

不同冷却方式对中心锥冷却效果的影响

李 卒, 江 勇, 林 杰

(空军工程大学航空航天工程学院, 陕西西安, 710038)

摘要 为研究不同冷却方式对航空发动机中心锥冷却效果的影响,建立了发动机低压涡轮后部件的物理模型,采用流固耦合的方法计算得到中心锥表面温度分布,重点研究了在不同冷却方式下冷却流量比、锥面气膜入射角度等参数对冷却效果的影响。研究表明:腔体引气对中心锥前段与末端的冷却效果较好,对中段双排孔之前部分的冷却效果较差,在有限范围内增加冷却空气流量能够提高冷却效果;当流量比不变时,采用腔体引气/锥面气膜结合方式时中段双排孔之前锥面温度比仅采用腔体引气冷却时降低了40%。

关键词 中心锥冷却;腔体引气;复合冷却;流量比;入射角度

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2013.05.002

中图分类号 V211.48 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2013)05-0005-04

Influence of Different Cooling Methods on Core Cooling Effectiveness

LI Zu, JIANG Yong, LIN Jie

(Aeronautics and Astronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract In order to investigate the influence of different cooling methods on cooling efficiency of center cone in turbo-fan engine, the physical models of components after low turbine are established in the paper, and distribution of temperature in cone is simulated and calculated by coupling method of fluid and solid, the study focused on the influence of cooling flux ratios and injection angle when different cooling methods are adopted. The results show that importing air to cavity cools cone efficiently except for middle section before double row holes, improving flux ratio in a certain range can improve the cooling effectiveness; compared with cooling by importing air to cavity, method that compound importing air to cavity and full coverage film cooling can reduce the temperature on middle section before double row holes by 40 percent while the flow ratio remains constant.

Key words cone cooling; cavity air importing; compound cooling; flux ratio; injection angle

在发动机后半段腔体高温部件中,中心锥的截面积大,且处于喷管核心高温燃气流中,其表面温度高,红外辐射强。降低中心锥的温度能够有效提高发动机的红外隐身性能及战斗生存力^[1]。

针对中心锥冷却问题,Stanley M等^[2]利用实验研究了通过外部引气降低喷管塞锥表面温度的方

法;国内,黄伟等^[3]研究了降低排气系统腔体表面温度和发射率抑制红外辐射的规律;王殿磊等^[4]针对中心锥气膜冷却的冷却孔优化设计以及对红外特征的抑制进行了数值研究;单勇等^[5]采用实验方法验证了中心锥气膜冷却能够有效抑制航空发动机排气系统的红外辐射特性。上述研究均以单面单层气膜

收稿日期:2013-01-16

基金项目:国家自然科学基金资助项目(51105374)

作者简介:李 卒(1989—),男,湖北宜都人,硕士生,主要从事航空测试技术与故障诊断研究。

E-mail:807348375@qq.com

冷却方式为主,本文通过引入发动机外涵道的低温气体对中心锥面进行冷却,对比了腔体引气和锥面气膜/腔体引气结合2种冷却方式对中心锥冷却效果的影响。

1 计算方法

1.1 物理模型

本文建立一个涡扇发动机后半段的几何模型,包括波瓣混合器、扩压器、中心锥、火焰稳定器、收敛-扩散喷管等部件。由于喷管是轴对称结构,计算时采用了1/4区域,计算域轴向长度为喷管长度的10倍,径向半径为喷管进口半径的4倍。

考虑到工程实践的可行性,本文依据中心锥现有开孔条件进行冷却研究,分别采用2种方式进行冷却,具体的布置方式和进气条件见图1。采用腔体引气时,冷却气从引气口进入中心锥腔体。采用锥面气膜/腔体引气结合方式(图中简称为复合冷却方式)时,部分冷却气体从腔体引气口进入腔体,另一部分从锥面气膜进气口流入, α 为锥面气膜进口冷却气流与主流的夹角(图1(b))。

