

燃烧室出口径向温度分布试验 及分析模型

燃气涡轮研究所 李继保 北京航空航天大学 金如山

摘 要

在二元试验燃烧室上,研究了四种掺混孔设计方案对燃烧室出口径向温度分布影响。结果表明,不同掺混孔设计方案对出口径向温度分布的影响有规律可循。本文建立了半经验半分析模型,能够由第一次试验得到的出口温度分布,推算修改后出口径向温度分布曲线的变化。模型计算结果和试验结果吻合。

一、引 言

随着燃烧室加温比不断提高,控制燃烧室出口温度分布质量已上升为燃烧室设计与调试工作中的很重要环节。为了减少试验工作量,国外对掺混射流下游混合温度分布作了大量的试验及分析研究^[1~3]。在此基础上,G.B.Cox^[4]提出了预估燃烧室出口径向温度分布模型,认为该分布由主燃区出口温度分布、掺混射流混合温度分布和掺混段壁面冷却射流混合温度分布组成,可分别计算,相对于某个特征温度作代数相加,得到燃烧室出口径向温度分布。但该模型中,存在以下问题:如何得到主燃区出口温度分布?三部分温度分布相对于什么特征温度作代数相加?模型中假设壁面冷却射流在壁面处取得最大速度值与实际相差太远。本文在Cox模型基础上,引入近年来掺混研究领域的新成果,作了以下改进:①掺混计算部分等效通道高度确定;②壁面冷却射流下游混合温度分布的计算方法;③推算主燃区在燃烧室出口处形成的温度分布;④三部分温度分布的合成。

二、试 验 研 究

试验中采用二元燃烧室,其火焰筒头部装有三个离心喷嘴,两侧壁不开冷却孔,涂绝热材料来保护侧壁不致烧蚀。火焰筒掺混段每侧开一排掺混孔、一道冷却缝。所有掺混孔设计方案均为相对开孔。试验时燃烧室进口不加温,出口为常压,温升范围280~570℃,燃烧室出口温度场由一支安装在移位机构上的七点梳状热电偶测量。试验结果如下:

1. 原上、下掺混孔孔引 $D_t = D_b = 14.0\text{mm}$,状态 $T_2^* = 22.5^\circ\text{C}$ 、 $T_3^* = 507.6^\circ\text{C}$,改变 $D_b = 16.0\text{mm}$ 后,最高径向温度分布点向上掺混孔方向移动,如图1所示

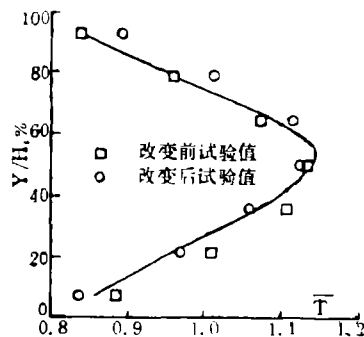


图1 掺混孔孔径改变对出口径向温度分布的影响

($\bar{T} = T/T_3^*$, H 为出口通道高度, Y 为径向坐标, 零点取在火焰筒下壁面上)。

2. 相邻掺混孔间距 S 与孔径 D 之比 S/D 由 1.905 改变为 2.050 后, ($T_2^* = 21.8^\circ\text{C}$, $T_3^* = 480.9^\circ\text{C}$), 径向温度分布向拉平方向发展, 如图 2 所示(改变前 $D_t = D_b = 16.00\text{mm}$, 改变后 $D_t = D_b = 19.0\text{mm}$)。

