

火焰筒波纹气膜冷却结构设计方法

西北工业大学 李长林

本文从正设计角度出发,详细讨论了常用的矩形波纹,梯形波纹以及外切双圆弧波纹气膜结构形式的各个结构参数,如环形缝高 h ,波纹板厚度 δ ,波纹数、波节以及外切双圆弧半径 R 与火焰筒直径 D_f ,壁厚 s 与气膜孔需用流通面积之间的关系。并给出了解析式。在进行气膜结构设计时,只要已知火焰筒直径 D_f 及所需气膜流通面积 F_s ,当选定一种气膜结构形式,并初选波纹板壁厚 δ 及环缝高 h 后,就可方便的计算出全部气膜结构参数。

考虑到波纹气膜环形缝高 h 远小于火焰筒直径 D_f ,因此为了分析计算方便,在分析一个气膜波节的结构参数关系时,把气膜的中弧线当直线处理,由于 $D_f \gg h$,而且波纹数较多,因此计算误差甚微,完全可以满足工程问题的精度要求。

一、波纹板气膜结构设计的一般程序

1. 根据经验及各排气膜孔部位的工作条件及许用壁温分配给一定的冷却气膜空气流量;
2. 根据火焰筒局部流阻与总流阻的关系求出该排气膜孔的流阻系数;
3. 由局部流阻系数求出应保证的气膜孔有效面积 μF_s ;
4. 从有关文献中确定流量系数 μ ,故 F_s 可求。
5. 有了 F_s 及 D_f ,就可以初选波纹气膜结构形式及波纹板厚 δ ,缝高 h ,用本文的方法即可求出全部气膜结构参数。

二、波纹气膜计算

矩形、梯形和外切双圆弧波纹结构参数如图(1)所示

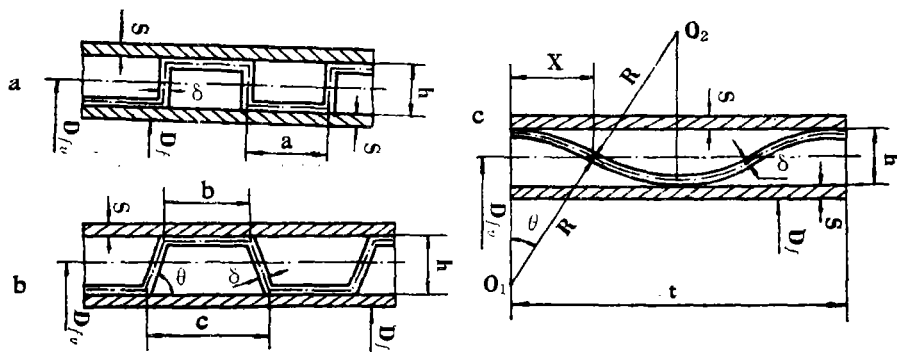


图1 矩形(a)、梯形(b)和外切双圆弧波纹气膜几何关系图

1. 计算已知条件 除 D_f 、 δ 、 h 、 s 外, 还有该排气膜孔流量分配百分数 K_1 、火焰筒总流阻系数 ϕ_{fm} 、该截面火焰筒横截面积 F_{fi} 和燃烧室参考面积 F_m 。

2. 计算方法 (1)求该排气膜孔局部流阻 $\psi_{im} = \phi_{fm}/k^2$, (2)求该排气膜孔的 $\mu F_s = F_{fi}/(\sqrt{\psi_{im}} F_{fi}/F_m + 1)$ (3)查流量系数 μ , (4)求 $F_s = \mu F_s/\mu$, (5)气膜中径为 $D_{fv} = D_f + 2S + h$,

