

驻涡燃烧室凹腔流场结构实验^{*}

刘玉英, 李瑞明, 杨茂林, 樊未军

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 驻涡燃烧室采用凹腔结构稳定火焰, 研究凹腔内不同燃料与空气喷射情况下的流场结构非常重要。采用粒子成像测速仪 (PIV) 测量了驻涡燃烧室凹腔在不同主流速度下的流场, 并对比分析了凹腔进气结构分别为不开冷却缝及油气渗混孔、开冷却缝不开油气渗混孔、开冷却缝和后体油气渗混孔、开冷却缝和前体油气渗混孔时的流场结构。研究结果表明, 不同主流速度下所设计的不同凹腔进气结构均能在腔内形成稳定的涡, 冷却缝对流场的影响较小, 凹腔油气渗混孔在开孔截面上对流场及涡核中心位置的影响较大。

关键词: 驻涡燃烧室; 凹腔; 流动分布; 粒子成像测速仪

中图分类号: V235.113

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2010) 01-0029-05

Experiment on flow field of cavity in trapped vortex combustor

LIU Yu-ying LI Ruiming YANG Mao-lin FAN Wei-jun

(Coll. of Energy and Power Engineering, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract The flow field in the cavity of trapped vortex combustor (TVC) is important because the cavity can provide good flame stability via trapping vortex. Under various main flow rate conditions, particle image velocimetry (PIV) was used to experimentally study the flow field inside the cavity with four kinds of fuel and air supply structures, which were natural cavity without fuel injection orifices and cooling air slots, cavity with cooling air slots but no fuel injection orifices, cavity with cooling air slots and front or back wall fuel injection orifices. It shows that stable vortex is trapped in the cavity with various fuel and air supply structures under different main flow velocity in this experiment. Cooling air slots has little effects on the cavity flow field, but fuel injection orifices have a greater impact on the flow field and the center of vortex core in the injection section.

Key words Trapped vortex combustor; Cavity; Flow distribution; Particle image velocimetry

1 引 言

作为一种新概念燃气轮机燃烧室, 驻涡燃烧室 (TVC: Trapped Vortex Combustor) 以其低贫油熄火边界、低 NO_x 排放、优秀的高空再点火能力等优点而受到广泛关注。从 1995 年 Hsu 等人^[1]提出 TVC 概念开始, 到 2001 年 Roquemore 等人^[2]指出以美国为首的 TVC 研究已经发展到了第四代。近年来国外相关研究工作仍以第四代 TVC 为对象, 如 Mayer (2002)^[3]、Hendricks (2004)^[4]及 Brankovic (2005)^[5]等人采用光学测试手段及数值模拟方法分别对带二通道、三通道扩压器的第四代 TVC 燃烧性能和污染

排放等进行了测试、验证与分析。相比之下, 我国关于驻涡燃烧室的研究工作起步较晚, 但目前已逐步开展了关于 TVC 火焰稳定、点火与熄火性能验证等方面的初步研究工作^[6~8]。不同于传统的旋流稳焰燃烧室, TVC 采用凹腔结构稳定火焰。驻涡燃烧室可以以燃料单独供入凹腔或者燃料同时供入凹腔与主流的分级燃烧方式运行^[3], 因此组织凹腔燃烧是该技术的关键所在。

当 TVC 凹腔的基本几何结构尺寸和凹腔燃料和空气喷射位置设计合理时, 凹腔内会产生稳定火焰的回流区。Hsu 等人^[1, 9]、Sturgess & Hsu^[10]最早通过研究凹腔长度、前体直径及后体长度对燃烧室压降、

* 收稿日期: 2008-10-13 修订日期: 2009-08-18

基金项目: 航空科学基金资助项目 (2006ZB51021)。

作者简介: 刘玉英 (1974—), 女, 博士, 副教授, 研究领域为航空发动机燃烧室。E-mail: yylia@buaa.edu.cn

贫油熄火极限、主流的卷吸及火焰结构等的影响,已经为 TVC 的设计提供了切实可行的依据。对一定尺寸的凹腔结构而言,凹腔内的燃料与空气喷射情况对凹腔内的局部当量比、混合、停留时间及涡的稳定性等均会产生影响,因此凹腔内的流场结构是研究 TVC 燃烧特性的一个关键问题。文献研究表明, TVC 的凹腔燃料与空气可由后体^[1 2 9 10]或前体供入^[2~5],同时凹腔前、后体及顶部还需考虑供入冷却空气^[2 11]。凹腔燃料与空气供入位置不同,会引起凹腔内涡形的改变,当燃料由前体供入位置不同时甚至会引起凹腔驻涡形式由单涡结构变成双涡结构。但是这些不同的供燃供气方式、位置有何区别目前仍不太清晰,因此本文拟对凹腔流场结构展开研究,为进一步研究驻涡燃烧室燃烧性能打下基础。

