

气膜冷却技术在加力燃烧室 隔热屏设计中的应用

黎阳机械公司 梁康保

用于某型歼击机上的发动机,设计要求其加力燃烧室内燃烧温度达1900K;长度约2.3m;外壁温度不超过1073K;一次工作寿命不小于150小时。根据国内实用机种状况,只有设计隔热屏才能满足壁温的要求。我们应用气膜冷却技术,半经验半理论的设计方法,很快地收到了预期的效果。本文仅扼要介绍设计思想及结果。

一、设计步骤

1. 首先选定原准机,采用原准机的加力燃烧室防震屏,保证加力燃烧性能的可靠性,并与主机性能匹配。

2. 根据经验,合理沿全程分配冷却气流量。我们验算并参考了实用发动机全长隔热屏沿全程的冷却气量分配规律。同时,注意到批生产的加力筒体尾段故障多的特点,而多分配一些气量给尾段。

本型加力燃烧室的特点是长度比原准机的总长度长550mm,因此其尾部壁温势必增高。为了保证全程有效冷却,必须比原准机多增加冷却气流量。为达此目的,将防震屏前端30个波棱的“波谷”削除,变成“平口”进气,增加了进气面积,因而增加了冷却流量(见图1)。本型总的冷却流量约占总气量的10%。

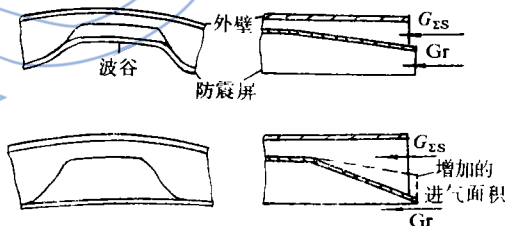


图1 “平口”进气结构(上面为原准机结构)

3. 结合工厂生产设备的实际,便于工艺制造方便,初步确定隔热屏的结构。

本型全长隔热屏被设计成四段(包括防震屏)。为了补偿热胀冷缩作用,每段均为带30个波棱的结构,形成三个环形冷却槽。每段上都有若干的冷却孔或类似发散孔。

4. 根据每段分配到的气量 G_s (或 $G_{s'}$),计算出冷却槽和冷却孔的几何尺寸,并假设

(1) 燃气和冷却气流均为一元定型流动。

(2) 加力燃烧室内燃气的温度沿轴向按正弦规律变化:

$$T_r^* = (T_j^* - T_4^*) \sin\left(\frac{x}{L} \cdot \frac{\pi}{2}\right) + T_4^*$$

其中, T_j^* 和 T_r^* 为燃烧段进口和计算截面处燃气平均总温(K); T_j^* 为加力燃烧最高温

度; x 为燃烧段进口至计算截面间距离(m); L 为燃烧段进口至后端面间的距离(m)。

(3) 冷却气沿隔热屏外壁流动产生的总压损失约为 5%。

(4) 各冷却槽的流量系数 $\mu_s = 0.8$ [2]。

按下列计算式确定冷却槽和孔的几何尺寸:

$$\text{冷却槽有效面积 } F_{s'} = \frac{G_{s'} \cdot \sqrt{T_4^*}}{m_{s'} \cdot q(\lambda_{s'}) \cdot p_{s'}^*} \cdot \frac{1}{\mu_{s'}}$$

选定隔热屏平均内径 $D_{i,m}$, 计算出平均外径 $D_{o,m}$ 及槽宽 h :

$$D_{o,m} = \sqrt{\frac{4}{\pi} \cdot F_{s'} + D_{i,m}^2}; \quad h = \frac{1}{2}(D_{o,m} - D_{i,m})$$

根据结构需要, 初定冷却气孔的直径 d (m), 确定开孔数 $n = 4F_s / \pi d^2$, 其中:

$$F_s = \frac{G_s}{\mu_s \cdot \sqrt{2g\gamma_s(p_s^* - p_s)}},$$

5. 选隔热屏材料, 按其允许的最高温度 T_b , 估算壁温 T_w , 若计算结果符合或略低于设计指标值即可。本设计选用了 GH128 高温合金板材, 初定 $T_b = 1220\text{K}$, 厚度为 0.8mm 。