3. 由加温比 T_3^*/T_2^* 由 2.32 改变为 2.78 后, 径向温度分布向更不均匀的方向发展(图 3)。

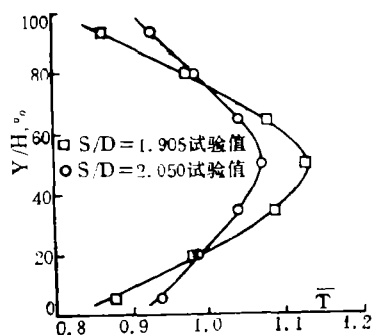


图 2 不同 S/D 对出口径向温度分布的影响

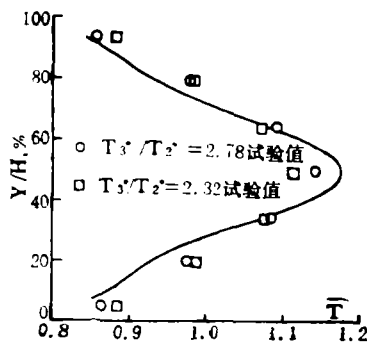


图 3 不同加温比对出口径向温度分布的影响

三、分析模型

本文在文献[4]的分析模型基础上, 进一步发展了预估燃烧室掺混段设计或工作状态改变后, 引起燃烧室出口径向温度分布变化的分析模型。

认为燃烧室出口径向温度分布(记作CERTP)由以下三部分组成: ①主燃区在燃烧室出口处形成的温度分布(记作TPFPZ); ②掺混射流和具有均匀温度分布的主流在燃烧室出口处形成的混合温度分布(记作DJMTP); ③掺混段壁面冷却射流和具有均匀温度分布的主流在燃烧室出口处形成的混合温度分布(记作CJMTP)。将这三部分温度分布按热平衡原理相迭加: ①用TPFPZ作为计算DJMTP时的主流温度分布, 得到TPFPZ与DJMTP相迭加形成的温度分布; ②用迭加的温度分布作为计算CJMTP时的主流温度分布, 得到CERTP。CERTP、TPFPZ、DJMTP、CJMTP如图4所示。

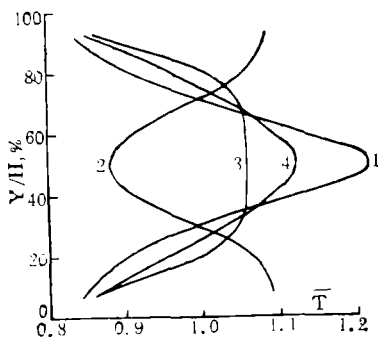


图 4 燃烧室出口径向温度分布及其组成部分
(1.TPFPZ 2.DJMTP 3.CJMTP 4.CERTP)

1. 掺混射流和具有均匀温度分布的主流混合温度分布计算(DJMTP) 单侧掺混射流下游流场中, 任一截面垂直方向上的无量纲温度分布用如下的高斯分布来表示[2, 3]:

$$\frac{\theta - \theta_{\min}^+}{\theta_c - \theta_{\min}^+} = \exp \frac{-\ln 2 \cdot (Y - Y_c)^2}{(W_{1/2}^+)^2}$$

其中 θ_c 、 $\theta_{\min}^+$ 、 $W_{1/2}^+$ 、 Y_c 如图5所示(H_0 为掺混孔所在截面通道高度)。文献[2]所发展的关系式是建立在八十年代初所做试验数据基础上, 本文计算过程中采用这组关系式。

实际应用中的高负荷燃烧室, 其火焰筒均为双边进气。处理这种情况的方法是认为通道

中存在一假想壁面, 将通道分为上、下两部分, 这样每一部分就是单侧射流情况, 可用前述的关系式进行描述。不同研究者对确定假想壁面在通道中的位置所采用的方法不同。本文采用使上、下两部分在分界面上无量纲温度相等的方法, 较文献〔4〕采用的动量平衡方法及文献〔5〕采用的完全混合温度相等的方法更接近试验结果。如图 6 所示。

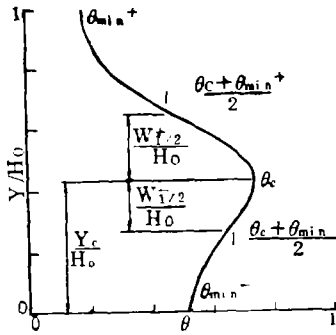


图 5 掺混射流下游垂直方向典型的温度分布

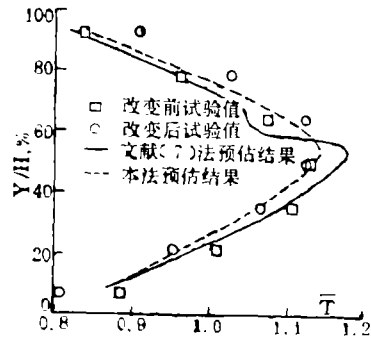


图 6 不同确定等效通道高度方法的预估结果与试验值比较

2. 壁面冷却射流与具有均匀温度分布的主流混合温度分布计算(CJMTP) 首先研究二维半无限冷却缝下游壁面冷却射流的混合温度分布。其缝隙结构及流动图画如图 7 所示。假设二维壁面射流下游混合温度分布为高斯型〔6〕:

