

# Investigation of Film Cooling Characteristics with Inner Cone

Changsheng Wang<sup>1</sup>, Feng Li<sup>1</sup>, Yiwei Xiong<sup>1</sup>, Kai Zhao<sup>1,2</sup>, Hongyu Yang<sup>1</sup>, Tao Zhou<sup>1</sup>

<sup>1</sup>College of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing

<sup>2</sup>Aviation University of Air Force, Changchun Jilin

Email: wcs670230779@qq.com

Received: Mar. 3<sup>rd</sup>, 2017; accepted: Mar. 20<sup>th</sup>, 2017; published: Mar. 23<sup>rd</sup>, 2017

## Abstract

In order to meet the increasing demand of the inlet temperature of the new generation afterburner, it is necessary to reduce the infrared radiation of the inner cone by film cooling. In this paper, both the experimental method and numerical simulation method are used to study the film cooling characteristics of the inner cone, find the hot spot of the inner cone and optimize the cooling scheme. The results show that the temperature of inner cone wall is higher near the front edge and the trailing edge of strut under uncooled condition; under the condition of 5% cold air, because of the inner cone in uneven cooling film covering, the cooling effect is poorer, and in the inner cone tip, since part of the cooling film is blown away from the wall due to the influence of backflow area, the cooling effect is general. And the greater of density ratio is, the easier it is to form a cooling film on the wall surface, and the higher the cooling efficiency is.

## Keywords

Cooling Efficiency, Film Cooling, Inner Cone, Density Ratio, Afterburner

# 加力内锥的气膜冷却特性研究

王昌胜<sup>1</sup>, 李 锋<sup>1</sup>, 熊溢威<sup>1</sup>, 赵 凯<sup>1,2</sup>, 杨宏宇<sup>1</sup>, 周 韬<sup>1</sup>

<sup>1</sup>北京航空航天大学, 能源与动力工程学院, 北京

<sup>2</sup>空军航空大学, 吉林 长春

Email: wcs670230779@qq.com

收稿日期: 2017年3月3日; 录用日期: 2017年3月20日; 发布日期: 2017年3月23日

## 摘 要

为了满足新一代加力燃烧室进口温度的上升需求, 有必要对内锥进行气膜冷却以降低其红外辐射。本文

文章引用: 王昌胜, 李锋, 熊溢威, 赵凯, 杨宏宇, 周韬. 加力内锥的气膜冷却特性研究[J]. 国际航空航天科学, 2017, 5(1): 17-26. <https://doi.org/10.12677/jast.2017.51003>

主要以试验和数值模拟相结合的方法, 研究内锥的气膜冷却特性, 找出中心锥的热点。结果表明: 未冷却条件下, 支板前缘和尾缘附近, 内锥壁温较高; 在5%冷气条件下, 由于内锥前段冷却气膜覆盖不均匀, 冷却效果较差, 而内锥尖部由于回流区的影响, 部分冷却气膜被吹离壁面, 冷却效果一般。而且冷气和燃气密度比越大, 冷气更容易贴壁面形成冷却气膜, 冷却效率越高。

## 关键词

冷却效率, 气膜冷却, 内锥, 密度比, 加力燃烧室

Copyright © 2017 by authors and Hans Publishers Inc.

This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY).

<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>



Open Access

## 1. 引言

随着航空发动机推重比的不断提高, 新一代加力燃烧室入口温度已达 1300 k 以上, 由于中心锥是发动机后向红外辐射主要部分[1], 这无形中给加力燃烧室整流支板和内锥的冷却带来了挑战。气膜冷却作为航空发动机高温部件重要的冷却手段之一, 国外[2] [3] [4] [5] [6]和国内[7] [8] [9] [10] [11]对其研究已经有几十年历史, 技术比较成熟。但是上述研究主要关于涡轮叶片和主燃烧室的冷却, 对于内锥冷却的这一块的研究相对较少, 特别是有关加力内锥冷却的试验研究。

李丽[12]、李佳[13]等用异性气体作为冷气验证了密度比对气膜冷却的影响, 但是气膜冷却试验主次流温差太小, 跟真实结果有一定的差距。张勃等[14] [15]对比了缝槽和气膜孔两种气膜冷却方案, 发现在相同冷气量下, 气膜孔冷却效果稍差, 但是总压损失小。李锋等[16]研究了不同开孔方式对内锥气膜冷却的影响。发现孔径  $d = 1.0 \text{ mm}$  时, 冷却效果最好, 内锥壁温最高可下降 1/3, 而缝槽冷却效果不太理想。张靖周等[17]研究了气膜冷却对塞锥冷却效果和喷管的气动性能的影响。当冷气量为主流质量流量 1% 时, 塞锥温度大幅下降; 当冷气量增至 3% 时, 冷却效果和前者差不多, 但是总压损失较为显著。单勇[18]在实验中采用 1/3 的缩尺模型研究了中心锥的气膜冷却效果, 但是试验中冷热气流温度远低于发动机现实温度, 总流量也偏小。一种新型加力燃烧室如图 1, 采用整流支板、加力内锥、火焰稳定器和喷油装置一体化设计[19], 有利于防止油管和火焰稳定器的烧蚀。

本文主要研究某新型加力燃烧室其内锥的气膜冷却特性, 采用试验和数值模拟相结合的方法, 研究了不同工况下的冷却效果。主要思想是将外涵的冷气通过整流支板引入中心锥, 在其外壁面形成冷却气膜, 以降低内锥壁面温度和发动机向后的红外辐射强度。

