

冷气入射角及射流比对先进驻涡燃烧流动的影响^{*}

曾卓雄¹, 王志凯²

(1. 上海电力学院 能源与机械工程学院, 上海 200090;

2. 中国航发湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘 要: 为了获得带导流片的先进旋涡燃烧室(AVC)壁面气膜冷却效率的变化规律, 对不同冷空气入射角度以及射流比下的绝热壁面AVC冷却及掺混燃烧性能进行了数值模拟及分析。结果表明: 入射角等于30°时, 射流比越大压损越小; 入射角等于60°时, 压损相差不大; 入射角等于90°时, 射流比越大压损越大。入射角等于30°时, 燃烧效率受射流比的影响较小; 入射角等于90°时, 燃烧效率随着射流比的增大而增大。射流比等于1.2及1.5时, 燃烧效率随入射角的变化幅度较小; 射流比等于1.8及2.0时, 燃烧效率随入射角的增大而增大。

关键词: 先进旋涡燃烧室; 壁面冷却; 掺混燃烧

中图分类号: V235.21

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2018) 08-1797-06

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2018.08.014

Effects of Cold Flow Injection Angle and Injection Ratio on Combustion Flow in Advanced Vortex Combustor

ZENG Zhuo-xiong¹, WANG Zhi-kai²

(1. College of Power and Mechanical Engineering, Shanghai University of Electric Power, Shanghai 200090, China;

2. AECC Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002, China)

Abstract: In order to obtain wall film cooling efficiency in Advanced Vortex Combustor (AVC) with flow guide vanes, numerical investigation was performed on the cooling and mixing combustion performance in AVC in the condition of different injection angles and injection ratios. The results show that when the injection angle is equal to 30°, the pressure loss decreases with the increase of the injection ratio, but the combustion efficiency is less affected. When the injection angle equals 60°, the pressure loss varies little, but when the injection angle is equal to 90°, the pressure loss and the combustion efficiency both increase. With the increase of the injection angle, when the injection ratio is equal to 1.2 and 1.5, the combustion efficiency varies slightly, but when the injection ratio is equal to 1.8 and 2, the combustion efficiency increases.

Key words: Advanced Vortex Combustor; Wall cooling; Mixing and combustion

1 引 言

驻涡燃烧室(Trapped Vortex Combustor, TVC)是一种有发展潜力和应用前景的新概念燃烧室^[1~3], 是未来军用航空发动机高温升、低污染燃烧室的设计方案之一。TVC采用了与传统燃烧室不同的燃烧组

织方式^[4], 主要特点是分级供油、分区燃烧。经过国内外多年的研究, TVC已经发展了多种不同的结构形式^[5~7], 其中具有代表性的一种是美国Ramgen公司提出的双钝体驻涡燃烧室, 通常称为先进旋涡燃烧室(Advanced Vortex Combustor, AVC)。

韩吉昂等^[8]对凹腔有无喷射的环形AVC冷态流

^{*} 收稿日期: 2017-09-11; 修订日期: 2017-10-26。

基金项目: 国家自然科学基金(51066006; 51266013); 航空科学基金(2013ZB56002; 2013ZB56004)。

通讯作者: 曾卓雄, 男, 博士后, 教授, 研究领域为航空宇航推进理论与工程。E-mail: zengzhuoxiong@tsinghua.org.cn

场进行了数值研究,分析了凹腔喷射对环形 AVC 涡系结构、流动参数和燃烧室总体性能的影响。王玉龙^[9]对三对钝体布置的 AVC 进行了数值仿真及实验研究,确定了最优的几何结构,并对其冷态流动特性进行了研究。孙海俊等^[10]对燃料横向射流影响下的 AVC 进行了研究,分析了横向射流对凹腔内旋涡结构和燃料分布的影响规律。曾卓雄等^[11]对 AVC 内的速度场、温度场、压力场进行了多场协同分析,并用多场协同原理对燃烧室的流动和传热性能进行了综合评价。Agarwal 等^[12,13]对带导流片的驻涡燃烧室增进行了数值模拟及实验研究,结果显示其燃烧室性能比无导流片的驻涡燃烧室有很大提高。