2 实验方法及内容

图 1 给出了已有文献报道^[1~5 9~11]的驻涡燃烧室凹腔燃料与空气供给方式示意图,图中 A 表示空气, F 表示燃料,括号中的 M 表示主流, C 表示冷却。本文以图 1(a)所示的凹腔后体供油及图 1(b)~(d)所示的凹腔前体供油式单涡驻涡燃烧室为基础,设计了如图 2 所示的二元矩形驻涡燃烧室,并采用粒子成像测速仪 (PIV) 对凹腔内的流场结构进行实验研究。

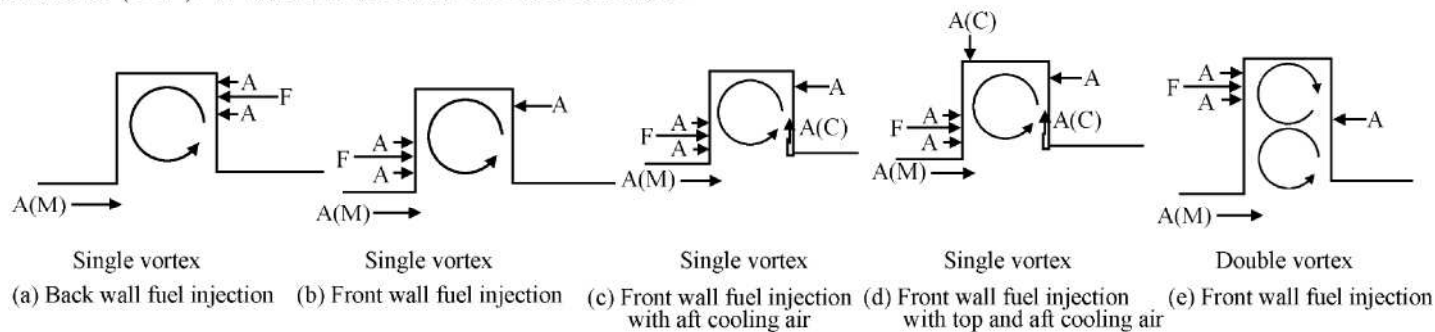


Fig 1 Schematic of fuel and air injection method of cavity in TVC^[1~5 9~11]

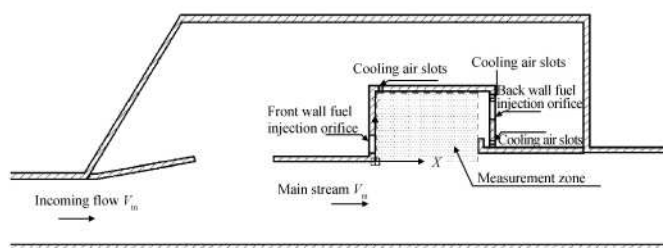


Fig 2 Schematic of TVC cavity test rig for flow field measurement using PIV

3 实验结果与讨论

图 3 给出了凹腔不开冷却缝和油气渗混孔 (结

与已有工作不同,实验中主流与凹腔进气不进行单独控制,而是采用了更接近真实供气条件的模拟扩压通道。根据对称性,实验模型取驻涡燃烧室一半作为研究对象,模型燃烧室凹腔长 60 mm,前体高 40 mm,后体高 32 mm,主流通道高 50 mm,矩形燃烧室模拟双头部进气结构,宽 144 mm。凹腔前、后体及顶部冷却缝宽均为 2 mm,前、后体油气渗混孔均为 $2 \times \phi 10$ 两孔中心均位于对称面两侧 36 mm 处,且前、后体油气渗混孔距凹腔顶部分别为 30 mm 和 11 mm,实验中各冷却缝和油气渗混孔可根据要求进行密封。由于激光源布置及试验件反光等原因,图 2 中虚线内点状阴影区域为 PIV 测试区域,凹腔前体底端为坐标原点。前方来流与主流通道利用皮托管测速,实验主流速度 V_m 约 15~60 m/s 左右 (对应来流速度 V_{in} 约 20~75 m/s)。测量截面为凹腔中心对称面或油气渗混孔开孔截面。

