰筒壁温沿轴向分布曲线

从图 4 可以看出,该发动机火焰筒的壁温沿轴向呈锯齿状分布。这是由于发动机火焰筒采用分段波纹孔气膜冷却方式的结构特点所决定的。因为气膜冷却有一定的有效冷却保护长度,在此有效长度范围内,随着气膜与壁面以及燃气的热交换,气膜本身的温度也在升高,冷却能力逐渐下降,因此在一段气膜长度内,气膜出口处壁面温度最低,末端温度最高。这样下一个气膜出口处壁面温度还是最低,末端还是最高,于是壁温沿轴向分布曲线也就成了锯齿形曲线。此外,随着二股通道冷却气流的向后流动,由于存在着二股通道气流与外壁面的热交换,以及热辐射,其本身温度沿轴向也在升高,使得进入冷却孔后其冷却效率也逐渐降低,结果导致每排冷却气膜出口的壁面温度基本上是逐渐升高的。从图中还可以看出,距火焰筒头部 18 cm ~ 22 cm 这一段长度范围内壁温出现了最高点。这是因为在燃烧区,由于燃烧累积的热量,燃气温度提高,其壁温也很高(18.5 cm 处出现一个峰值),而在掺混孔处由于有大量冷却空气进入,导致壁温出现梯度较大的下降,于是在掺混孔中心处壁温出现一个低谷,而后随着掺混气流向后流动,冷却能力下降而使壁温又很快升高,导致在 21.5 cm 处重新出现一个峰值。在第五排波纹管孔处,由于气膜的冷却作用,使第五排波纹管孔进口处壁温又出现一个低谷,但之后由于其冷却能力的逐渐下降,使壁温又重新升高。

根据现有该发动机燃烧室的相关技术指标,对照本程序计算结果,可知在高高空(20 km)、低马赫数(0.7 ~ 1.1)的飞行条件下,此发动机燃烧室的冷却性能是符合要求的。虽然本文只考虑了五热流模型,没考虑火焰筒壁面的纵向导热,即七热流模型,影响了计算的精度,但总的来说计算值与实验值的吻合程度是比较好的,达到了工程计算要求,因而本算法是可信的,对于今后进一步研究其它燃烧室的冷却性能很有帮助。

3 结论及改进

- 1) 该发动机燃烧室火焰筒壁温沿轴向分布为锯齿形曲线,说明气膜冷却有一定的冷却保护有效长度。
- 2) 在 20 km 高空,火焰筒壁温(同一轴向位置)随马赫数的增大而升高。
- 3) 在高空 20 km、低速(马赫数 0.7 ~ 1.1)条件下,该发动机燃烧室的冷却性能是符合要求的。

在今后的研究中可考虑采用七热流模型,把火焰筒壁面的纵向导热也计算在内,使计算结果的精度更高。

参考文献:

- [1] 西北工业大学. 环形燃烧室计算方法(第一卷)[M]. 西安:西北工业大学出版社,1978.
- [2] Ko Shao-Yen, Liu Deng-Ying. Experiment Investigation on Effectiveness, Heat Transfer Coefficient and Turbulence of Film Cooling[J]. AIAA J, 1980, 18(8): 54-59.
- [3] Hcadams W H. Heat Transmission(Third Edition)[M]. New York: Hcgraw - Hill Book Company, 1954.
- [4] Lefebvre H. Gas Turbine Combustion[M]. California: Hemisphere Publishing Corp, 1983.
- [5] 傅元丁. 发散冷却火焰筒壁面温度的数字计算方法[D]. 西安:西北工业大学, 1986.

(编辑:姚树峰)

(下转第 26 页)