燃烧室壁面由于受到高温辐射和高温燃气的冲刷,成为发动机内部温度最高、使用寿命最短的部件^[14]。通过对本课题组前期工作的总结发现,虽然引入导流片之后燃烧性能显著改善,但在燃烧室下游近壁区的温度明显较高^[15]。故本文引入冷却空气流对壁面进行冷却,对冷空气不同入射角度($\theta=30^\circ$, 60° 及 90°)以及射流比($R=1.2, 1.35, 1.5, 1.8$ 及 2.0)下的绝热壁面 AVC 冷却及掺混燃烧性能进行数值研究,分析 AVC 壁面气膜冷却效率的变化规律。

2 计算模型及方法

2.1 计算模型及结构参数

AVC 模型如图 1 所示,燃烧室以及导流片结构参数为文献^[15]中确定的最佳结构参数。在工程实际中对燃烧室壁面进行气膜冷却时,大约 $40 \sim 80\text{mm}$ 的距离就要重新布置一道气膜^[16],故本文从 $X=0.15\text{m}$ 处开始每隔 50mm 布置 1 道 2mm 的缝槽喷射冷却空气,共 5 道冷却气膜。

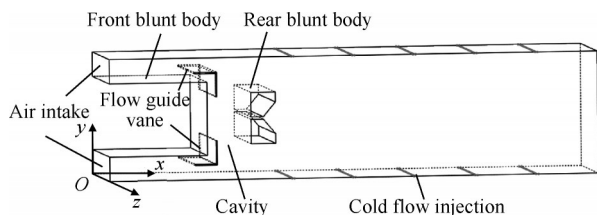


Fig. 1 Geometric model of AVC with flow guide vanes

2.2 边界条件

数值计算采用三维雷诺平均 Navier-Stokes (N-S) 方程,湍流模型为 Realizable $k-\varepsilon$ 模型,近壁面采用标准壁面函数法进行处理,壁面边界条件为无滑移,压力-速度耦合采用 SIMPLE 方法,扩散项采用二阶中心差分,对流项采用二阶迎风差分,采用的(一步)化学动力学模型为甲烷-空气有限速率模型,计算反

应速率模型选涡耗散模型。

燃烧室入口为主流进口,边界条件采用速度入口,入口来流速度为 50m/s ;冷空气入口边界条件同样采用速度入口,速度根据射流比 R (定义为冷空气入射速度与入口主流速度之比)得出, R 分别取 $1.2, 1.35, 1.5, 1.8$ 及 2.0 ,入射角度 θ (射流与主流方向的夹角)分别取 $30^\circ, 60^\circ$ 及 90° ;烧室出口边界条件为压力出口;燃烧室壁面为绝热壁。

2.3 算例验证

为验证本文计算的合理性,将射流比 $R=1.5$ 时,不同入射角度 θ 下燃烧室出口截面燃烧产物 CO_2 质量分数的计算结果与实验结果进行了对比,由图 2 可见,计算结果与实验结果吻合较好。

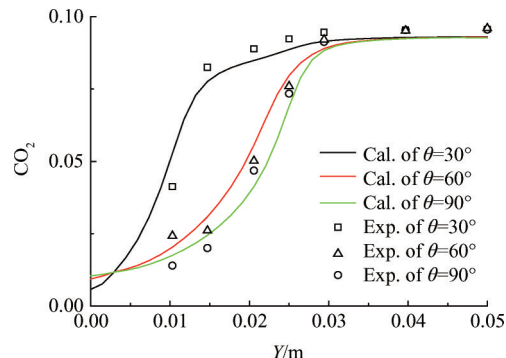


Fig. 2 Comparison of the outlet radial mass fraction of CO_2 ($R=1.5$)