本文实验研究凹腔进气结构以不开冷却缝及油气渗混孔的自然凹腔 (结构 iv) 为基准,对比研究了仅开前体/顶部/后体冷却缝凹腔 (结构 ⑤)、带冷却缝且开后体油气渗混孔凹腔 (结构 ④) 及带冷却缝且开前体油气渗混孔凹腔 (结构 ⑥) 在不同主流速度下的流场结构。

构 iv), 来流速度 V_{in} 为 74.3 m/s 时 (对应主流速度 V_m 为 58.5 m/s) 凹腔中心对称面上的平均速度矢量场,图中色标表示速度值大小。可以看出,本文所设计的实验模型驻涡燃烧室凹腔内形成了稳定的环形涡。需要指出的是,实验中另外三种凹腔进气结构在实验范围各种来流条件下都形成了与图 3 类似稳定的环形涡,限于篇幅,不同速度下的可视化流场不再列出。

图 4 至图 7 给出了在来流速度约 60 m/s 时凹腔进气结构分别为不开冷却缝和油气渗混孔 (iv)、仅开各冷却缝 (⑤)、开冷却缝及后体油气渗混孔 (④) 及开冷却缝及前体油气渗混孔 (⑥) 四种情况的平均

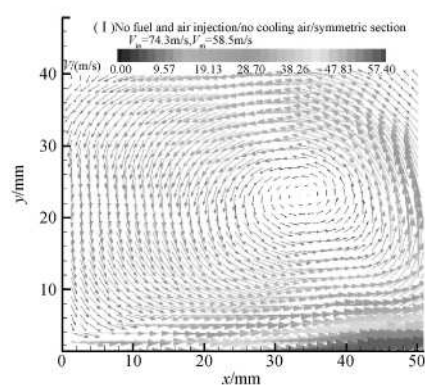


Fig 3 Velocity vector field
of natural cavity (iv)

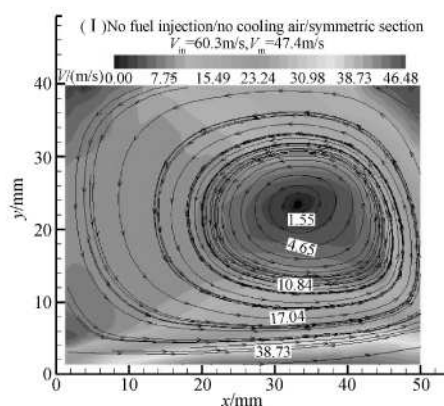


Fig 4 Velocity field of cavity iv

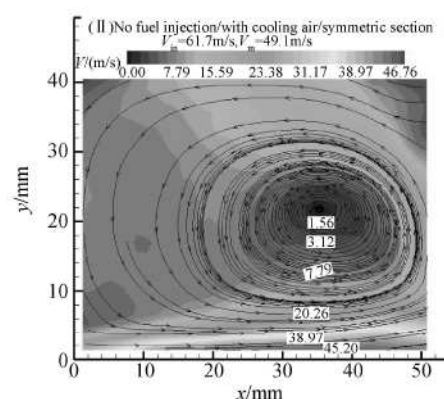
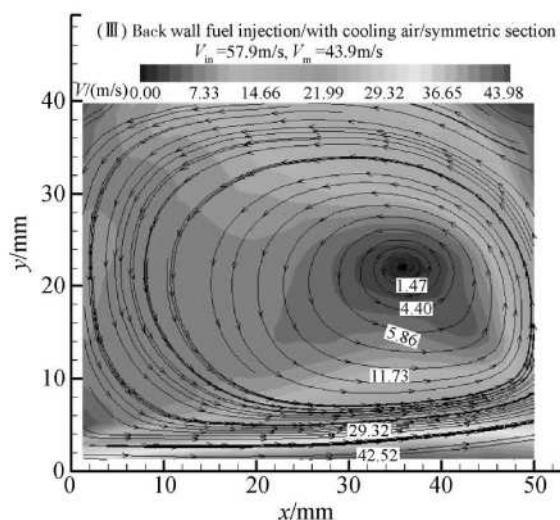
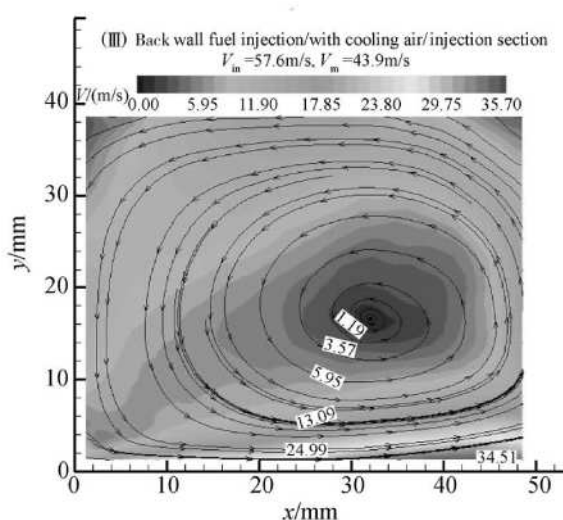