## 2. 实验方案

### 2.1. 实验装置

某型加力燃烧室有 15 块整流支板, 由于实验室供气量有限, 而且为了真实体现整流支板两测的流场, 试验件设计为加力燃烧室 1/3 缩尺模型的 1/7.5 扇形部分, 为了简化实验模型, 去掉了包含在支板内的油管和喷嘴, 外涵用一根引气管替代, 环形火焰稳定器与支板连在一起, 具体装置图如图 2, 冷气从引气管进入整流支板内部, 进入内锥空腔内, 从内锥外表面流出覆盖在内锥弧面, 从而降低内锥的壁温。内锥壁面的气膜孔孔径  $d = 1.0 \text{ mm}$ , 倾角为  $30^\circ$ , 孔间距和孔排距分别为 4 mm 和 8 mm, 扇形通道尾部用一块孔板来憋压, 使得气流密度和压力接近于实际情况。

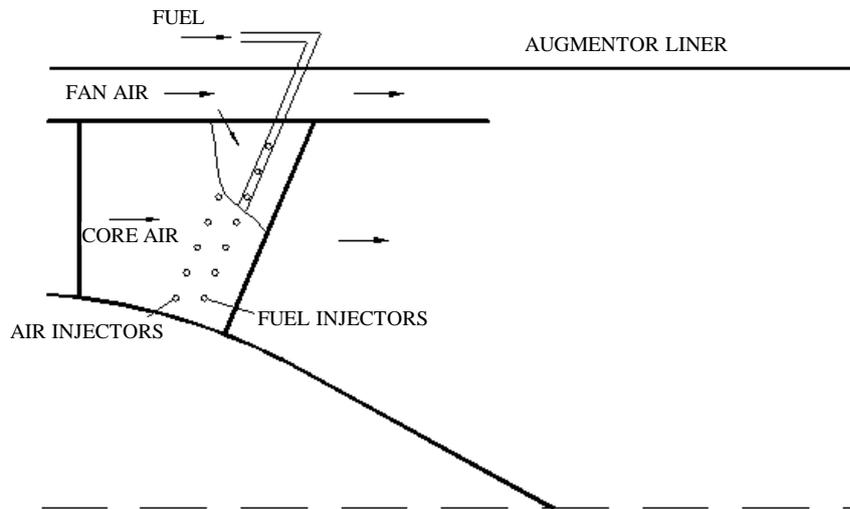


Figure 1. Strut flame stabilizer integral afterburner  
图 1. 支板火焰稳定器一体化加力燃烧室

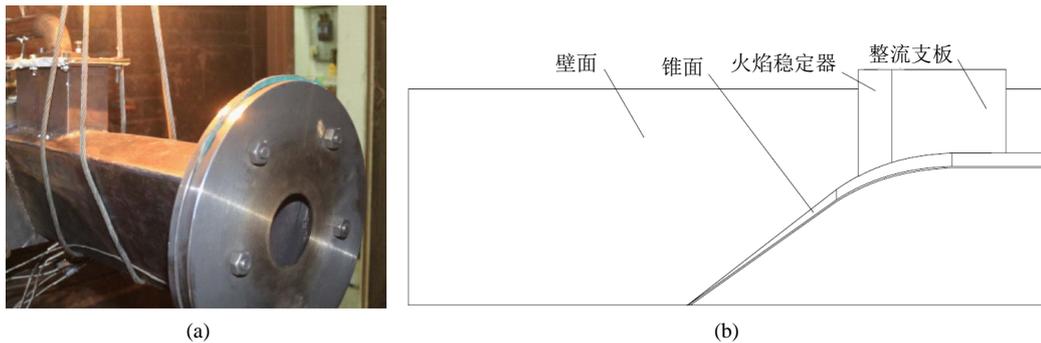


Figure 2. Experimental device and simplified model. (a) Film cooling experimental device; (b) inner cone and strut structure  
图 2. 实验装置实物图和简化模型。(a) 气膜冷却试验装置；(b) 内锥和支板结构

## 2.2. 参数的定义与测试方法

冷却效率： $\eta = (T_g - T_{aw}) / (T_g - T_c)$ ， $T_g$  为燃气温度， $T_{aw}$  为壁面温度， $T_c$  为冷气温度；

温比 TR 的定义： $TR = T_g / T_c$ ；

密度比 DR 的定义： $DR = \rho_c / \rho_g$

温度不均匀系数： $\zeta = T_{max} - T_{min} / T_{ave}$

试验燃气温度在 700 k~1100 k，冷气与燃气密度比 DR 为 1.4~2.3，上述工况与实际发动机很接近，内涵流量 0.5 kg/s~1.5 kg/s，冷气流量控制在内涵 5% 以内，试验工况如下表 1。

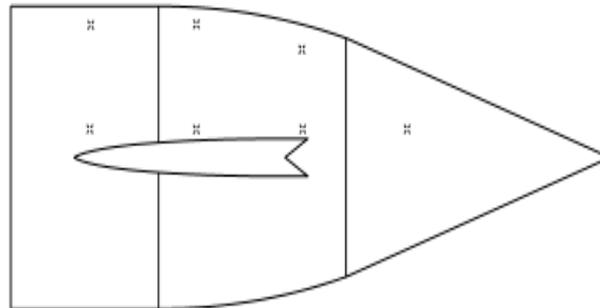
内锥壁面总共布置 7 个测温点，其轴向布置的四排测点与其前缘的距离分别为 30 mm、70 mm、110 mm、150 mm。测点具体布置情况如图 3。

