

旋转盘腔冷却问题的工程评价

北京航空航天大学 丁水汀* 陶 智 徐国强 邱绪光

【摘要】 对涡轮旋转盘腔的流动与换热问题, 可以采用阻力评价、换热评价和温度分布评价三种评价指标构成工程评价体系。前者决定了全系统的阻力损失的大小, 后两者表征了相对冷却效果和热应力水平的高低。应用该评价体系对某型发动机的实际涡轮盘腔冷却结构进行了评价, 以实验方法研究了旋转雷诺数、冷气雷诺数、哥拉晓夫数和三种评价指标间的函数关系, 为涡轮盘腔的冷却系统优化设计提供了优化目标。

主题词: 盘 冷却 优化

分类号: V231.1

1 前 言

涡轮旋转盘腔的流动与换热问题, 以 Owen J M^[1,2] 等人为代表, 对不同的涡轮盘腔结构, 国际上已进行了大量的研究, 并取得了有意义的结果。研究的主要模型有: (a) 封闭空腔; (b) 具有轴向贯通流的旋转空腔; (c) 径向内流空腔; (d) 径向进气、径向出流空腔; (e) 轴向进气、径向出流空腔; (f) 两轮盘互为反转的空腔。研究的问题主要有: (1) 流动结构、速度、压力分布; (2) 换热规律; (3) 流动的稳定性; (4) 浮升力、哥氏力、离心力对流动及换热的影响; (5) 进气预旋对流动和换热的影响; (6) 防止主燃气流渗漏的条件。这些研究对发动机的设计和改进起到了不可低估的作用。但是, 当涡轮盘结构确定后, 用何种方法来对冷却系统的工程效果进行评价, 却未见有文献涉及。本文主要从工程应用的角度出发, 对涡轮盘腔的冷却效果进行评价。

2 涡轮盘腔冷却问题的工程评价体系

2.1 流阻评价

定义阻力系数 1
$$\xi_1 = 2(p^* - p_0) / \rho \omega^2 R^2 \times 10^7 \quad (1)$$

式中: p^* 为旋转腔进口总压, p_0 为出口环境压力, ω 为旋转角速度, R 为旋转半径。如果去除旋转腔内离心力对冷气所做的功(泵效应)对冷气压力提高的影响, 定义阻力系数 2

$$\xi_2 = 2[p^* - p_0 - 0.5\rho\omega^2(R^2 - R_1^2)] / \rho\omega^2 R^2 \times 10^7 \quad (2)$$

显然, $\xi_1 = \xi_2 + [1 - (R_1/R)^2]$ 。此流阻系数反映了全系统的流阻损失, 即包括三部分: 上游盘离散进气孔的阻力损失; 腔内阻力损失和冷气出流孔的阻力损失。三部分的定性尺寸不同, 且相差较大, 为了和其他评价指标取相同的定性尺寸, 综合考虑盘腔的特点, 阻力系数的分母取旋转动压的 10^7 倍作为度量单位。

3 一种典型涡轮盘腔结构的工程评价

目前,一种典型的高压涡轮盘腔的冷却结构(如图 2 所示)已经成功地应用在某发动机的核心机上^[4],取得了较好的效果。所谓涡轮腔结构,区别于涡轮盘结构,是因为高压涡轮盘和它前面的篦齿封严盘一起构成了一个旋转腔,外缘预旋进气,是指冷气经过了顺高压涡轮腔转向的冷气喷嘴在涡轮的外缘进入高压涡轮腔的。在设计点上使冷气相对于盘腔全轴向进入旋转盘腔,这样可得到较大的相对总温降落,有利于高压涡轮盘的换热,并可使高压涡轮盘的径向最大温差降低,从而延长寿命。

该模型的旋转半径为 305 mm,有效实验段内半径 $R_2 = 140$ mm,外半径 $R = 270$ mm,空腔间距 $S_1 = 35$ mm。压缩空气由 $R_1 = 258.5$ mm 的 134 个 $\varnothing 8$ 的附盘进气孔轴向进入腔体, $S_2 = 10$ mm,然后由距附盘面 $S_3 = 17.5$ mm 的 36 个 $\varnothing 2.5$ 的出气孔径向流出。

对于该模型内的流动与换热问题,根据旋转坐标系下的微分方程组及相似理论,在流速较低的情况下,忽略可压缩性的影响,可得到的定性准则如下:

普朗特数 $Pr = \nu/a$, 旋转雷诺数 $Re_\omega = \omega R^2/\nu$, 冷气雷诺数 $Re_z = V_z R/\nu$ 式中: ω 为旋转角速度; V_z 冷气进口平均速度。

