

环管形燃烧室燃气导管造型计算方法

西北工业大学 李长林** 姚吉先 刘伟

【摘要】 本文对航空燃气轮机环管形燃烧室火焰筒燃气导管造型问题进行了研究。给出了一种基于沿轴向面积变化规律、上下素线和上下圆弧半径变化规律的半经验剖切造型计算方法。应用这种方法, 以斯贝发动机燃气导管为例进行了计算。计算结果与技术图纸吻合良好。

一、前言

本文主要对发动机燃烧室火焰筒燃气导管 CAD 做一些初步研究。环管形燃烧室的火焰筒导管不象环形燃烧室的导管那样有简单的几何规律可循, 环管形燃气导管是由进口一个圆面平滑地过渡为出口的扇形截面形成的空间结构, 它必须满足给定的面积变化规律且保持流路平滑, 几何关系比较复杂。目前, 国内厂所是根据沿向取有限个横截面的形状做出各个模型样板, 拼接后由人工平滑, 制成实体模型, 然后据此模型制做模具, 冲压成形后再焊接。这种方法需人工反复试凑, 极不方便, 因此对环管形燃烧室火焰筒导管造型方法进行研究, 是急待解决的课题。

本文从工程角度出发, 将空间问题转化为平面问题, 取有限个横剖面进行平面造型, 然后将其顺次积迭, 形成完整的导管结构。计算及二维、三维造型绘图过程均由计算机完成。

二、半经验剖切造型

我们运用了下述假设: (1) 每个截面均由圆弧和直线构成; (2) 顶部圆弧、底部圆弧与侧面直线联接时, 用圆弧过渡。为说明方便, 先建立如图 1 所示的空间参考系。沿 x 向, 以平行于 S 面的平面剖切, 然后构造每个截面的形状。

在燃烧室总体方案初步确定后, 下述参数应该随之确定: 出口与进口面积比 F_T/F_o ; 导管的长径比 L/D ; 火焰筒直径 D ; 中央纵剖面 (R 参考面) 上导管进口高点 D_f 和低点 d_f , 涡轮外径 D_T 和内径 d_T 。见图 2a。