## 2.3. 试验结果分析

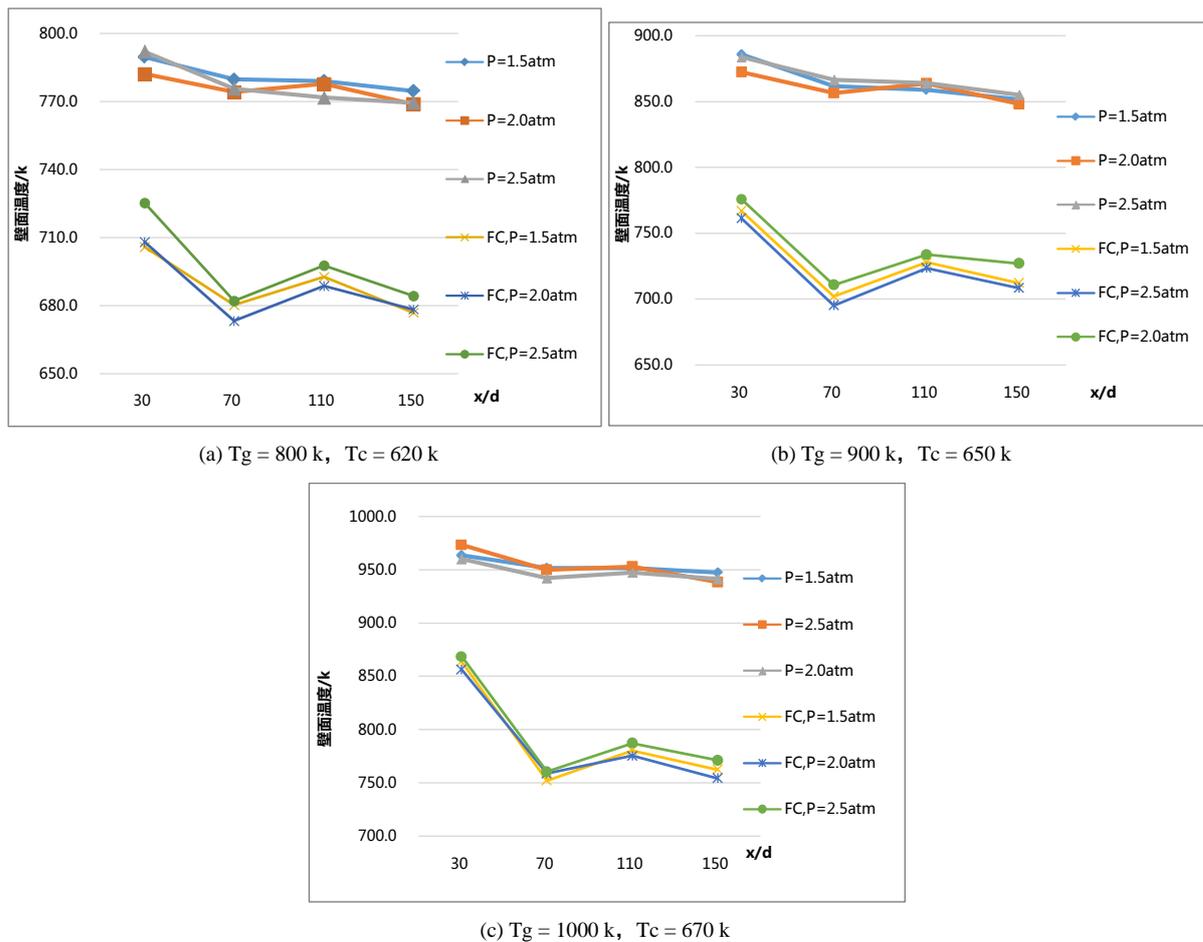
燃气速度在 200~300 m/s 之间，为可压缩气体。在理想条件下，燃气流过内锥和支板的扩张通道，速度减小，压力上升，其温度和密度也略微增加，然而试验结果与理想条件有所出入。图 4 为 9 个工况下未冷却和冷却的内锥壁面温度分布。

**Table 1.** Experiment conditions  
**表 1.** 试验工况

Tg (k)	Pt1 (atm)	Pt2 (atm)	Pt3 (atm)
800	1.5	2.0	2.5
900	1.5	2.0	2.5
1000	1.5	2.0	2.5



**Figure 3.** Distribution of thermocouple in inner cone  
**图 3.** 内锥壁面热电偶分布



**Figure 4.** Temperature distribution of the inner cone surface under different conditions  
**图 4.** 不同工况下内锥壁面测点温度分布

从图 4 可以看出,在未冷却的条件下,内锥壁温沿轴向先降低后小幅上升再下降的波动式的减小。这是因为从进气口到内锥尾部为扩张通道,是一个减速增压的过程,燃气的密度和温度都会小幅上升。由于试验件的材料是不锈钢,内锥壁面可以迅速把热量传给内锥空腔以及两侧壁面从而散发到环境当中,所以试验所测的温度比入口温度还要低。从图 4 可知,燃气温度越高,内锥壁面沿轴向温度降幅越大,这是因为内锥壁面和环境温差越大,热流密度  $q$  越大,单位时间内散热越多,而且沿轴向上锥面与外壁面之间的空腔逐渐变小,而空腔内的空气导热系数低,所以壁面沿轴向上散热更加快,虽然由于扩张通道的作用,壁温有所波动,但温度在轴向上还是呈下降趋势。