Fig 5 Velocity field of cavity (v)

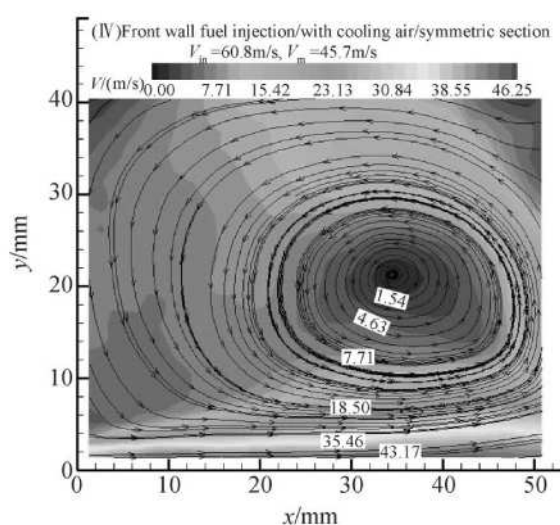


(a) Symmetric section

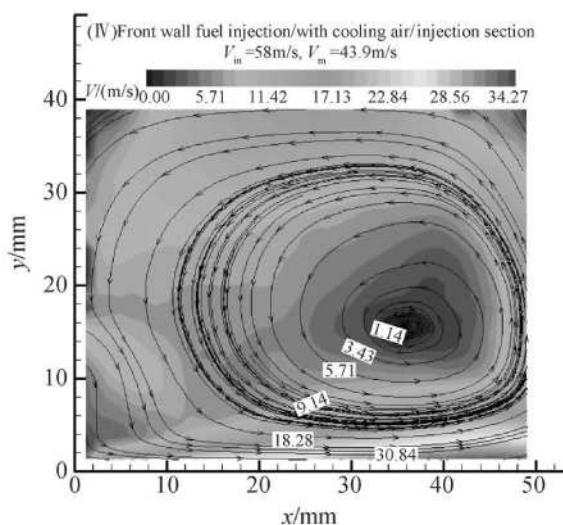


(b) Injection section

Fig 6 Velocity field of cavity (vi)



(a) Symmetric section



(b) Injection section

Fig 7 Velocity field of cavity (vii)

速度场等势图, 其中结构 I 和结构 II 给出凹腔中心对称面速度场, 结构 III 和 IV 还给出了开孔截面上的速度场, 图中色标表示速度值。图 8 给出了上述四种结

构在主流速度改变时涡心位置 (X_c , Y_c) 的变化情况。由图 4 至图 7 的比较可以看出, 当来流速度一定时, 凹腔进气结构不同, 凹腔内均可形成稳定的涡, 这对