另外, 采用下列规律控制导管空间造型: (1) 从进口到出口的截面面积变化规律 $F(X)$; (2) R 参考面内上素线和下素线; (3) 顶圆弧和底圆弧半径

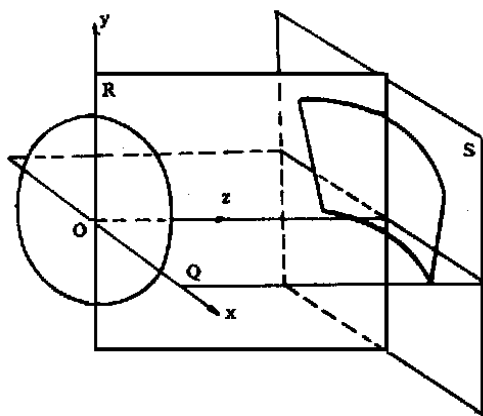


图1 空间参数系

变化规律。

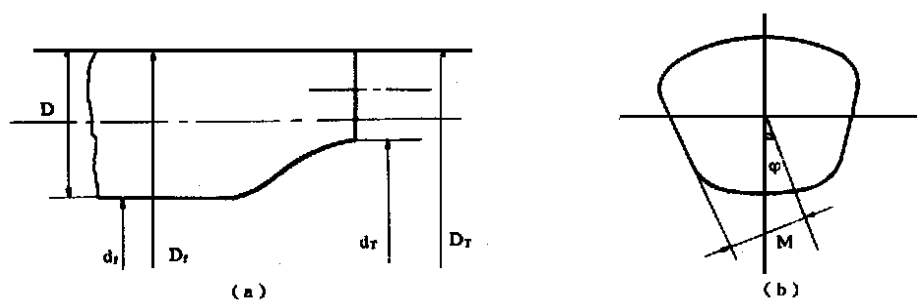


图 2 中央纵剖面和一横截面

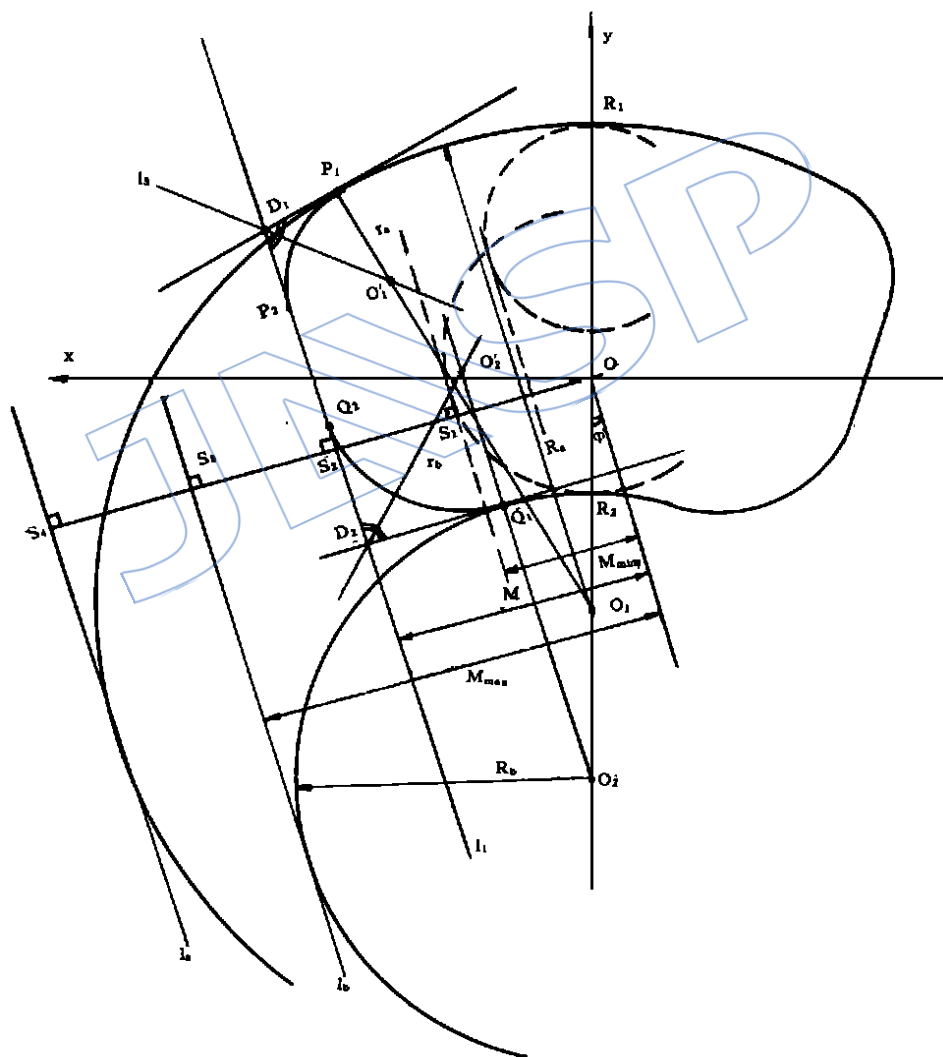


图 3 确定截面形状的几何关系

这样, 对某一横截面, 顶圆和底圆就可以完全确定。为进一步确定侧边的直线, 根据火

焰筒数目 n , 可求得 $\varphi = 180/n$; 见图 2b, 那么侧边直线的斜率即为: $K = \pm \tan(\pi/2 - \varphi)$, 可见只要求得坐标原点到侧边的距离 M , 则两条侧边直线就可固定。为求得 M , 我们假定侧边和顶圆、底圆的过渡圆弧半径已知, 见图 3, 那么满足面积条件的 M 值就是唯一的, 即:

$$\begin{cases} \text{坐标原点到 } l_1 \text{ 的距离} = M \\ \text{闭合曲线 } R_1P_1P_2Q_2Q_1R_2R_1 \text{ 的面积} = F(X)/2 \end{cases}$$

三、数值算法

为避免求解该方程组复杂的解析解, 我们发展了一种在计算机上使用的迭代算法。

1. 确定 M 的取值范围 (1) 如图 3 所示, 设已知斜率 $K = \tan(\pi/2 - \varphi)$ 的一族直线中, 与顶圆和底圆相切的为 l_a 和 l_b 。而坐标原点 O 到 l_a 和 l_b 的距离 D_a 和 D_b 为:

$$D_a = \vec{OS}_4 = R_a - \vec{OO}_1 \sin(\varphi), \quad D_b = \vec{OS}_3 = |R_b| - \vec{OO}_2 \sin(\varphi)$$