3 计算结果与分析

3.1 燃烧室壁面温度及冷却效率分析

主流速度 50m/s , 温度 300K , 燃气当量比 0.6 , 无冷却时燃烧室壁面温度分布如图 3 所示,由图可见,从主流入口 $X=0$ 到下游某处 $X=0.15\text{m}$,壁面温度均为 300K ,这是因为 AVC 凹腔为点火区,进气通道处燃烧还未发生;从 $X=0.15\text{m}$ 处开始,温度急剧上升, $X>0.20\text{m}$ 时维持在 1900K 左右,远高于目前使用金属材料的许用温度,不能保证燃烧室足够的寿命和可靠性。故需要从 $X=0.15\text{m}$ 处开始引入冷空气流,一方面起到气膜冷却的作用,降低燃烧室壁温;另一方面起到掺混燃烧作用,提高燃烧效率。

为了研究冷气入射角 θ 以及射流比 R 对 AVC 掺混燃烧及冷却性能的影响,本文选取了五组 $R(1.2, 1.35, 1.5, 1.8$ 及 $2.0)$ 与三组 $\theta(30^\circ, 60^\circ$ 及 $90^\circ)$ 进行分析。在研究壁面气膜冷却效果时常引入气膜冷却效率 φ ^[16],计算公式为

$$\varphi = \frac{T_{\text{gas}} - T_{\text{wall}}}{T_{\text{gas}} - T_{\text{cool}}}$$

式中 T_{cool} 为冷却空气温度, T_{wall} 为被冷却壁面温度, T_{gas} 为壁面热侧燃气温度。

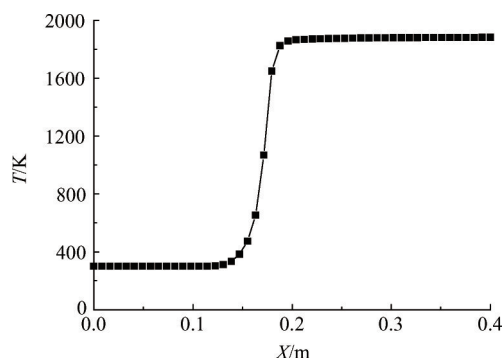
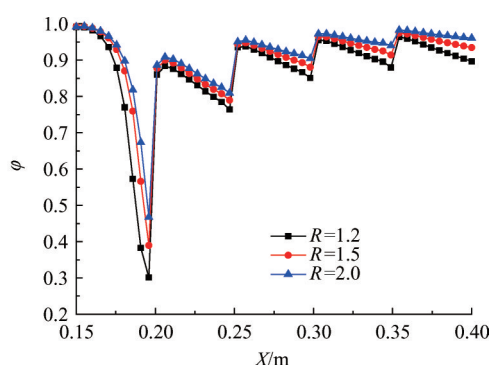
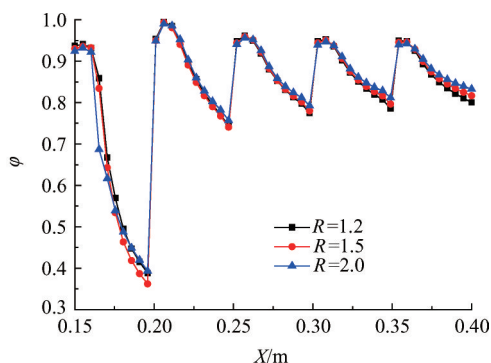


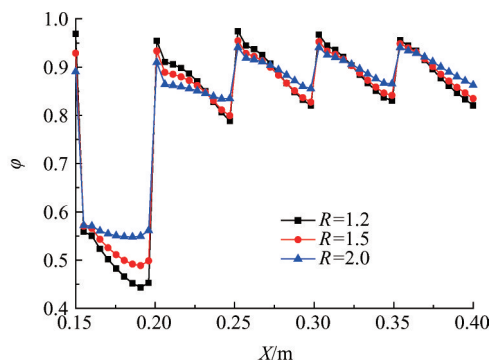
Fig. 3 Wall temperature distribution without cooling