$$\theta = \frac{T - T_m}{T_w - T_m} = \exp[-0.693(Y/Y_{1/2,t})^2]$$

其中: T_w 为绝热壁温, $Y_{1/2,t}$ 为热边界层特征尺寸。 T_w 由下式计算〔7〕:

$$T_w = T_m - \frac{T_m - T_c}{1 + C_m \frac{x}{M \cdot S}}$$

其中: 紊流混合系数 C_m 在 0.03~0.15 间变化。

热边界层特征尺寸 $Y_{1/2,t}$ 由质量连续方程和能量守恒方程联立求解: 取如图 7 所示的控制体, 其进口速度及温度为台阶分布。出口温度为高斯分布。速度分布从以下几点考虑:

射流壁面附面层厚度〔8〕: $\delta_m = 0.0109 \cdot X$

附面层内速度分布〔9〕: $V/V_b = (Y/\delta_m)^{0.1}$

自射流壁面附面层边界至热边界总宽度处, 速度假设为高斯分布:

$$\frac{V - V_m}{V_b - V_m} = \exp \left[-0.693 \cdot \left(\frac{Y - \delta_m}{Y_{1/2,v} - \delta_m} \right)^2 \right]$$

在 $Y > \delta_m$ 范围内, 取 $\theta_v = \theta_t$ 〔10〕

$$\frac{V - V_m}{V_b - V_m} = \left(\frac{T - T_m}{T_w - T_m} \right)^2$$

将上述假设代入方程中, 从而解得热边界层特征尺寸 $Y_{1/2,t}$ 。

上述方法在燃烧室上应用时还应作如下修正〔4〕

$$\eta = [1 + (M_c/M_m)C_m(X/MS)] / (1 + C_m X/MS)$$

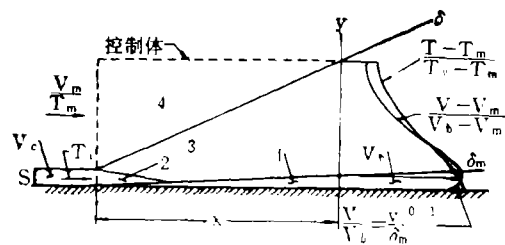


图 7 壁面冷却射流缝隙结构及流动图

(1. 壁面附面层 2. 势流区 3. 射流边界层 4. 主流区)

3. 主燃区在燃烧室出口处形成的温度分布(TFPZ)计算方法 TFPZ是通过第一次试验结果推算出来的。推算第一次试验时的TFPZ的方法为:根据第一次试验结果,估算出主燃区出口平均温度。首先认为TFPZ就等于该平均温度。按前述的掺混、冷却计算及三部分温度合成法,得到计算的CERTP。将计算所得的CERTP与试验值逐点相比较,如计算值高于或低于试验值,则在对应点处对上述假设的TFPZ作修正:计算的CERTP高于或低于试验值多少,就在TFPZ上减去或加上多少。作了这一修正后,仿照前面的步骤,直至计算值与试验值在允许的误差范围内为止。当得到第一次试验时的TFPZ后,只要火焰筒燃烧区几何参数不变,且保证雾化特性无显著变化。则燃烧室掺混段设计改变或燃烧室工作状态改变后,仍可认为改变后的无量纲TFPZ和第一次试验时一样。通过估算得出改变后沿火焰筒流程的空气流量分配,从而得到改变后主燃区出口平均温度。由该平均温度乘上面推算得到的第一次试验时的无量纲TFPZ,得到改变后的TFPZ。