第二类条件下的哥拉晓夫数 $Gr^* = 2\omega^2 \beta_{qr} Z R^6 / \lambda \nu^2 (R^2 - R_2^2)$ 式中: $\beta = 1/(T_{wi} + T_c)$, T_{wi} 为冷却表面的平均温度。

实验范围内,普朗特数基本不变,几何结构不变,因此定性准则将为: Re_ω, Re_z, Gr^* 。应用工程评价体系 and 定性准则系统,在旋转雷诺数 $Re_\omega = 8.3 \times 10^4 \sim 1.15 \times 10^6$; 冷气雷诺数 $Re_z = 1.4 \times 10^5 \sim 6 \times 10^5$; 哥拉晓夫数 $Gr^* = 0.56 \times 10^{12} \sim 2.4 \times 10^{14}$ 的实验范围内进行了实验研究。

3.1 流阻评价

由于加热量对流阻影响较小,因而定性准则中的哥拉晓夫数被略去,对 86 个不同的实验工况进行了二元非线性回归,得到了阻力评价公式(6)和(7),其分散度在 $\pm 20\%$ 。

$$\zeta = 0.419 Re_z^{1.09} Re_\omega^{-2.15} \quad (6)$$

$$\zeta = 0.419 Re_z^{1.09} Re_\omega^{-2.15} - [1 - (R_1/R)^2] = 0.0834(5 Re_z^{1.09} Re_\omega^{-2.15} - 1) \quad (7)$$

这反映了高半径进气的旋转空腔的阻力特性。可以发现,阻力系数随进气雷诺数的增大而增大,随旋转雷诺数的增大而减小。进气雷诺数越小、旋转雷诺数越大,阻力系数越小。如果应用阻力系数 ξ ,即扣除旋转腔泵效应的作用,可以发现,在进气雷诺数小、旋转雷诺数大的情况下,某些工况甚至出现阻力系数为负的情况。这也说明了,如果旋转腔静止,剔除旋转的泵效应对出流的贡献,要保证一定流量,进口的冷气压力一定要提高。

3.2 换热评价

对 86 个不同的实验工况进行了多元非线性回归,得到了换热评价公式(8),其分散度在 $\pm 15\%$

$$Q = 0.1319 Re_z^{0.06634} Re_\omega^{-0.1143} Gr^*^{0.0848} \quad (8)$$

在本实验模型中,从下游盘面换热的角度来看,旋转雷诺数(Re_ω)、冷气雷诺数(Re_z)和哥

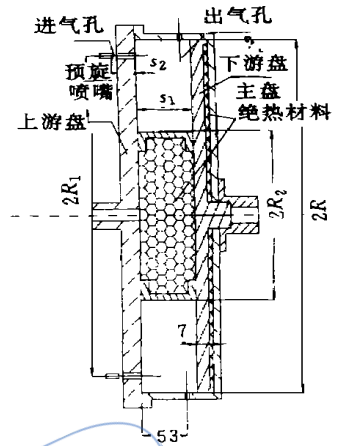


图 2 实验模型

拉晓夫数(Gr^*),三者之间有较强的相关关系,它们表征了腔内不同区域内离心力和浮升力的不同影响。旋转雷诺数主要影响上游盘进气孔附近的流动,哥拉晓夫数主要影响下游盘附近的自然对流换热,而冷气雷诺数主要控制主流流动。即旋转的增强,使 Re_w 增加,导致入流线向外偏移,使迎风面感受到的相对 Re_z 降低,使 φ 降低,换热减弱;同时,旋转的增强使 Gr^* 增加,使 φ 增大,换热增强。这一点从公式(8)中可以看出,同时 Gr^* 的幂指数比 Re_z 的幂指数大,也说明了腔内的自然对流占主导地位。 Re_w 的幂指数为负值,并不说明旋转对换热不利,因为 Gr^* 中的 ω 的指数为0.1696,而 Re_w 中的 ω 的指数为-0.1143,所以 ω 的总的幂指数量级为0.0553。虽然 Gr^* 中包含 Re_w ,但不能将其合并,合并后将不能真实反映腔内的流动结构。