当冷气流为主流的 5% 时,内锥壁温相对于未冷却时有明显下降,而且在轴向上,壁温先大幅下降然后小幅上升。这是因为对于气膜冷却前段,冷气量较少,冷却气膜的覆盖不均匀,叠加效果不明显,燃气和内锥壁面之间的辐射和热传导较强烈,内锥壁面冷却效果一般;随着冷却气膜在轴向上的叠加覆盖,内锥中段的低温气膜层厚度增加,而且覆盖较均匀,所以冷却效果很好;而在内锥中后段,一方面由于扩压带来燃气温度有所上升,另一方面上游来的冷气经过燃气的辐射和对流传热后温度已经很高,对下游的冷却叠加作用不太明显,冷却效果不如内锥中段。

图 4 中,在一定温度条件下,随着主流压力增大,未冷却壁面其温度变化没有明显的规律;而对于冷却壁面,其温度随着主流压力的增大冷却效果相对变差。这是因为  $P = \rho RT$ ,当  $T_g$  一定时,压强增大,燃气的密度也会增大,所以冷气与燃气的密度比  $DR$  减小,速度比增大,冷却气更容易冲击燃气混入主流中,气膜覆盖效果变差,冷却效率降低。图 5 为密度比对轴向不同位置气膜冷却效果的影响。

从图 5 可知,在吹风比一定时,密度比越大,气膜冷却效率越高。因为增大密度比,可以减小冷气和燃气的动量比,冷气更易附着于壁面形成稳定的冷却气膜,冷却效率较高。

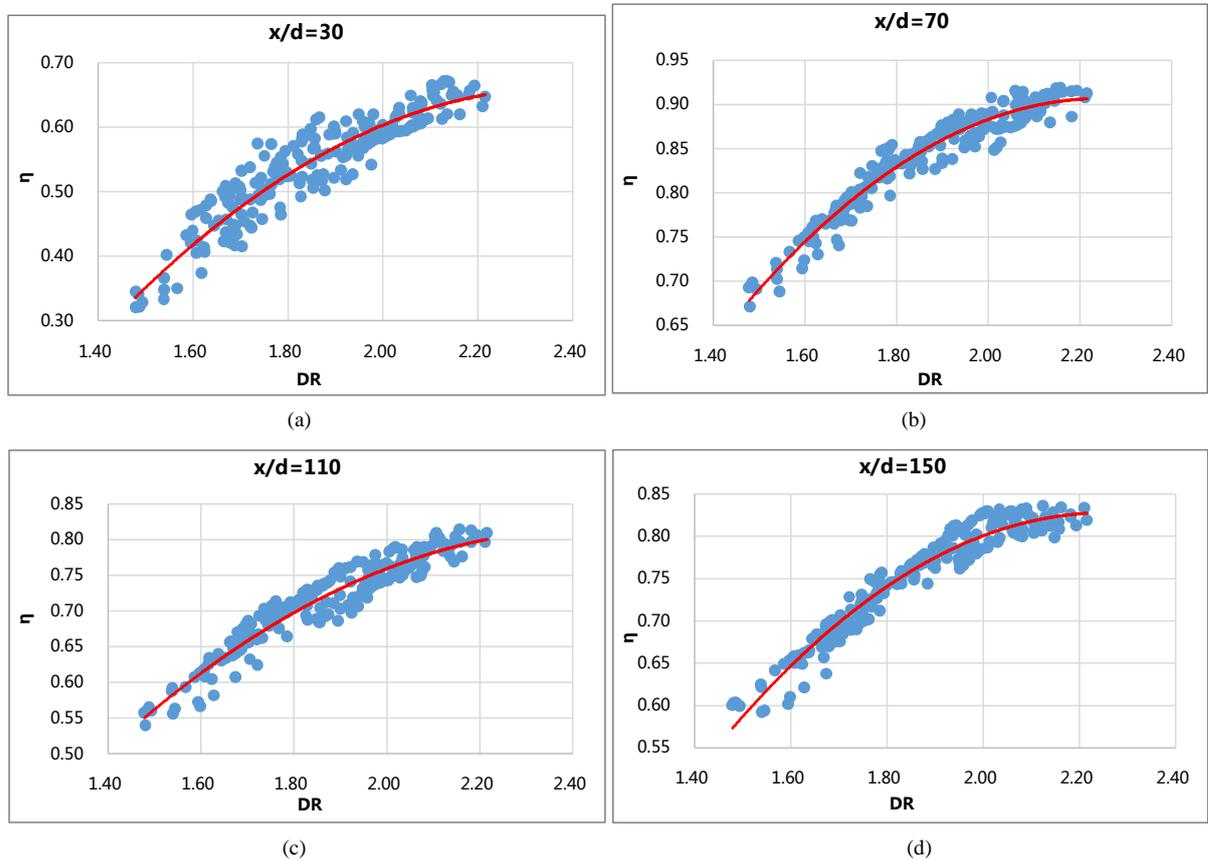
对于  $x/d = 30$  时,冷却效率较低,而且冷却效率波动很大,主要是内锥前段冷却气膜层才开始刚刚形成,冷却气膜层较薄,另外支板前缘对燃气的阻挡,导致燃气流动方向的变化也对冷却气膜形成一定的干扰,所以冷却气膜覆盖不均匀,冷却效果不太稳定。在  $x/d = 110$  处,冷却效率不如  $x/d = 70$ ,这主要是因为支板尾缘的火焰稳定器干扰内锥壁面的开孔,所以支板尾缘气膜孔较少,冷却效率有所下降。

对于内锥的冷却,增大冷热气流的密度比,可以对射流穿透主流起着抑制作用,低速射流会在内锥壁面形成比较稳定的冷却气膜,而且密度比越大,气膜覆盖越稳定,冷却效果越好。特别是对于高吹比工况下,提高密度比能够极大地改善冷却气膜的覆盖效果,但是当密度比提高到一定程度后,密度比的增大对气提高膜冷却效率作用不大,这时需要考虑气膜孔几何结构和布局的影响。