火焰稳定性非常必要,但腔内涡的形态有所不同,同时涡心位置也略有变化,可结合图 8 进行进一步分析。由图 8 可以看出,进气结构 iv, ㊦ 的涡心位置 (X_c , Y_c) 对主流速度都不敏感,且涡心大约位于凹腔中央,可以看出,冷却缝对环形涡的形态及涡心影响很小;进气结构 ㊤ ㊦ (模拟后体、前体供油) 在中心截面上随着主流速度增大涡心位置基本不变;进气结构 ㊤ (模拟后体供油) 开孔截面的涡心位置随着主流速度增大在轴向上几乎不变 (X_c 不变),但在径向上略向凹腔下部的主流方向移动 (Y_c 减小),这是由于主流速度增大的同时,后体油气掺混孔进气速度也增大引起的;进气结构 ㊦ (模拟前体供油) 开孔截面的涡心位置随着主流速度增大在轴向上略向凹腔后体移动 (X_c 增大),径向上略向主流方向移动 (Y_c 减小),这是由于主流速度增大的同时前体油气掺混孔处局部气流速度也增强,而后体的顶部冷却缝进气速度不大引起。从流场结构的整体分布来看,事实上凹腔采用进气结构 ㊤ (模拟后体供油) 或 ㊦ (模拟前体供油) 的区别并不大,但在实际应用中,前体进气方式可能更有利于燃烧室整体设计布局及燃油雾化。但是,根据上述实验结果分析可见,采用前体进气方式 (进气结构 ㊦) 给凹腔提供燃料时,后体顶部需要供入更多的空气以加强涡,从而确保涡心在更宽范围的主流速度条件下不移向后体,从而造成后体冷却更为严峻的考验。

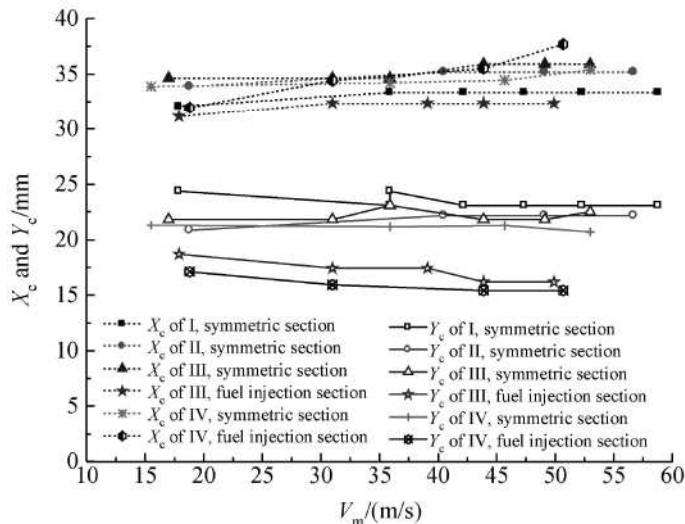


Fig 8 Variation of the vortex core center (X_c , Y_c) with main flow velocity V_m for four cavity structures

4 结 论

驻涡燃烧室凹腔流场结构是研究 TVC 燃烧特性

的关键问题之一,凹腔内的燃料与空气喷射情况对腔内的涡稳定性、局部当量比、反应物的混合及停留时间等均会产生影响。本文利用 PM 对驻涡燃烧室在凹腔进气结构分别为不开冷却缝和油气掺混孔 (iv)、仅开各冷却缝 (㊦)、开冷却缝及后体油气掺混孔 (㊤) 及开冷却缝及前体油气掺混孔 (㊦) 四种情况下,不同主流速度的流场结构进行了实验分析与研究。研究结果表明:

(1) 四种凹腔进气结构在实验范围内的不同主流速度下均能形成稳定的环形涡,进一步验证了所设计模型燃烧室凹腔基本几何尺寸的合理性。环形涡的形成使离涡心较近的流体回流入凹腔,在燃烧状态下,回流流体中含有热产物及反应基,利于点燃新加入的油气混合物,这也是 TVC 表现出优秀稳定性的关键所在。

(2) 当来流速度一定时,凹腔进气结构不同,凹腔内均可形成稳定的涡,但腔内涡的形态有所不同,同时涡心位置也发生改变。

(3) 不开冷却缝和油气掺混孔的自然凹腔 (iv) 和仅开冷却缝的凹腔进气结构 (㊦) 的流场与涡心位置随主流 (或来流) 速度的变化不敏感,表明冷却缝对涡的影响不大。开冷却缝及后体油气掺混孔 (㊤) (模拟后体进油) 及开冷却缝及前体油气掺混孔 (㊦) (模拟前体进油) 的进气结构在中心对称截面上涡心位置随主流速度增大基本不变,在开孔截面上随主流速度增大涡心在径向上均略向主流方向下移,在轴向上后体供油时 (㊤) 基本不变,但前体供油时 (㊦) 涡心向后体方向右移,这是由主流速度增大的同时油气掺混孔处局部气流速度也增强而引起。