矩形波纹气膜

$$F_s + (h - \delta + a)\delta\pi D_{fv}/a = \pi D_{fv}h$$

$$\text{求得} \quad a = (h - \delta)\delta\pi D_{fv}/(\pi D_{fv}h - F_s - \delta\pi D_{fv}) \quad (1)$$

$$\text{孔数} \quad n = \pi D_{fv}/a \quad (2)$$

$$\text{波节} \quad t = 2a \quad (3)$$

梯形波纹气膜

$$\text{上底宽} \quad b = \frac{(h - \delta)[\text{ctg}\theta(F_s - \pi D_{fv}h) + \frac{\delta\pi D_{fv}}{\sin\theta}]}{\pi D_{fv}(h - \delta) - F_s} \quad (4)$$

$$\text{下底} \quad c = b + 2(h - \delta) \quad (5)$$

$$\text{孔数} \quad n = \pi D_{fv}/(b + (h - \delta)\text{ctg}\theta) \quad (6)$$

$$\text{波节} \quad t = 2(b + (h - \delta)c + g\theta) \quad (7)$$

外切双圆弧气膜

由图1c可知波纹阻塞面积为 $F_{阻} = R\theta\delta\pi D_{fv}/x$, $F_{环} = \pi D_{fv}h$, 其中 $R = [4x^2 + (h - \delta)^2]/(4(h - \delta))$, $\theta = \sin^{-1}(x/R)$

由面积关系对单管及环管燃烧室可得:

$$\delta \frac{(2x)^2 + (h - \delta)^2}{4(h - \delta)} \sin^{-1} \left(\frac{4(h - \delta)x}{4x^2 + (h - \delta)^2} \right) \frac{\pi D_{fv}}{x} + F_s = \pi D_{fv}h \quad (8)$$

对环形燃烧室因火焰筒内外壁均分布有波纹气膜孔, 设外径 D_f 、内径 d_f , 此时四分之一波长 x 分割的弧数为 $\pi(D_f + d_f)/x$, 环缝通道面积为 $\pi(D_f + d_f)h$, 则得

$$\delta \frac{4x^2 + (h - \delta)^2}{4(h - \delta)} \sin^{-1} \left(\frac{4x(h - \delta)}{4x^2 + (h - \delta)^2} \right) \frac{\pi(D_{fv} + d_{fv})}{x} + F_s = \pi(D_{fv} + d_{fv})h \quad (9)$$

方程(8)(9)在已知 F_s 及火焰筒 D_f (对环形已知火焰筒外径 D_f 及内径 d_f), 初选波纹壁厚 δ , 就可以由方程求出波纹板的1/4波节 x , 外切双圆弧半径 R , 孔数 n 及波节 t 。由方程(8)(9)可知, x 是以反正弦的隐函数形式出现, 因而 x 不能直接求解。通常可用如下迭代方程计算, 由方程(8)对单管燃烧室有

$$x = \frac{\delta \left(\frac{4x^2 + (h - \delta)^2}{4(h - \delta)} \right) \sin^{-1} \left(\frac{4x(h - \delta)}{4x^2 + (h - \delta)^2} \right) \pi D_{fv}}{\pi D_{fv}h - F_s} \quad (10)$$

对环形燃烧室有

$$x = \frac{\delta \left(\frac{4x^2 + (h - \delta)^2}{4(h - \delta)} \right) \sin^{-1} \left(\frac{4x(h - \delta)}{4x^2 + (h - \delta)^2} \right) \pi(D_{fv} + d_{fv})}{\pi(D_{fv} + d_{fv})h - F_s} \quad (11)$$

(10)、(11)为求 x 的迭代方程。当初选 x_1 即可求出 x_2 , 直到满足 $|x_{i+1} - x_i| \leq \varepsilon$ 达到规定的精度为止。

3. 波纹方程解法讨论 x 解存在的条件

$$(1) \quad \frac{4x(h-\delta)}{(2x)^2 - (h-\delta)^2} \leq 1 \quad \text{故有 } x \geq \frac{h-\delta}{2}$$