(a) $\theta=30^\circ$



(b) $\theta=60^\circ$

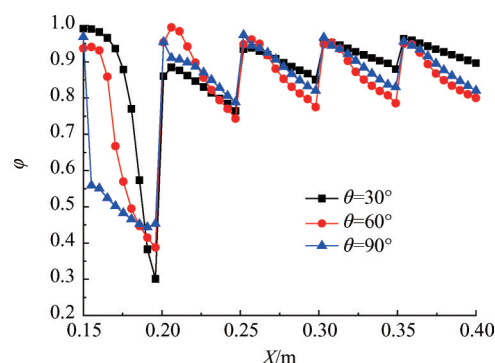


(c) $\theta=90^\circ$

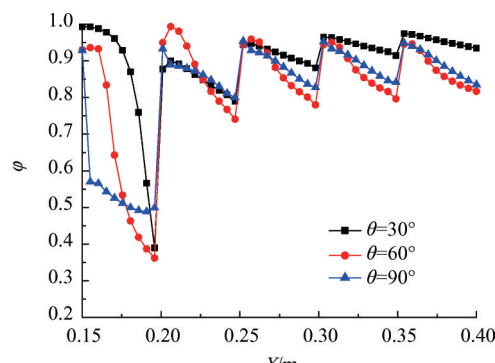
Fig. 4 Distribution of cooling efficiency along the centerline at different R

图4~图5分别显示了不同 R 及 θ 下壁面气膜冷却效率沿 X 向(流向)的变化。根据变化情况分成5个区间 ($0.15\text{m}<X<0.20\text{m}$, $0.20\text{m}<X<0.25\text{m}$, $0.25\text{m}<X<0.30\text{m}$, $0.30\text{m}<X<0.35\text{m}$, $0.35\text{m}<X<0.40\text{m}$) 考虑。由图可见, $0.15\text{m}<X<0.20\text{m}$ 时气膜冷却效率的曲线走势不同于后面4个区间, 此段进来的冷空气由于射流的卷吸作用且距离燃烧室出口有较长的距离, 大部分与高温燃气进行有效混合燃烧, 贴近壁面的冷气量少, 故此段冷却效率迅速降到很低的值。 $X>0.20\text{m}$ 时入射的冷流起到了很好的气膜冷却作用。

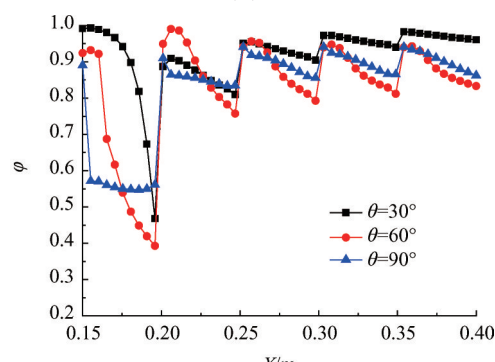
$0.15\text{m}<X<0.20\text{m}$ 时, $\theta=30^\circ$ 时缝槽附近冷却效率缓慢下降, 维持在 0.95 以上; 下游冷却效率迅速下降



(a) $R=1.2$



(b) $R=1.5$



(c) $R=2$

Fig. 5 Distribution of cooling efficiency along the centerline at different θ

直至0.3,表明冷气只在缝槽附近有很好的冷壁作用,而在下游冷却效果较差,主要原因是大部分冷流与高温燃气进行有效燃烧,贴近壁面的冷气量少,故冷却效率较低。 $\theta=60^\circ$ 时此区间冷却效率下降较快,在上游 $R=2.0$ 时冷却效率最低,在下游 $R=1.5$ 时冷却效率最低。冷却效率在缝槽附近即发生突降,其原因是 $\theta=90^\circ$ 时垂直入射的冷气直接进入贯穿段与主流燃气混合,脱离壁面,故此时的冷却效率明显低于其它角度的。但是在此段末端,冷却效率略微有上升的趋势,原因是入射冷流在向下游流动的过程中动量逐渐减小,在主流的作用下再次贴附在燃烧室壁面上。