4. 算例 针对所设计的二元燃烧室,用本模型作了预估。限于篇幅,仅列:

(1) 对图1所示的试验结果,预估掺混孔改变后的温度分布(图中实线所示)。可见。预算值准确地给出了径向温度分布最高点的移动方向及位置。

(2) 对图3所示的试验结果,预估 $T_3^*/T_2^* = 2.78$ 状态(图中实线所示)。可以看出:预算结果反映了随加温比增大,径向温度分布向更不均匀方向发展的试验结论。

试验研究表明:本文所提出的分析模型,能很好地预估燃烧室掺混段设计修改后或工作状态改变后出口径向温度分布的变化。该模型可发展为调试环形燃烧室出口径向温度分布的定量分析工具。

参 考 文 献

- [1] Walker, R.E. and kors, D.L., "Multiple Jet Study Final Report", NASA CR121217, June 1973.
- [2] Srinivasan, R., Coleman, E., Johnson, K. and Mongia, H.C., "Dilution Mixing Program phase Report", NASA CR-174624, June 1984.
- [3] Holdeman, J.D., Srinivasan, R., Coleman, E.B., Meyers, G.D. and White, C.D., "Effects of Multiple Rows and Noncircular Orifices on Dilution Jet Mixing", AIAA J. Propulsion and Power, Vol. 3, No. 3, May-June 1987.
- [4] Cox, G.A., Jr., "Predicting Exit Temperature Profile from Gas Turbine Combustors", J. Aircraft, Vol. 13, No. 8, Aug. 1976.
- [5] Witting, S.L.K., Elbahar, O.M.F. and Noll, B.E., "Temperature Profile Development in Turbulent Mixing of Coolant Jets with a Confined Hot Cross Flow", ASME83-GT-220, Mar. 1983.
- [6] Irvine, T.F. and Hartent, J.P., "Advanced in Heat Transfer", Academic Press, 1971, Vol. 7, pp336.
- [7] Juhasz, A.J. and March, J., "Combustor Liner Film Cooling in the Presenece of High Free-stream Turbulence", NASA TND-6360, July 1971.
- [8] Harris, G.L., "The Turbulent wall Jet in a Moving Stream", in Recent Developments in Boundary Layer Research, Part 1, pp125.
- [9] Kruka, V. and Eskinazi, S., "The Wall-et in a Moving Stream", J. Fluid Mech., Vol. 20, Part 4, 1964, pp555-579.
- [10] 金如山, "燃气燃烧室出口温度分布的几个问题", 北京航空学院科研报告, BH-C260, 1977年8.

turbulence intensity has the similar behaviour as gas one, but the former is not always smaller than the latter. This means that the classical Hinze-Tchen's theory of particle following gas motion must be reexamined.

A STUDY ON EXIT RADIAL TEMPERATURE PROFILE OF 2D EXPERIMENTAL COMBUSTOR

Li Jibao (*Chinese Gas Turbine Establishment*)

Jing Rushan (*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

The exit radial temperature profiles formed by four configurations of dilution hole design have been studied experimentally on a two-dimensional experimental combustor. According to the results the effect of different configurations of dilution hole design on combustor exit radial temperature profile shows certain regularity. A semi-empirical and semi-analytical model has been developed for predicting the exit temperature profile of gas turbine combustor. The model can predict the effect of change in dilution zone design or combustion operating conditions on the variation of combustor exit radial temperature profile based on exit temperatures measured before change. The comparison of the predictions with the measurements shows excellent agreement. The model provides a quantitative design tool for adjustment of temperature profile of gas turbine combustor.

ANALYSIS AND CALCULATION OF VAPOR PUMP CHARACTERISTICS

Gu Min (*Nanjing Aeronautical Institute*)

A calculation method of hydraulic losses in a vapor pump is proposed with reference to calculation method for high-speed centrifugal pumps. The pressure distribution in the collectors is determined by means of segmentation of flow together with pipe line, therefrom the radial force, pressure head and vapor core variation are found. Some numerical examples are also presented. The method can be applied either to estimation of the characteristics of a new pump in its preliminary design or to approximate evaluation of existing pumps.