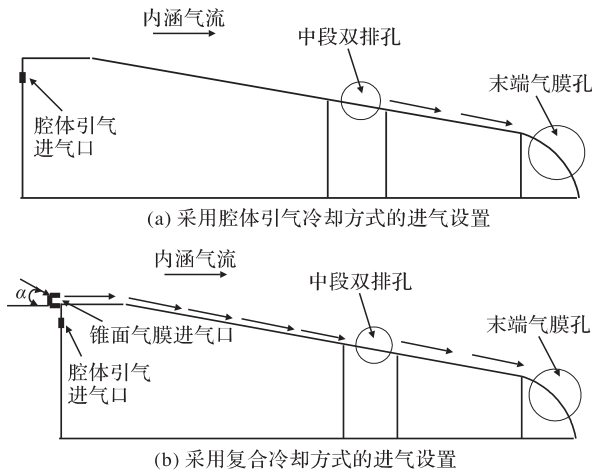


图1 不同冷却方式的进气设置

Fig.1 Settings of different cooling methods

考虑到喷管内部三维模型的复杂结构,计算中内外涵道、混合器、火焰稳定器和中心锥等部分采用非结构网格,其余流域采用结构网格,对喷管内部进行局部加密,经网格无关解测试,整个计算区域的网格数为2 306 949。

1.2 数学模型

采用流固耦合的方式计算壁面温度。依据质量守恒定律、动量守恒定律和能量守恒定律建立流动控制方程^[6]:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j} (-\overline{\rho u_i u_j}) \quad (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho E u_i) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\lambda_{\text{eff}} \frac{\partial T}{\partial x_i} - p u_i + u_j (\tau_{ij})_{\text{eff}} \right] \quad (3)$$

式中: i, j 取值范围为1~3,代表物理量在 x, y, z 3个方向的分量; ρ 为密度; p 为静压; T 为静温; E 为总能量; u_i 为平均速度矢量的分量; $\overline{u_j}$ 为脉动速度矢量的分量; λ_{eff} 表示有效导热系数; $(\tau_{ij})_{\text{eff}}$ 表示有效黏性应力张量的分量。

本文重点研究喷管的宏观流动特征,因此假设定常粘性可压缩流,不考虑燃烧过程、气相反应及化学反应,忽略质量力,湍流模型采用SST $k-\omega$ 双方程模型^[7]。计算域的进口与出口条件设置为压力进口与压力出口,以发动机的“中间”工作状态的性能参数作为进口边界条件,计算条件为标准大气。

根据传热基本定律,建立中心锥固体域的传热控制方程^{[8]11}:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho h) - \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial x_i} \right) = 0 \quad (4)$$

式中: i 代表 x, y, z 3个方向; n 为总焓。中心锥材料为铬镍钢(18-20Cr/8-12Ni),导热系数 λ (单位为: $\text{W}/(\text{m} \cdot \text{K})$)在200 °C、400 °C、600 °C、800 °C时分别为18、20.2、22.8、25.5,采用线性插值计算不同温度下的导热系数,代入控制方程进行计算。

2 计算结果与分析

2.1 中心锥腔体引气的冷却效果

图2表明,外涵气流引入腔体后,在中段双排气膜孔之前利用强迫对流换热方式冷却壁面,然后从中间和末端的气膜孔流出,在中段及末端表面形成保护气膜。冷却流量比定义为: $C_d = W_{\text{col}} / W_g$, W_{col} 、 W_g 分别代表冷却气流流量和发动机空气流量。图3为 $C_d = 2.77\%$ 腔体引气冷却和无冷却中心锥表面温度分布对比图,横坐标为中心锥轴向长度,纵坐标为锥面温度,可以看出:在中心锥前段($x = 0 \sim 0.3 \text{ m}$),冷却气流刚进入腔体,温度最低,冷却效果较好;由于冷却气流附面层与内壁面的热交换,自身温度逐渐升高,冷却效果迅速变差($x = 0.3 \sim 0.6 \text{ m}$),在 $x = 0.6$ 附近温升达到最大值300 K;直到中心锥中间双排孔处,由于冷气膜,锥面温度大大降低($x = 0.6 \sim 1.0 \text{ m}$)。由于末端开孔最多($x = 1.0 \sim 1.3 \text{ m}$),冷却流量大,冷却效果最好。