### 3. 数值计算

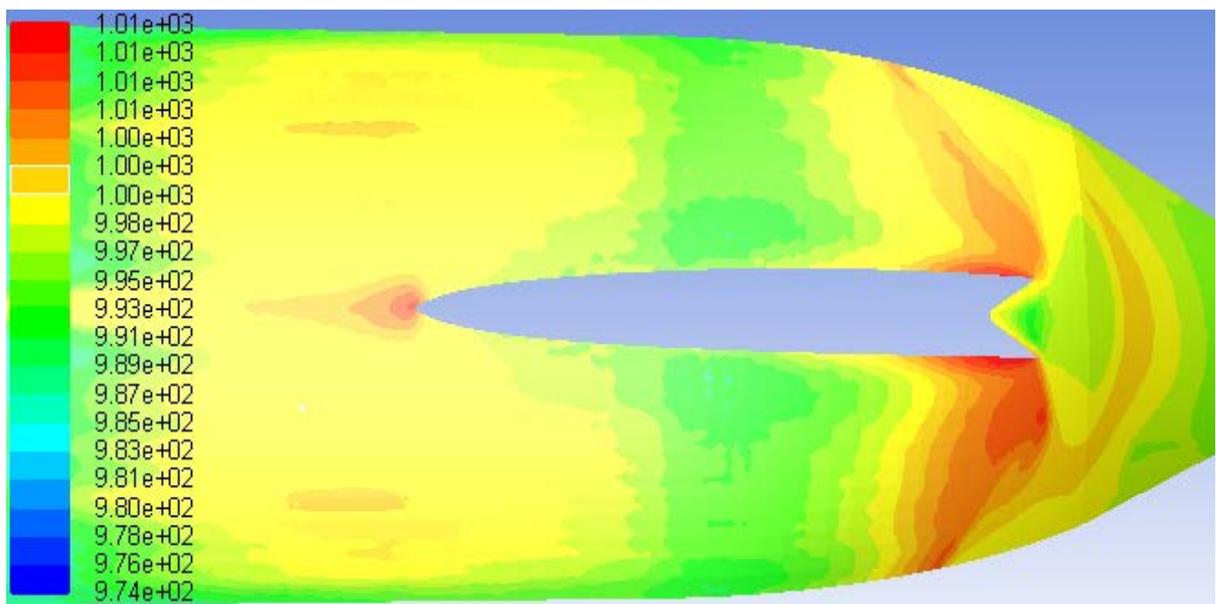
计算流域为 1/3 的缩尺模型,由于气膜孔比较多,所以采用 ICEM 非结构网格,选择 *realizable k-ε* 计算模型进行数值模拟,工况与表 1 所给的相同。图 6 为  $T_g = 1000 \text{ k}$  时,未冷却内锥壁面的温度场,高温高速燃气冲击支板前缘,导致支板前缘附近区域壁温上升,与试验结果  $x/d = 30$  处高温结果相符。燃气流过支板两侧的收缩通道,是一个减压增速的过程,密度和温度略有降低,所以  $x/d = 70$  处内锥壁温较低。在内锥中后段的扩张通道,增压减速过程中壁面温度有所升高,支板两侧由于涡对的尺度和强度都比较大,湍流系数增加,高温高速燃气来回冲刷内锥壁面,所以  $x/d = 110$  处温度较高。燃气在支板后端的 V 型火焰稳定器产生回流区,速度急速下降,压力和温度也小幅降低。总的来说,内锥和支板结构导致带来的流阻损失和压差损失,导致燃气的总压减小,壁温小幅上升且分布不均匀,但是不均匀系数低于 3%。

根据图 6 和图 7 可知,此次试验的温度和数值模拟温度有所差异,主要因为数值模拟中内锥壁面为绝热壁面,没有考虑散热损失,而试验的扇形部分,其两侧壁面的散热损失远超过因为流动的摩擦损失



**Figure 5.** Density ratio on cooling efficiency. (a)  $x/d = 30$ , DR on cooling efficiency; (b)  $x/d = 70$ , DR on cooling efficiency; (c)  $x/d = 110$ , DR on cooling efficiency; (d)  $x/d = 150$ , DR on cooling efficiency

**图 5.** 密度比对冷却效率的影响。(a)  $x/d = 30$ , DR 对冷却效率的影响; (b)  $x/d = 70$ , DR 对冷却效率的影响; (c)  $x/d = 110$ , DR 对冷却效率的影响; (d)  $x/d = 150$ , DR 对冷却效率的影响



**Figure 6.**  $T_g = 1000$  k, Temperature distribution of inner cone surface

**图 6.**  $T_g = 1000$  k, 内锥壁面温度分布图

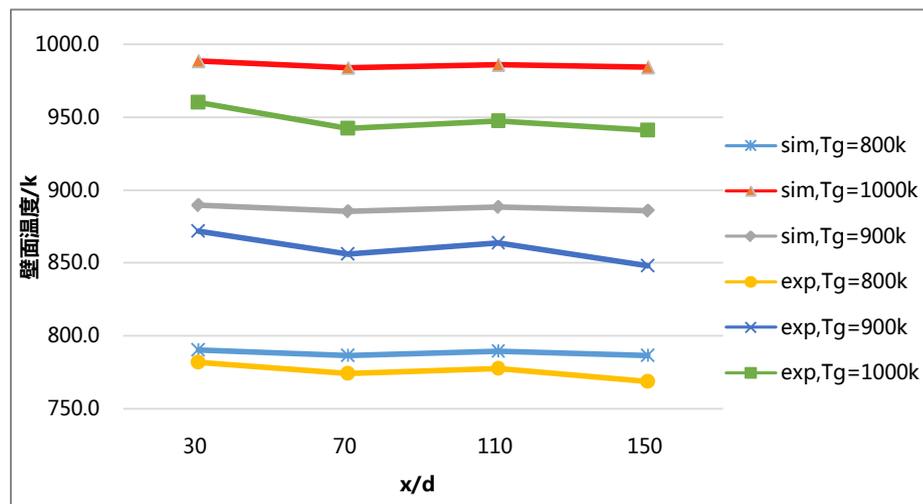


Figure 7.  $p = 2$  atm, calculation of inner cone wall temperature and experimental comparison  
图 7.  $p = 2$  atm, 内锥壁温计算和试验对比