这里 R_a 和 R_b 分别为顶圆和底圆半径, R_a 的符号始终为正, R_b 的符号当底圆弧下凸时 (进口处) 为负, 当底圆弧上凸时 (出口附近) 为正。另外, 这里使用的线段均为有向线段。我们取 D_a 和 D_b 中较小的一个作为 M 的最大值, 即: $M_{\max} = \min(D_a, D_b)$

(2) 现在确定 M 的最小值。先考虑顶圆弧, M 取最小的情况为顶部转接小圆弧的圆心在 y 轴上, 且在 R_1 点与顶圆内切, 这时原点到侧边的距离为: $D'_a = r_a - (R_a - r_a + \vec{OO}_1) \sin(\varphi)$, 其中 r_a 为顶部转接小圆半径, 始终为正。

底圆弧的情况较复杂, 须分两种情况:

当 $R_b < 0$ 时, 在底部转接小圆弧的圆心位于 y 轴且与底圆 R_2 点内切的最小情形下, 原点距侧边的距离为: $D'_b = r_b + (|R_b| - r_b - \vec{OO}_2) \sin(\varphi)$

当 $R_b > 0$ 时, 最小情形为底部转接小圆圆心在 y 轴上且与底圆在 R_2 点外切, 原点到侧边的距离为: $D'_b = r_b - (R_b + r_b + \vec{OO}_2) \sin(\varphi)$, 其中 r_b 为底部转接小圆半径, 始终为正。

为适于编程, 可将上述两种情况写成统一的表达式为:

$$D'_b = \{ 1 - \text{sign}(R_b) \} D N_b + \{ 1 + \text{sign}(R_b) \} D P_b / 2$$

最后, 我们取 D'_a 和 D'_b 中较大者作为 M 的最小值, $M_{\min} = \max(D'_a, D'_b)$ 。

2. 在确定了 M 的范围后即可用对分法求解 M 值。我们取 $M = (M_{\min} + M_{\max})/2$, 得:

$$l_1 \text{ 的直线方程} \quad kx - y - M \sqrt{k^2 + 1} = 0 \quad (1)$$

$$\text{又由顶圆方程} \quad x^2 + (y - \vec{OO}_1)^2 = R_a^2 \quad (2)$$

$$\text{顶部转接圆弧方程} \quad (x - x_c)^2 + (y - y_c)^2 = r_a^2 \quad (3)$$

顶部转接圆弧与顶圆内切

$$\overline{x_c^2 + (y_c - \vec{OO}_1)^2} = R_a - r_a \quad (4)$$

顶部转接圆弧与侧边相切

$$|kx_c - y_c - M \sqrt{k^2 + 1}| / \sqrt{k^2 + 1} = r_a \quad (5)$$

我们给定转接圆半径 r_a , 分别求解联立方程组 (1)、(3)、(4)、(5) 和 (2)、(3)、(4)、(5) 便可得到两切点 P_1 , P_2 和转接圆圆心; 依照同样的方法可以求得底部两切点 Q_2 , Q_1 和底部转接圆圆心, 这样整个截面均已求出, 然后用数值积分求 $R_1P_1P_2Q_2Q_1R_2R_1$ 所包含的面积, 设该面积为 S , 与 $F(X)/2$ 比较:

- (1) $S > F(x)/2$: 说明 M 最终值在 M 和 $M_{\min}$ 间, 故有 $M_{\max} \leftarrow M$, 转第二步迭代;
- (2) $S < F(X)/2$: 说明 M 最终值在 M 和 $M_{\max}$ 间, 故有 $M_{\min} \leftarrow M$, 转第二步迭代;
- (3) $S - F(X)/2 \leq \epsilon$ (ϵ 为迭代精度): 此时 M 值即为所求, 该截面计算完毕, 继续求解下一截面, 重复整个过程。

四、造型方法的实际应用

我们根据 Spey 发动机图纸, 录取了其燃气导管的几何尺寸及造型方法所需的有关参数, 运用本方法进行了设计计算。并就 M 值与 Spey 技术图纸进行比较 (见表 1), 吻合良好。

表 1 Spey 导管 M 值与计算 M 值比较 (单位: mm)

截面号	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
计算值	67.85	66.49	63.97	59.17	55.27	54.37	57.45	61.11	65.50	70.44
真实值	进口	66.96°	64.08	58.84	55.12	54.94	57.10	61.19	65.73	出口