在进行壁温计算时, 假设外罩为绝热壁, 其壁温值等于外界大气温度 T_H 。由于计算对象为筒体壁, 隔热屏作为热源, 其计算简图如图 2:

热平衡方程式为

$$q_{bR} + q_{sc} = q_{wR} + q_{HC}$$

其中 q_{bR} ——隔热屏对筒体壁辐射热的热流密度;

q_{sc} ——冷却气流对筒体壁对流换热的热流密度;

q_{wR} ——筒体壁对外罩的辐射热的热流密度。

q_{HC} ——筒体壁对外冷气流对流换热的热流密度。

各热流密度计算式如下:

$$q_{bR} = \sigma_0 \varepsilon_w (T_b^4 - T_w^4), \quad \varepsilon_w = \left[\frac{1}{\varepsilon_b} + \frac{d_b}{d_w} \left(\frac{1}{\varepsilon_w} - 1 \right) \right]^{-1}$$

其中 ε_b 和 ε_w 分别为隔热屏和筒体壁的黑度取 $\varepsilon_b = \varepsilon_w = 0.7$; d_b 和 d_w 分别为隔热屏的平均直径(m)和筒体壁的直径(m)。

$$q_{sc} = \alpha_s (T_s^* - T_w), \quad \alpha_s = 0.00323 \left(\frac{\lambda_s}{\mu_s^{0.8}} \right) \left(\frac{G_s}{F_s} \right)^{0.8} \left(\frac{1}{S^{0.2}} \right)$$

其中 T_s^* 为冷却气流的总温(K), 并取为定性温度; S 为冷却气流通渠道高度, 并取为定型尺寸; λ_s 为导热系数; μ_s 为粘性系数 [2]

$$q_{wR} = \sigma_0 \varepsilon_H (T_w^4 - T_H^4), \quad \varepsilon_H = \left[\frac{1}{\varepsilon_w} + \frac{d_w}{d_H} \left(\frac{1}{\varepsilon_H} - 1 \right) \right]^{-1}$$

其中 ε_H 为外罩的黑度, 取 $\varepsilon_H = 0.64$; d_H 为外罩直径(m)

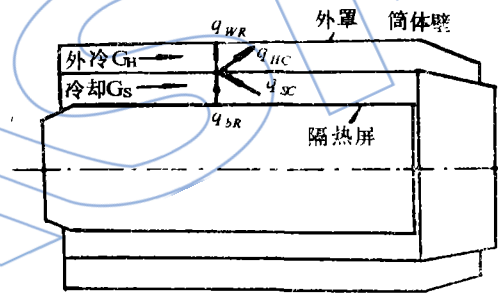


图 2 壁温计算简图

$q_{Hc} = \alpha_H(T_w - T_H)$, $\alpha_H = 0.00323 \left(\frac{\lambda_H}{\mu_H^{0.8}} \right) \left(\frac{G_H}{F_H} \right)^{0.8} \left(\frac{1}{h^{0.2}} \right)$, 取 T_H 和 h 为定性温度和定型尺寸。

根据参考文献〔1〕的计算方法, 即可求出 T_w 。

6. 为了保证隔热屏壁温不超过 T_b 值, 应用气膜冷却技术原理, 设计出冷却槽及孔的有效气膜长度, 使之首尾相衔接。这样整个隔热屏被冷却气膜所覆盖。因此, 将 T_b 代替绝热壁温 T_{aw} , 计算出绝热有效温比的最小值 $\eta_{min} = (T_r^* - T_b) / (T_r^* - T_s)$, 然后应用朱哈兹公式 $\eta = [1 + c_m(x'/Mh)]^{-1}$, 求出气膜冷却的有效长度 x' 。这就是相邻冷却槽或冷却孔间的距离。至此, 隔热屏的结构即可确定。如果结构需要调整, 就需要逆运算, 调整流量分配或槽及孔的几何尺寸, 直至达到设计要求为止。