$0.20\text{m}<X<0.40\text{m}$ 时,各工况下冷却效率均按照缝槽的设置呈现出4个变化区间。 $\theta=30^\circ$ 时各个区间内冷却效率均随着 R 的增大而增大,这是由于此时冷气入射角较小,冷气贴近壁面有很好的冷却作用, R 越大,冷气流量越大,故气膜冷却效率越高。 $\theta=60^\circ$ 时冷却效率曲线整体上近乎重合。 $\theta=90^\circ$ 时各区间内气膜冷却效率变化规律与 30° 及 60° 不同,冷却效率并非随着 R 的增大而单调变化: $0.20\text{m}<X<0.25\text{m}$ 的上游段冷却效率随着 R 的增大而减小,其原因是 $\theta=90^\circ$ 时贴近壁面的冷气量极少, R 越大,冷气动量越大,冷气与燃气之间的相互作用越强,故壁面气膜冷却效率越低; $0.20\text{m}<X<0.25\text{m}$ 的下游段 $R=2.0$ 时冷却效率最高, $R=1.2$ 与 1.5 相差不大。 $0.25\text{m}<X<0.30\text{m}$ 和 $0.30\text{m}<X<0.35\text{m}$ 变化规律类似于 $0.20\text{m}<X<0.25\text{m}$,但在上游段时曲线趋于重合。 $0.35\text{m}<X<0.40\text{m}$ 时壁面气膜冷却效率随着 R 的增大而增大,类似于其他 θ 时冷却效率的变化规律,这是因为在燃烧室下游接近出口处冷气来不及与高温燃气充分混合,主要集中在壁面附近,故冷却效率随 R 的变化呈现出与 θ 较小时一致的规律。

同时由图4,图5可见,各区间内的最大冷却效率均出现在缝槽下游附近区域,并沿流向逐渐降低,这是由下游冷气逐渐离开壁面而与燃气混合造成的。

图6显示了冷流 $R=1.5$ 时,不同 θ 下燃烧室壁面温度分布云图。由图可见冷流的引入使得壁面温度显著降低。 $0.20\text{m}<X<0.40\text{m}$ 时温度均达到很低的值; $0.15\text{m}<X<0.20\text{m}$ 时温度虽较其它区域高,但均小于 1000K ,不仅低于原来燃烧室壁面温度,且符合当前燃烧室壁面材料的许用温度范围。

图7为不同 θ 对流场的影响。在 R 一定的情况下,随着 θ 的增大,后钝体尾部的回流区长度增大,主要是因为动量纵向分量随着 θ 的增大而增大,而动量

分量对主流有较大的影响。随着 θ 的增大,从下游到出口的速度增大,这是因为射流动量增大了。当 $\theta=90^\circ$ 时,近壁面处存在低速回流区,这是因为射流在背风面形成了旋涡。

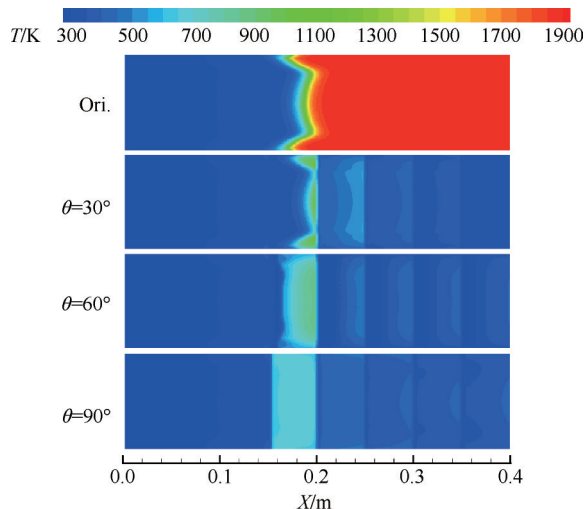


Fig. 6 Distribution of wall temperature at different θ ($R=1.5$)

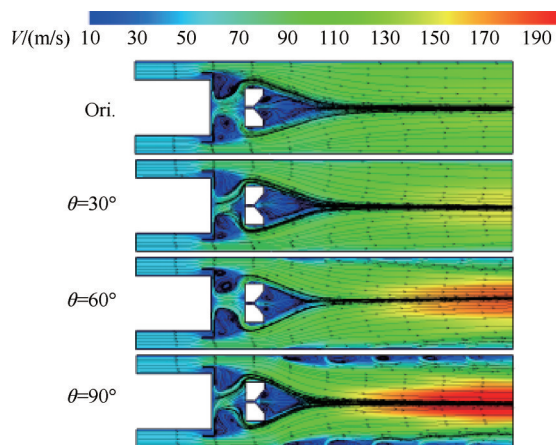


Fig. 7 Effects of θ on flow field ($R=1.5$)