- 1. 关于上下素线 为保证流通面积和成形方便, 上素线可根据涡轮外径尺寸选用上挠或下弯的圆弧, 也可以先扩 $1 \sim 2$ 后收, 或者直接简化为直线; 下素线通常参考原准机由几段圆弧和直线平滑连接而成, 原则是保证流路顺畅。
- 2. 关于面积收敛规律 为了减小压力损失和获得比较均匀的出口流场, 本文建议采用维托辛斯基收敛规律或等速度梯度收敛规律。
- 3. 关于转接圆弧半径 r_a 一般认为, 转接圆弧半径的变化, 从进口 R_f 到出口工艺圆角 R_o , 为线性规律或抛物线规律, 上下过渡圆弧可以采用不同的变化规律。
- 4. 关于 M 值和顶、底圆弧半径对剖面形状的控制 当上下素线和面积规律确定后, M 、 R_a 、 R_b 三者综合控制了剖面形状。我们采用以 R_a 、 R_b 为基础, 以 M 为调节手段的控制方式。 R_a 自进口到出口是增大的, 基本接近线性规律。 R_b 较复杂, 可有不同变化规律, 一般趋势是从进口自 R_f 开始上升至无穷大, 然后由下凸转为下凹, R_b 由无穷大递减为出口的涡轮内径 r_t 。 M 值在其许可范围内控制了转接处形状, M 偏小, 转接处变尖锐; M 偏大, 则转接后更平缓。沿流动方向, M 一般略有减小后增大, 与斯贝导管规律相符。

五、结 论

- 1. 本文提出的燃气导管造型方法简便, 实用性强, 整个计算过程及二维、三维绘图造型全由计算机完成。以 Spey 及国产某型两种传统系列发动机导管造型符合良好。由此发展的计算机程序可供型号设计参考。
- 2. 对给定基本控制规律后, 由给定转角圆弧规律求边线距 M 和给定 M 值求解四个转角圆弧做了调试, 结果表明两种方法均可行, 但前者运算时间更短, 在普通个人计算机上, 完成一个截面设计少于 $30s$ 。
- 3. 计算时导管顶弧、底弧变化规律可由总体尺寸参考的原准机选定。

been predicted loose load of real jointed structure in an aeroengine by means of the model test and investigated the factors which have influence on bearing capacity.

NUMERICAL MODELLING FOR GAS DUCT IN TUBOANNULAR COMBUSTOR

Li Changlin, Yao Jixian, Liu Wei

(Northwestern Polytechnical University)

ABSTRACT

A numerical approach to modelling of hot-gas duct in tuboannular combustor is suggested. The modelling scheme is based on five controlling rules: top and bottom curves on central profile, radii of top and bottom arcs of cross sections, and area of cross sections. A three-dimensional hot-gas duct is regarded as a stacking of finite two-dimensional cross sections constrained by the rules. A brief analysis of computed rules is presented as well. As an example the hot-gas duct of SPEY engine is computed by using this method. Comparison between the computed cross sections and real ones obtained from SPEY technical drawings shows that the method is effective and practicable.

STUDY ON RELIABILITY DESIGN OF TURBINE BLADE

Shi Jinyuan

(Shanghai Power Equipment Research Institute)

ABSTRACT

A reliability design method is presented for fatigue strength of turbine blades. The method considers static stresses, dynamic stresses and the blade endurance strength as random variables. The scatter effects of the centrifugal tensile stress, the centrifugal bending stress and the gas bending stress are taken into consideration when the distribution parameters of static stresses are determined. The scatter effects of the static natural frequency, the dynamic natural frequency, the stimulus and the amplification factor are considered as the distribution parameters of dynamic stresses are determined. The distribution parameters of the blade endurance strength are determined under the condition that the scatter effects of the corrosion correction factor, the surface quality correction factor, the stress concentration correction factor, the dimension correction factor and the material fatigue limit are taken into account. The distribution parameters of the fatigue stress and the fatigue strength for turbine blades are obtained by the plotting method from the blade endurance strength graphs. The reliability of turbine blades can be estimated in the designing stage by use of interference models for fatigue stress distribution and fatigue strength distribution, which provides a scientific basis for designers to analyze and improve reliability of the turbine blades.

EFFECT OF SOME LOAD FACTORS OF BIRD IMPACT ON BLADE RESPONSE

Yin Jing *(Nanjing Aeronautical Institute)*

ABSTRACT

The effect of some load factors of bird impact on blade response is analysed in this paper. These factors include momentum transfer, load-duration, loading location, and spatial distribution of loads. The finite element method is used to compute the nonlinear transient response of the blade by means of simulating a real blade with a rectangular cantilever plate and simulating bird impact loads with shock loads. By computing and comparing the response of the cantilever plate to various load factors, the following