二、试验结果

根据上述方法设计的全长隔热屏, 在工厂试车台上, 连续进行了 150 小时加力等效试车和 150 小时工艺长期试车试验, 共达发动机两个工作寿命时间考验, 结果工作性能良好, 符合设计要求, 没有发现裂纹、烧蚀现象。外场使用表明, 该隔热屏故障少, 维护性好, 满足飞机使用要求。

在试车台上进行了壁温测量试验, 与理论值对比如图 3 所示。

从图 3 看出, 后半段理论值与实验值较吻合, 前半段差值大。原因可能与火焰传播结构有关。因为火焰前锋与壁相交有一定的距离, 在这段距离内, 隔热屏壁面与火焰前锋之间, 还保持一层未参加燃烧的冷气流, 使传到壁面的热流减少, 壁温降低。由于理论计算时未考虑到这些因素的影响, 未作必要的传热计算, 因而产生较大的误差。这有待今后进一步修正计算。后半段由于燃气已扩展到壁面, 因而理论值与试验值较符合。

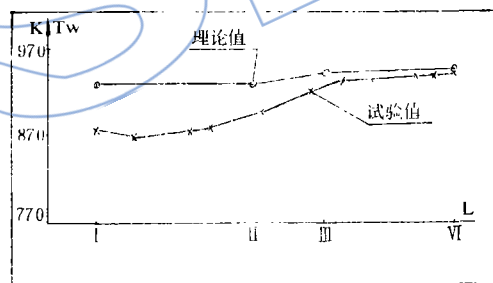


图 3 壁温值沿轴向变化曲线

本方法计算的壁温值偏高于试验值, 使得所设计的隔热屏工作寿命长, 这是经过了一定的实际使用所证明的。并且该设计按比例缩短, 用于其他发动机上也同样获得了成功, 效果良好。说明本方法具有实用性、可靠性。其特点是在整个设计计算过程中, 减少了一层燃气与屏壁的繁琐的传热计算, 而是应用气膜冷却技术, 保证屏壁温度 T_b 在设计值, 使设计过程简化。不足之处是尚未考虑到冷却气利用率, 达到最佳状态, 这有待今后实践中积累经验, 研究完善。

参 考 文 献

- 〔1〕 西北工业大学, “复合冷却火焰筒壁温的计算”, 1974年12月。
- 〔2〕 沈阳航空发动机研究所译, “斯贝MK202加力燃烧室隔热屏的设计”, 1977年7月。

EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON COOLING EFFECTIVENESS OF A TURBINE BLADE UNDER VARIOUS DESIGN CONDITIONS

Xuan Zhijiang and Zhang Sanduo

(Xian Aeroengine Company)

Abstract

Blade cooling characteristics under various design conditions were obtained from the turbine blade cooling effectiveness experiments of a given aeroengine and its two modifications. The results obtained provide useful data for air-cooled blade design. Structure and testing approach of the blades are also described.

Experimental results are also analysed. The analysis demonstrates that the testing technique is available, the experimental data are amenable and satisfactory for air-cooled blade design.

COOLING FLOW TECHNIQUE FOR DESIGNING AFTERBURNER HEAT SHIELDS

Lian Kangbao

(Li Yang Machinery Company)

Abstract

By employing the air flow cooling technique, an afterburner heat shield was designed semi-empirically. It exhibited the desired advantages of long service life, low wall temperature and good performance. The cooling air flow accounted for 10% of the total airflow. The distribution of the cooling air was designed in reference to successful designs. The practice of the aeroengine with the designed afterburner verifies that the presented technique is reliable.

HEAT TRANSFER THROUGH MULTI-TURNS OF COOLING PASSAGES IN A TURBINE BLADE

Zhang Yumin, Gu Weizao, Shen Jiarui

(Institute of Engineering Thermophysics, Academia Sinica)

Abstract

With the aim of cooling high-temperature turbine blade, the heat transfer characteristics and flow drag of turbulent air flow through 180 degree multi-turns of rectangular passages were investigated experimentally. The experimental data of the heat transfer coefficients both through a 180 degree turn and in a