3.2 燃烧室性能指标分析

3.2.1 总压损失

图8显示了 R 及 θ 对燃烧室总压损失系数的影响,可见对于恒定的 R ,总压损失随着 θ 的增大而增大,原因是 θ 越大,冷气与主流燃气的作用越显著,对主流的阻碍作用增强。

在冷流入射与掺混燃烧共同作用下,由 R 增大引起的燃烧室总压损失没有呈现单调的变化趋势,有可能增大,也有可能减小或差别不大。 $\theta=30^\circ$ 时, R 越大压损越小,原因是入射的冷气会与主流发生掺混而产生压损,但入射的冷气相当于给主流燃气注入了新的动量,从而影响到气流的总压损失。 $\theta=60^\circ$ 时,压损相差不大。 $\theta=90^\circ$ 时, R 越大压损越大,原因

一方面是 R 增大,冷气动量增大,对主流燃气的影响区域增大,甚至在入射流背侧产生旋涡,故压损显著增大;另一方面 R 较大时冷气与主流燃气的掺混性好,燃烧室升温较大,也会引起一部分总压损失。

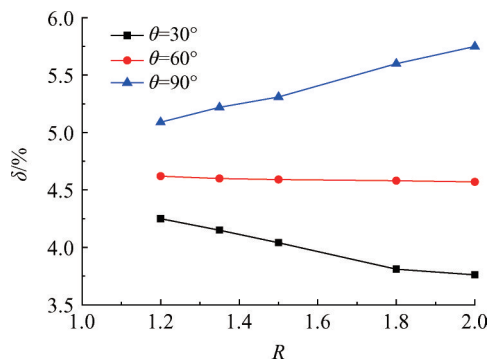


Fig. 8 Effects of R and θ on total pressure loss coefficient

3.2.2 燃烧效率

图9显示了 R 及 θ 对燃烧效率 η 的影响,可见 $\theta=30^\circ$ 时, η 受 R 的影响较小,原因是 θ 在该值时冷气均在近壁面发挥冷壁作用,与燃气掺混不显著,故对 η 影响不大。 $\theta=90^\circ$ 时, η 随着 R 的增大而增大,原因此入射角下冷气穿透性以及燃气掺混作用强,冷气流量及动量的增大使燃烧强化。

$R=1.2, 1.35$ 及 1.5 时, η 随 θ 的变化幅度较小,当 $R=1.8$ 及 2.0 时, η 随 θ 的增大而增大, $\theta=90^\circ$ 的 η 比 $\theta=30^\circ$ 增加了 0.5% 左右,这是因为此时冷气量多, θ 越大冷气与燃气掺混越强,使得更多未燃尽成分参与燃烧,故 η 增大。在 R 及 θ 各种组合下 η 均达到 99% 。

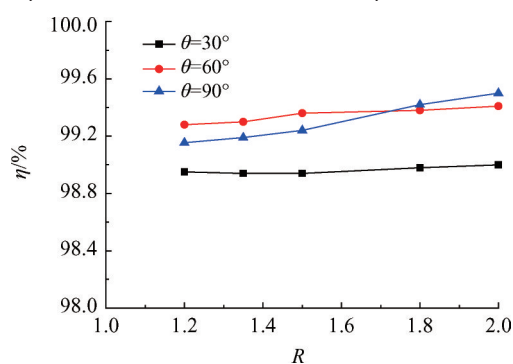


Fig. 9 Effects of R and θ on combustion efficiency

3.2.3 出口温度分布

图10显示了 R 及 θ 对燃烧室出口温度分布系数 $OTDF$ 的影响,可见 $\theta=30^\circ$ 时 $OTDF$ 均在 0.3 左右,符合燃气轮机 $0.25 \sim 0.35$ 的范围, $\theta=60^\circ$ 和 90° 时 $OTDF$ 值较大。 $OTDF$ 随着 R 及 θ 的增大而单调增大,即出口温度场变差,表明入射冷流对燃烧室出口温度场影响较大,这是因为冷气在燃烧室壁面附近形成了