和压差损失, 温度不均匀系数超过 6%。对于全尺寸加力燃烧室, 燃气主要把热量传给锥面以及内锥空腔, 与外界热交换比较少。由于试验条件的限制, 扇形两侧壁面的热损失较多, 这是本试验壁温误差之一。通过试验发现, 未冷却时内锥和支板空腔内空气温度只比主流燃气温度低 20% 以内, 比未冷却壁面温度低 15% 左右, 所以冷却不仅降低内锥壁面温度和减少红外辐射, 而且对内锥和支板空腔内的部件起着一定的保护作用。

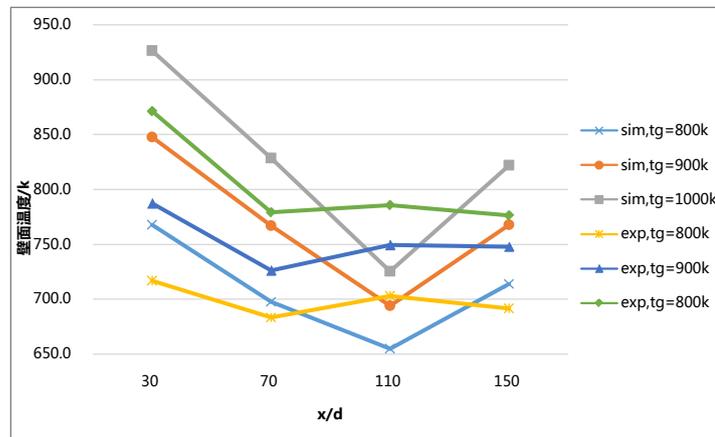
图 8 为试验与数值模拟的结果对比图, 从图中可知试验与数值模拟的结果差距较大。主要体现在试验的冷却效率大部分情况下好于数值模拟, 这是因为前述提到的扇形内锥空腔以及两侧壁面的散热作用, 壁温降幅较大, 所以冷却效率较高。而在内锥靠近支板尾缘部分的壁面冷却效率低于数值模拟。这主要是因为数值模拟中, 在支板尾缘附近开孔不受影响, 而试验件由于支板的妨碍, 激光开孔难度较大, 开孔数比数值模拟少, 所以在内锥尾缘附近两者的冷却效率差别较大。图 9 为支板尾缘截面的速度矢量图, 从图中可知, 在尾缘燃气产生回流区, 速度较低, 对气膜层的冲击很小, 冷气可以很好地贴壁流动, 所以冷却效率很高。

数值计算得到的内锥壁温分布如下图 10, 在支板前缘, 主流的冲击导致附近部分气膜层被冲散, 冷却效率较低。在内锥的锥尖部分, 壁温较高, 主要是因为内锥的  $38^\circ$  扩张角较大, 主流在内锥的后段发生附面层分离形成大尺度涡, 造成回流, 如图 11 所示, 回流区边缘的剪切层速度梯较大, 所以冷却气难以贴壁, 冷却效果较差。为了优化内锥壁面的冷却效果, 可以适当增加内锥尾部气膜孔, 提高其冷却效率。

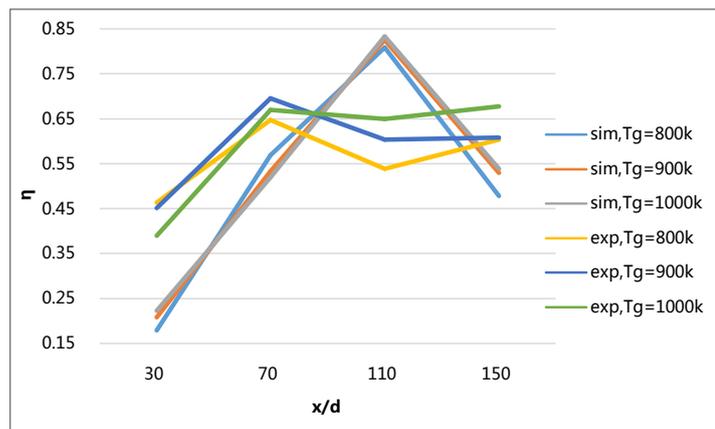
#### 4. 结论

1) 未冷却条件下, 内锥壁温实验值低于数值模拟, 因为燃气和环境之间的温差较大, 通过扇形试验件两侧散热较快, 而数值计算未考虑到试验件的散热。内锥空腔中空气导热系数很低, 而在轴向上内锥壁面与扇形两侧面之间的空腔逐渐变小, 内锥壁面沿轴向上散热更快, 虽然由于扩张通道的作用, 壁温有所波动, 但温度在轴向上还是呈下降趋势。