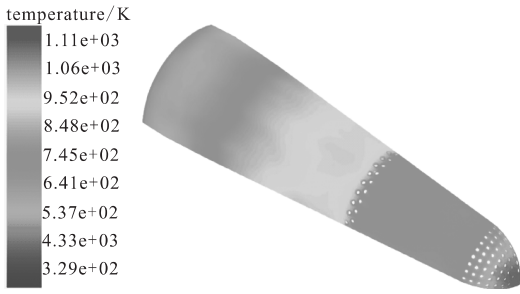


图 2 冷却后锥面温度分布云图

Fig.2 Temperature on cone after cooling

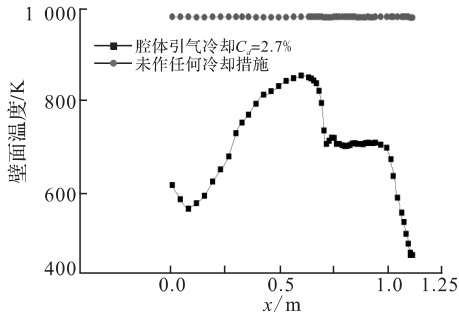


图 3 冷却前后锥面的温度分布

Fig.3 Distribution of temperature before and after cooling

本文研究了不同流量比下中心锥的冷却效果。文献[9]中涡轮引气量为 5.46% 时,发动机推力减小约 1.3%,因此本文将冷却引气量上限设为 5.46%。图 4~图 5 表明:随着流量比的增大,锥面中段的双排孔的冷却气流量增大,气膜冷却效果更好,但中段双排孔之前部分的冷却效果仍不明显;随着流量比的进一步增大,前段强迫对流换热效果增加非常有限,双排孔之后的锥面温度反而有所增高。与此同时,冷却气膜的附壁效果变差,这是因为随着流量比的增大,射流的卷吸作用不断加强,相同横截面处涡对的尺度和强度都相应地增大,这就使得冷却气流流出射流孔后不能很好地附壁,而是迅速脱离壁面与主流进行掺混,导致冷却效果变差^[10]。

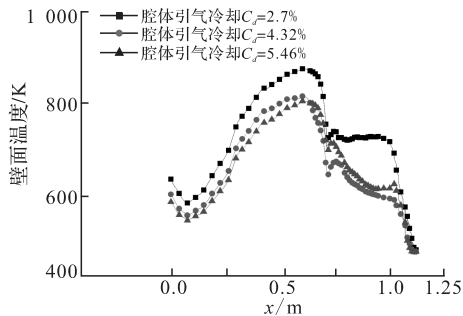
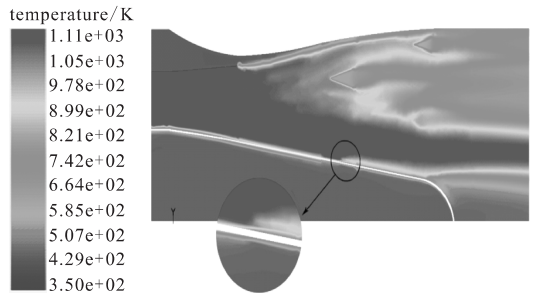
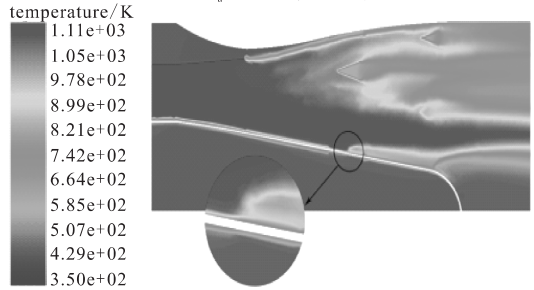