低温区,使得出口温度不均匀。故应尽可能降低 R 及 θ ,减少壁面冷气量,以获得较均匀的出口温度场。

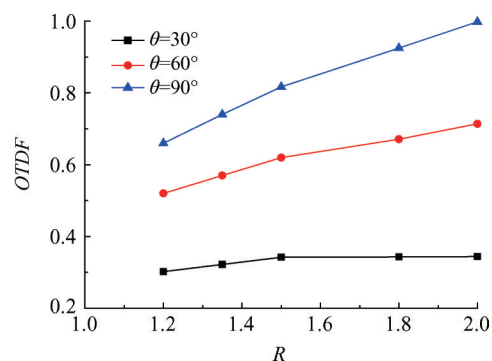


Fig. 10 Effects of R and θ on $OTDF$

图11显示了 $R=1.5$ 与不同 θ 组合下的燃烧室出口径向温度分布,可见温度呈现出中间区域高,两边靠近壁面区域低的分布规律,这是因为冷气主要与壁面附近区域高温燃气混合,而中心区域燃气温度仍较高。 θ 越小,出口高温分布越广且均匀,这与图10规律一致,这是因为 θ 越小,冷气在垂直方向的动量分量越小,对径向温度影响范围越小。

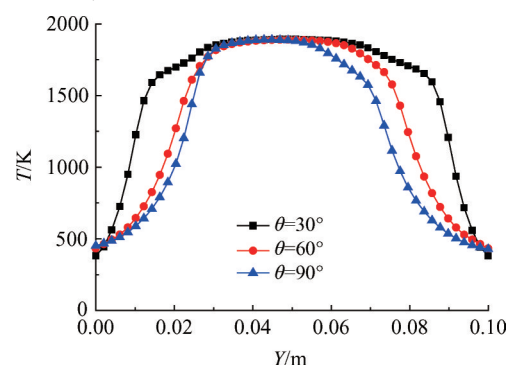


Fig. 11 Effects of θ on outlet radial temperature distribution ($R=1.5$)

3.2.4 平均气膜冷却效率

图12显示了 R 及 θ 对壁面平均冷却效率 φ_{ave} 的影响。由图可见,取平均值后的冷却效率 φ_{ave} 随着 R 的增大而增大,这是因为 R 较小时,入射的冷气动量

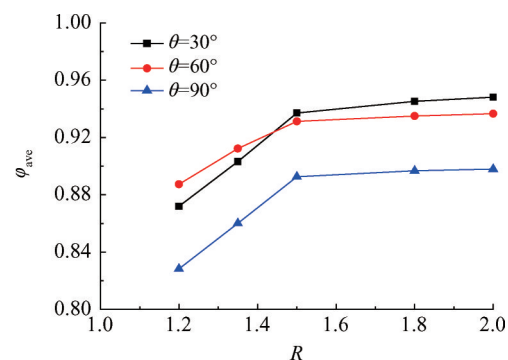


Fig. 12 Effects of R and θ on average cooling efficiency

小,与主流燃气掺混作用弱,冷气主要贴附在壁面。

$R=1.2$ 时, $\theta=90^\circ$ 的 φ_{ave} 最小,这是因为冷气以 90° 入射后主要与主流燃气进行反应,故壁面附近冷气较少; $\theta=60^\circ$ 的 φ_{ave} 最大, $\theta=30^\circ$ 的 φ_{ave} 居中。 $R=1.5\sim 2.0$ 时, φ_{ave} 随着 θ 的增大而减小,这是因为 R 较大时冷气初始动量大,迅速与主流掺混而脱离壁面,且 θ 越大掺混作用越强。

4 结 论

通过本文研究,得到以下结论:

(1)第1道缝槽入射冷流主要参与燃烧,后4道发挥较好的气膜冷却作用。各区间的冷却效率均沿流向降低。

(2)总压损失随着 θ 的增大而增大。 $\theta=30^\circ$ 时, R 越大压损越小; $\theta=60^\circ$ 时,压损相差不大; $\theta=90^\circ$ 时, R 越大压损越大。