2) 经过气膜冷却的内锥壁面, 壁温总体呈现下降的趋势, 但是内锥前段冷却效果较差, 主要由于燃气冲击支板前缘导致附近冷却气膜受干扰较大, 贴壁效果较差, 而且前段气膜覆盖不均匀, 所以壁温较高。



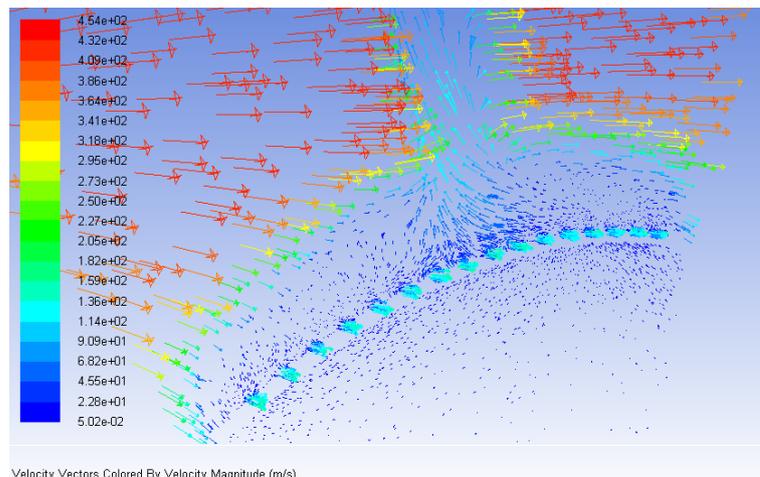
(a)



(b)

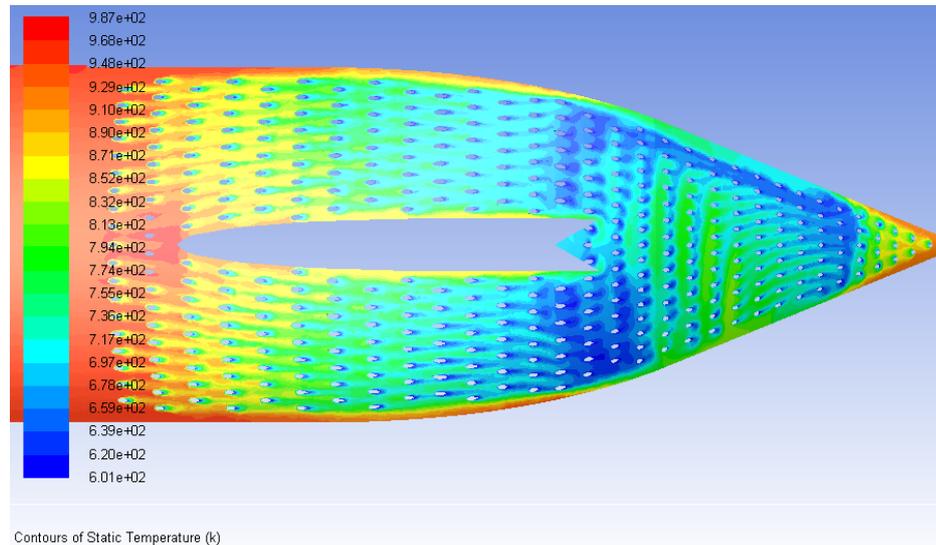
**Figure 8.** Comparison of experimental and calculation results. (a) Experiment and calculation of wall temperature; (b) experimental and calculation of cooling efficiency

**图 8.** 实验与数值模拟的结果对比。(a) 试验与数值模拟壁温对比；(b) 实验与数值模拟冷却效率对比

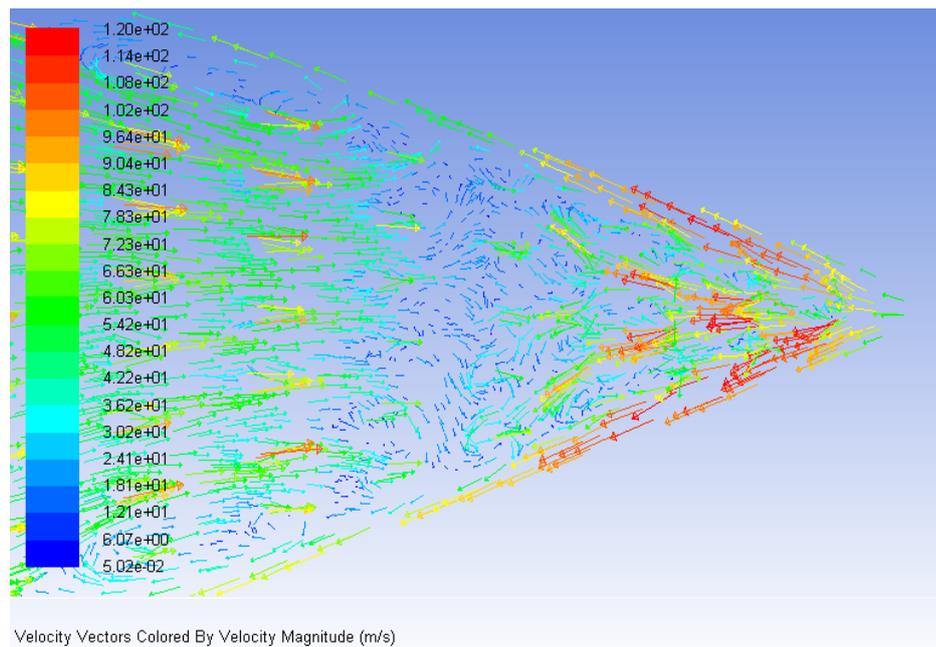


**Figure 9.** Velocity vector of the cross section of the trailing edge of structure

**图 9.** 支板尾缘截面速度矢量图



**Figure 10.** Numerical calculation of the inner cone temperature field  
**图 10.** 数值计算内锥温度场



**Figure 11.** Velocity vector of cone tip  
**图 11.** 锥尖的速度矢量图

3) 内锥尾缘部分由于燃气产生低速回流区，冷气在轴向上流动的冲击较少，气膜覆盖效果好，冷却效率很高。

4) 由于内锥  $38^\circ$  的扩张角较大，内锥后段附面层分离，燃气回流冲击冷却气，气膜被冲散，内锥锥尖温度较高，所以设计内锥时较小的扩张角可以抑制回流区的产生，冷却气膜更容易贴壁。