图 4 冷却流量比变化时锥面温度曲线

Fig.4 Curve of temperature on cone surface while the flux ratio is changing



(a) $C_f=2.77\%$ 时的温度云图



(b) $C_f=5.46\%$ 时的温度云图

图 5 流量比不同时双排孔附近温度云图

Fig.4 Chart of temperature near double row of perforations with various cooling flux

2.2 锥面气膜/腔体引气结合的冷却效果

2.2.1 冷却流量对冷却效果的影响

为提高中段的冷却效果,采用锥面气膜/腔体引气结合的方式对中心锥进行冷却,见图 6。由图可知:从进口开始加贴壁气膜(入射角为平行壁面,流量比为 5.46%)的冷却效果非常明显,特别是对双排孔前段($x \leq 0.5$ m)附近的壁面冷却非常明显,在冷却流量相同的情况,此方法比腔体引气冷却的冷却效率高。

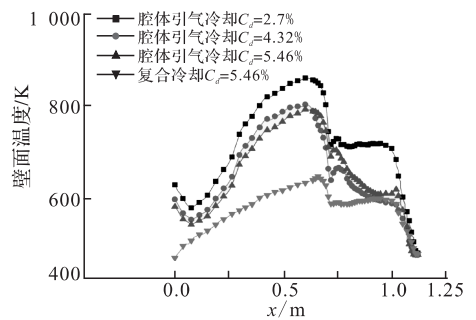


图 6 复合冷却与腔体引气冷却效果对比图

Fig.6 Comparison on cooling effectiveness

对锥面气膜入射角 0° 的复合冷却方式进行研究,对比不同流量比下的冷却效果,见图 7,流量比为 2.00%、2.87%、4.11%、4.61%,可以看出双排孔之前的锥面温度随流量比增大而降低,双排孔之后的锥面温度下降不明显,因而在冷却效果提高不明显时不宜采用过高的流量比。

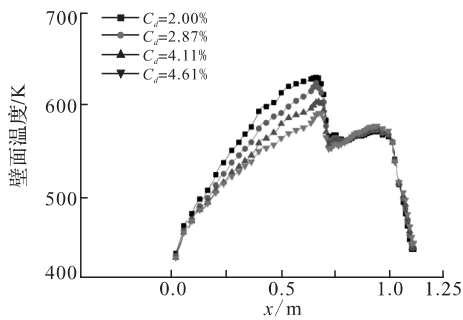


图7 冷却气流量变化时锥面温度分布曲线

Fig.7 Distribution curve of temperature on cone surface with different cooling flux

2.2.2 气膜入射角对冷却效果的影响

为研究气膜入射角对冷却效果的影响,在 $C_d = 2.87\%$ 时,分别取入射角为 0° 、 15° 、 30° 、 45° 、 60° 进行模拟,见图8,可以看出, 30° 入射角时双排孔前段冷却效果最好,锥面整体温度较为平均,且能有效降低锥面温度峰值 60° 时双排孔后段冷却效果最好。

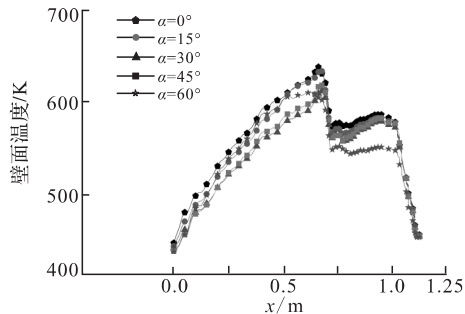


图8 入射角不同时锥面温度分布

Fig.8 Distribution curve of temperature on cone surface with different cooling flux

在不改变中心锥开孔数量、位置的前提下,采用锥面气膜/腔体引气结合的冷却方式冷却效果较好。以合适的引气流量达到较好冷却效果,选择复合冷却后流量比 $C_d = 5.46\%$,锥面气膜入射角 30° ,可以将中心锥面温度降低 $40\% \sim 60\%$ 。