(2) 在满足上函数定义域条件下结构参数保证

$$\pi D_{fv} h = R \theta \delta \pi D_{fv} / x + F_s$$

否则方程无解, 此时表明 h 、 δ 参数选择不合理, 应再调整参数计算。

4. 算例: 已知某环管形燃烧室火焰筒直径 $D_f = 150\text{mm}$, $F_s = 800\text{mm}^2$, 初选 $\delta = 0.8\text{mm}$, $s = 1.5\text{mm}$, $h = 2.5\text{mm}$, 求外切双圆弧波纹气膜结构参数, 引用(10)式迭代方程取初值 $x_0 = 2.4\text{mm}$ 代入式(10)得 $x_1 = 2.407$, $|x_1 - x_0| = 0.007$, 相对误差 $\varepsilon = (x_1 - x_0)/x_1 = 0.3\%$, 取 $x = 2.41$ 满足工程要求, 于是得

$$\text{波纹板圆弧半径 } R = \frac{4x^2 + (h-\delta)^2}{4(h-\delta)} = 3.84\text{mm}$$

$$\text{波节} \quad t = |x = 9.64\text{mm}$$

$$\text{波数} \quad n = \pi D_{fv} / t = 50.67f$$

$$\text{孔数} \quad N = 2n = 101\text{个}$$

三、结 束 语

1. 大量计算表明本文为气膜结构参数计算行之有效的办法。

2. 因为火焰筒 $D_f \gg h$ 在计算一个波节的参数时, 以弦代弧具有足够的精确度, 以斯贝发动机火焰筒为例: $D_f = 134\text{mm}$, 波数为66个, 孔数 $N = 132$ 个, 得弧长 $\widehat{A} = \pi D_f / N = 3.1892\text{mm}$, 弦长 $\overline{A} = 2R_f \sin(180/N) = 3.1889\text{mm}$, 弧弦长差 $\Delta A = 0.0003\text{mm}$, 相对误差 $\varepsilon = \Delta A / \widehat{A} = 0.00009$, 弦弧构成的弓形高 $H = R_f(1 - \cos(180/N)) = 0.01897\text{mm}$, 相对高 $H / \overline{A} = 0.0056$, 可见这里以弦代弧不论长度误差及弯曲度对计算结果的影响都是可以忽略不计的。

3. 因为式(10)中的反正弦函数具有定义域, 因此 h 、 δ 、 x 诸参数不是在任何情况下都能满足(10)式, 计算时应适当调整 h 、 δ 参数即可得到满意结果。

参 考 文 献

- [1] 李长林, “航空发动机主燃烧室设计”, 航空工业部教材编审室, 1984年。
- [2] 顾铭启, “涡轮喷气发动机燃烧室设计”, 西北工业大学进修班教材, 1974年。

TECHNICAL NOTES

A DATA ACQUISITION SYSTEM FOR BLADE VIBRATION TEST

Zhang Chengsheng and Song Zhaohong

(Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics)

Abstract

A real-time data acquisition system based on IBM-PC for vibration test is provided. The highest sampling frequency of each channel is 100kc/s. There are 16 A/D channels and 2 D/A channels in this system. The tests of frequency spectrum analysis and vibration stress distribution of blade have been completed with this system.

EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON FILM-COOLING UNIFORMITY OF DISCRETE HOLES OVER A CURVED SURFACE

Yao Yongqing, Xia Bin, Ge Shaoyen

(Institute of Engineering Thermophysics)

Abstract

The film-cooling uniformity of discrete holes in the direction normal to main stream is investigated by means of heat and mass analogy. At different blowing ratios, the features of the film-cooling uniformity for one row and two rows of discrete holes are compared. It is found that the film-cooling uniformity on the concave surface is better than that on the convex one.

A DESIGN METHOD OF "WIGGLESTRAP" FILM-COOLING CONSTRUCTION OF FLAME TUBE

Li Changlin

(Northwestern Polytechnical University)

Abstracts

This paper presents a calculation method for the design of three types of "wigglesrap" film-cooling construction, i. e. the square, the trapeze and the double circle arc constructions, which are applied to the flame tube of aero-engine. When the airflow distribution and the cooresponding airflow passage section areas are given, all parameters of the construction can be determined.