5) 通过试验数据分析，一般情况下，冷气与燃气的密度比越大，冷却效率越高，因为增大密度比，可以减小冷气和燃气的动量比，低速冷气更易附着于壁面形成稳定的冷却气膜，冷却效率也会相应的提高。

## 参考文献 (References)

- [1] Shan, Y., Zhang, J.-Z. and Pan, C.-X. (2013) Numerical and Experimental Investigation of Infrared Radiation Characteristics of a Turbofan Engine Exhaust System with Film Cooling Central Body. *Aerospace Science and Technology*, **28**, 281-288.
- [2] Choe, H., Days, W.M. and Moffat, R.J. (1973) Turbulent Boundary Layer on a Full-Coverage Film-Cooled Surface—An Experimental Heat Transfer Study with Normal Injection. Rep. HMT-22 Thermosciences Division, Department of Mechanical Engineering, Stanford University, Stanford.
- [3] Leylek, J.H. and Zerkle, R.D. (1994) Discrete-Jet Film Cooling: A Comparison of Computational Results with Experiments. *Journal of Turbomachinery*, **116**, 358-368.
- [4] Saumweber, C., Schulz, A. and Wittig, S. (2002) Free-Stream Turbulence Effects on Film Cooling with Shaped Holes. Paper No. 2002-GT-30170, IGTI Turbo Expo, Amsterdam, 41-49. <https://doi.org/10.1115/gt2002-30170>
- [5] Sargison, J.E., Oldfield, M.L. and Guo, S.M. (2005) Flow Visualisation of the External Flow from a Converging Slot-Hole Film-Cooling Geometry. *Experiments in Fluids*, **38**, 304-318. <https://doi.org/10.1007/s00348-004-0892-1>
- [6] Narzary, D.P., Gao, Z., Mhetras, S., et al. (2007) Effect of Unsteady Wake on Film-Cooling Effectiveness Distribution on a Gas Turbine Blade with Compound Shaped Holes. ASME Paper No. GT2007-27070.
- [7] 许都纯, 徐红洲, 刘松龄. 单孔射流与主流相互作用时的流动和传热的实验研究[J]. 西北工业大学学报, 1997, 15(2), 165-172.
- [8] 向安定, 罗小强, 朱惠人, 等. 涡轮叶片表面气膜冷却的传热实验研究[J]. 航空动力学报, 2002, 17(5): 577-581.
- [9] 李少华, 宋东辉, 刘建红, 等. 不同孔型平板气膜冷却的数值模拟[J]. 中国电机工程学报, 2006, 26(17): 112-116.
- [10] 李广超, 朱惠人, 樊慧明. 双向扩张型孔射流角度对气膜冷却特性影响的实验[J]. 航空动力学报, 2009, 24(5): 1000-1005.
- [11] 杨成凤, 张靖周. 气膜孔内置扰动条作用下的射流横流流场[J]. 推进技术, 2009, 30(1): 30-33.
- [12] 李丽, 彭晓峰, 王补宣. 密度差和速度比对单排孔气膜冷却效率的影响[J]. 航空动力学报, 2007, 22(9): 1430-1434.
- [13] 李佳, 任静, 蒋洪德. 密度比和吹风比对透平静叶气膜冷却特性的影响[J]. 工程热物理学报, 2011, 32(8): 1295-1298.
- [14] 张勃, 吉洪湖, 张宗斌, 等. 中心锥冷却对喷管腔体红外辐射的抑制作用数值分析[J]. 航空动力学报, 2012, 27(3): 560-565.
- [15] 张勃, 吉洪湖, 张宗斌, 等. 截锥不同冷却结构对喷管腔体红外抑制特征影响的数值研究[J]. 航空动力学报, 2014, 29(10): 2362-2368.
- [16] 李锋, 郭瑞卿, 李龙贤, 等. 整流支板和火焰稳定器的一体化设计加力燃烧室性能的数值模拟[J]. 航空发动机, 2012, 38(5): 6-9.
- [17] 张靖周, 王旭, 单勇. 塞锥后体气膜冷却对轴对称塞式喷管红外辐射和气动性能的影响[J]. 航空学报, 2015, 36(8): 2601-2608.
- [18] 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.
- [19] 孙雨超, 张志学, 李江宁, 等. 一体化加力燃烧室技术特点分析[C]. 中国航空学会 2009 年学术年会—第十五届燃烧与传热传质学术研讨会, 2009.

**期刊投稿者将享受如下服务：**

1. 投稿前咨询服务 (QQ、微信、邮箱皆可)
2. 为您匹配最合适的期刊
3. 24 小时以内解答您的所有疑问
4. 友好的在线投稿界面
5. 专业的同行评审
6. 知网检索
7. 全网络覆盖式推广您的研究

投稿请点击：<http://www.hanspub.org/Submission.aspx>

期刊邮箱：[jast@hanspub.org](mailto:jast@hanspub.org)