总的来说,旋转雷诺数(Re_w)的增加,将使 φ 降低而冷气雷诺数(Re_z)和哥拉晓夫数(Gr^*)的增加将使 φ 增加。

3.3 温度分布评价

同样对86个不同的实验工况进行了多元非线性回归,得到了温度分布评价公式(9),其分散度在 $\pm 15\%$

$$\varphi = 0.26321 Re_z^{0.0454} Re_w^{-0.04} Gr^{*0.0379} \quad (9)$$

从公式(9)可以看出,进气雷诺数和哥拉晓夫数的增加将使温度分布系数增加,即盘内温度趋于均匀,热应力减小,旋转雷诺数增加将使温度分布系数减小,盘内温度差别增大,热应力增大。这是由腔内的流动和换热特点决定的。由于实验模型为轮缘加热,盘后绝热,迎风面对流冷却,盘心通过轮毂和传动轴向外导热的结构形式,且迎风面冷气从高半径进入旋转腔。轮缘的加热量有两种途径向盘心传递,一种是通过主盘的固体导热进行,另一种是通过腔内的自然对流进行。随着进气雷诺数的增加,盘缘附近的对流换热增强,使前者的固体导热的动力(径向温差)大大减小,哥拉晓夫数的增加使离心力场下的自然对流增强,也使径向温差减小,使整盘的温度趋于均匀,有效地减小了热应力,提高了旋转腔的疲劳寿命。而旋转雷诺数增加,导致入流线向外偏移,使迎风面感受到的相对 Re_z 降低,使盘缘附近的对流换热减弱,使径向温差增大,盘内热应力增大。

4 结 论

(1)对于涡轮盘腔的冷却问题,可以采用阻力评价、换热评价和温度分布评价三种评价指标构成工程评价体系。前者决定了全系统的阻力损失的大小,后两者表征了相对冷却效果和热应力水平的高低。这也为涡轮盘腔的冷却系统优化设计提供了优化目标。

(2)对于外缘轴向进气的旋转空腔模型,进气雷诺数的增加,阻力系数增大,相对冷效增大,温度分布系数增大;旋转雷诺数的增加,阻力系数减小,相对冷效减小,温度分布系数减小;哥拉晓夫数的增加,阻力系数不变,相对冷效增大,温度分布系数增大。

参 考 文 献

- 1 Oven J M. Air-cooled gas-turbine discs: A review of recent research. Int. J. Heat and Fluid Flow. 1988, 9, (4): 354
- 2 Ong C L, Owen J M. Prediction of heat transfer in a rotating cavity with a radial outflow. 89-GT-265, 1989
- 3 Mattingly J D [美], et al, 侯志兴译. 航空发动机设计. 科学出版社, 1992
- 4 丁水汀, 陶智, 徐国强, 袁怡祥, 邱绪光. 外缘轴向进气的旋转空腔主盘平均换热特性研究. 航空动力学报, 1998, 13(3): 281-284

AN ENGINEERING EVALUATION SYSTEM OF TURBINE DISC COOLING CONFIGURATION

Ding Shuiding, Tao Zhi, Xu Guoqiang, Qiu Xuguang

(4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT

An engineering evaluation system is proposed to appraise the fluid flow and heat transfer in a turbine cooling configuration of an aero-engine. The system includes resistance evaluation, heat transfer evaluation and temperature distribution evaluation. The former determines the whole system flow friction loss, the later two determine the relative cooling effect and the level of thermostress. The relationships of rotating Reynolds number, cooling air Reynolds number, Grashoff number with the three evaluations have been investigated experimentally. The engineering evaluation system serves as a tool to optimize turbine cooling configuration system.

Key Words Discs Cooling Optimization

A STUDY ON CONVECTIVE HEAT TRANSFER IN HOLES OF INCLINED MULTIHOLE WALL FILM COOLING

Lin Yuzhen, Song Bo, Li Bin, Liu Gaoen

(4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 710072)

ABSTRACT

The local and the overall convective heat transfers inside the small holes have been investigated experimentally for the inclined multihole wall film cooling, according to the similarity theory. The results demonstrate that the convective heat transfer intensifies very greatly in the region inside the hole entrance. The results also reveal that the Reynolds number of the hole has strong influence on the convective heat transfer. The higher the Reynolds number, the more intensive the convective heat transfer inside the hole.

Key Words Multihole wall Cooling Heat convection

AN INVESTIGATION ON FILM COOLING EFFECTIVENESS OF INCLINED- MUTIHOLE WALLS WITH DIFFERENT PATTERNS

Song Bo, Lin Yuzhen, Liu Gaoen, Wang Huafang

(4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT

An experimental investigation on the film cooling effectiveness of the inclined- multihole walls with different patterns (In- line, Staggered, In- line+ compound angle, Staggered+ compound angle) was conducted by using the method of heat- mass transfer analogy. The holes were inclined with 30° to the wall surfaces and the compound angle was 45° to the mainstream. The multihole patterns were arranged with streamwise row- to- row spacings of eight hole diameters and spanwise hole pitch- to- diameter ratio of four. The superior mutihole pattern was found out from the experiments.

Key Words Multihole wall Gasfilms Cooling Adiabatic wall temperature