3 结语

本文采用流固耦合的方法研究了发动机中心锥冷却方法以及影响冷却效果的因素,得到如下结论:

1) 当采用腔体引气冷却中心锥时,在一定范围内增加流量比能够降低锥面温度,但是对中心锥前段的冷却效果不明显。当冷却空气流量过大时,冷却空气不能有效附壁,反而影响冷却效果。

2) 锥面气膜/腔体引气结合的冷却方式能够在锥面形成整体冷却气膜,冷却空气流量相同时,该冷却方式具有更高的冷却效率。当锥面气膜入射角为 30° ,流量比为 5.46% 时,采用锥面气膜/腔体引气结合的冷却方式能使中心锥面温度由 1100 K 降低

到 $420 \sim 650\text{ K}$ 。

参考文献(References):

- [1] JSSG-2007B. Joint service specification guide engines, aircraft, turbine [S]. 2007.
- [2] Nosek Stanley M, Straight David M. Heat-transfer characteristic film cooled plug nozzle A J-85 afterburning turbojet engine[R]. NASA TMX-3362-1976.
- [3] 黄伟,吉洪湖,斯仁,等.降低表面温度和发射率抑制排气系统红外辐射的研究[J].推进技术,2011,32(4):550-556. HUANG Wei, JI Honghu, SI Ren, et al. Investigation of infrared suppression of exhaust system by reducing surface temperature and emissivity[J]. Journal of propulsion technology, 2011, 32(4): 550-556. (in Chinese)
- [4] 王殿磊,张勃,吉洪湖,等.气膜孔布置形式对发动机中心锥冷却与红外抑制的影响[J].红外技术,2012,34(3):159-163. WANG Dianlei, ZHANG Bo, JI Honghu, et al. Investigation of effect of hole arrangement on cone cooling and infrared radiation characteristics[J]. Infrared technology, 2012, 34(3): 159-163. (in Chinese)
- [5] 单勇,张靖周,邵万仁,等.涡扇发动机排气系统中心锥气膜冷却结构的气动和红外辐射特性实验[J].航空动力学报,2012,27(1):9-15. SHAN Yong, ZHANG Jingzhou, SHAO Wanren, et al. Experiments on aerodynamic and infrared radiation characteristics of film cooling center-body exhaust system for a turbofan engine[J]. Journal of aerospace power, 2012, 27(1): 9-15. (in Chinese)
- [6] 郑晓亚,陈凤明,蔡飞超.复合喷管热结构耦合计算的一种策略[J].航空动力学报,2011,26(1):223-227. ZHENG Xiaoya, CHEN Fengming, CAI Feichao. Strategy of thermo-structure coupled computation for composite nozzle [J]. Journal of aerospace power, 2011, 26(1): 223-227. (in Chinese)
- [7] Coakley T J, Huang P G. Turbulence modeling for high speed flows[R]. AIAA 1992-0436.
- [8] 杨世铭,陶文铨.传热学[M].北京:高等教育出版社,2006. YANG Shiming, TAO Wenquan. Heat transfer[M]. Beijing: Higher education press, 2006.
- [9] 蒋爱武,史军勇,张百灵.引气系数变化对涡扇发动机动态性能影响的数值模拟[J].空军工程大学学报:自然科学版,2007,8(3):13-15. JIANG Aiwu, SHI Junyong, ZHANG Bailing. Numerical simulation for the dynamic influence of the change of gas pumping coefficient on the turbofan engine[J]. Journal of air force engineering university: natural science edition, 2007, 8(3): 13-15. (in Chinese)
- [10] Lakehal D, Theodoridis G S, Rodi W. Computation of film cooling of a flat plate by lateral injection from a row of holes [J]. International journal heat and fluid flow, 1998, 19(5): 418-430.

(编辑:徐敏)