(3) $\theta=30^\circ$ 时,燃烧效率 η 受 R 的影响较小; $\theta=90^\circ$ 时, η 随着 R 的增大而增大。 $R=1.2, 1.35$ 及 1.5 时, η 随 θ 的变化幅度较小; $R=1.8$ 及 2.0 时, η 随 θ 的增大而增大。

(4)燃烧室出口温度分布呈现中间区域高,两边靠近壁面区域低。 $OTDF$ 随着 R 及 θ 的增大而单调增大。

参考文献:

- [1] 吴泽俊,何小民,洪 亮,等. 采用离心喷嘴的单凹腔驻涡燃烧室点火与贫熄特性[J]. 推进技术, 2015, 36(4): 601-607. (WU Ze-jun, HE Xiao-min, HONG Liang, et al. Ignition and Lean Blowout Characteristics of a Single-Cavity Trapped Vortex Combustor Utilizing Pressure Swirl Atomizer[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(4): 601-607.)
- [2] Deng Y B, Su F M. Low Emissions Trapped Vortex Combustor[J]. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 2016, 88: 33-41.
- [3] Kumar P K E, Mishra D P. Flame Stability Characteristics of Two-Dimensional Trapped Vortex Combustor[J]. *Combustion Science and Technology*, 2016, 188: 1283-1302.
- [4] Jin Y, He X, Zhang J, et al. Numerical Investigation on Flow Structures of a Laboratory-Scale Trapped Vortex Combustor[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2014, 66(1): 318-327.
- [5] Edmonds R G, Steele R C, Williams J T, et al. Ultra-Low NO_x Advanced Vortex Combustor[R]. *ASME 2006-GT-90319*.
- [6] 邓洋波,孙海涛,王玉龙,等. 氢燃料先进旋涡燃烧室流动和燃烧特性[J]. 航空动力学报, 2013, 28(1): 120-128.
- [7] 韩启龙. 中心驻体式驻涡燃烧室实验和数值研究[D]. 大连:大连海事大学, 2013.
- [8] 韩吉昂,李晓东,钟兢军. 环形中心钝体驻涡燃烧室驻涡腔有无喷射的对比[J]. 航空动力学报, 2015, 30(2): 331-340.
- [9] 王玉龙. 三对钝体布置先进旋涡燃烧室流动特性研究[D]. 大连:大连海事大学, 2013.
- [10] 孙海俊,曾卓雄,徐义华,等. 横向射流对凹腔湍流特性影响的数值模拟[J]. 推进技术, 2014, 35(1): 54-61. (SUN Hai-jun, ZENG Zhuo-xiong, XU Yi-hua, et al. Effects of Flow Guide Vanes Structure Parameters on Characteristics of Advanced Vortex Combustor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(1): 54-61)
- [11] 曾卓雄,王志凯. 先进旋涡燃烧室多场协同分析[J]. 推进技术, 2015, 36(12): 1859-1867. (ZENG Zhuo-xiong, WANG Zhi-kai. Numerical Analysis of Multi-Field Synergy in Advanced Vortex Combustor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(12): 1859-1867.)
- [12] Agarwal K K, Ravikrishna R V. Experimental and Numerical Studies in a Compact Trapped Vortex Combustor: Stability Assessment and Augmentation[J]. *Combustion Science and Technology*, 2011, 183(12): 1308-1327.
- [13] Agarwal K K, Krishna S, Ravikrishna R V. Mixing Enhancement in a Compact Trapped Vortex Combustor[J]. *Combustion Science and Technology*, 2013, 185(3): 363-378.
- [14] 黄 勇. 燃烧与燃烧室[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2009.
- [15] 王志凯,曾卓雄,徐义华,等. 导流片结构参数对先进旋涡燃烧室性能影响研究[J]. 推进技术, 2015, 36(3): 405-412. (WANG Zhi-kai, ZENG Zhuo-xiong, XU Yi-hua, et al. Effects of Flow Guide Vanes Structure Parameters on Characteristics of Advanced Vortex Combustor [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(3): 405-412.)
- [16] 王 璐. 某型驻涡燃烧室冷却技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2012.

(编辑:张荣莉)