(4) 凹腔前体进气与后体进气方式流场结构差别不大,均能在凹腔内形成稳定的涡。前体进气方式在实际中更有利于燃烧室整体设计布局及燃油雾化,但需注意前方进气方式涡的形态及涡心位置与凹腔后体顶部冷却缝的进气速度密切相关,需要以较强的速度加强涡的形成,否则会引起涡心向后体偏移,从而造成后体烧蚀甚至火焰不稳定。

参考文献:

- [1] Hsu K Y, Goss L P, Trump D D, et al Performance of a trapped-vortex combustor [R]. AIAA 95-0810
- [2] Roquemore W M, Dale Shouse, Dave Burnus, et al Trapped vortex combustor concept for gas turbine engines [R]. AIAA 2001-0483

- [3] Meyer T R, Brown M S, Fonov S, et al. Optical diagnostics and numerical characterization of a trapped-vortex combustor [R]. *AAIA* 2002-3863.
- [4] Hendricks R C, Shouse D T, Roquemore W M, et al. Experimental and computational study of trapped vortex combustor sector rig with tripass diffuser [R]. *NASA/TM*-2004-212507.
- [5] Brankovic A, Ryder R C, Hendricks R C, et al. Emissions prediction and measurement for liquid-fueled TVC combustor with and without water injection [R]. *NASA/TM*-2005-21344151.
- [6] 孔昭健, 樊未军, 易 琪, 等. 采用蒸发管供油的驻涡燃烧室点火及贫油熄火物性 [J]. *航空动力学报*, 2007, 22(7): 1132~ 1137.
- [7] 邢 菲, 樊未军, 柳 杨, 等. 油气匹配及后体进气量对 TVC 燃烧性能的影响 [J]. *航空动力学报*, 2008, 23(5): 871~ 876.
- [8] 邢 菲, 樊未军, 柳 杨, 等. 凹腔油气匹配对驻涡燃烧室点火性能影响试验 [J]. *推进技术*, 2008, 29(4). (XING Fei, FAN Wei-jun, LIU Yang, et al. Ignition and lean blow out performance of TVC with different fuel/air matching forms [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2008, 29(4).)
- [9] Hsu K Y, Goss L P, Roquemore W M. Characteristics of a trapped-vortex combustor [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1998, 14(1): 57~ 65.
- [10] Sturgess G J, Hsu K Y. Entrainment of mainstream flow in a trapped-vortex combustor [R]. *AAIA* 97-0261.
- [11] Johnson A W, Wade R A, Mongia H C, et al. Methods for decreasing combustor emissions [R]. *US* 2002/0112482 A1.

(编辑: 梅 瑛)

(上接第 4 页)

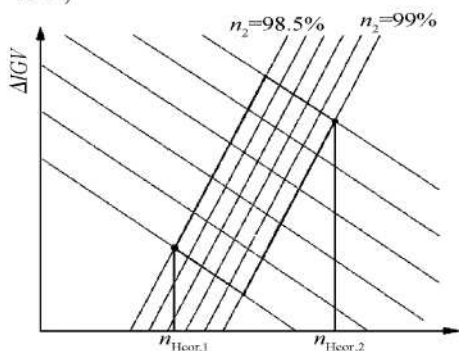


Fig 6 Determine method of T_4^* and thrust index

$F_{min\ SLS}$ 进行反计算, 对应 M 点涡轮前温度为 $T_{4\ min}^*$ 。

此平行四边形最右端点为 M 点性能验收时地面最大换算转速 $n_{Hcor,2}$, 用发动机性能计算程序可得, 此时发动机推力为 $F_{min\ SLS} + 314$, 对应 M 点的涡轮前温度为 $T_{4\ mid}^*$ 。

所以, 考虑到工程应用和发动机性能固有的分散性, 该发动机性能验收指标定为 $T_{4\ min}^* < T_{4\ MM\ ax}^* < T_{4\ mid}^*$ 时地面验收推力应不小于 $F_{min\ SLS}$, 而当 $T_{4\ MM\ ax}^* > T_{4\ mid}^*$ 时, 发动机推力裕量较大, 不用进行推力性能的检验试车。

5 结 论

(1) 由于某型发动机不存在与空中性能验收点完全相似的地面试车状态, 所以地面试车验收发动机空中性能点采用的是近似相似的工程化方法。

(2) 利用 $n_{Hcor} \sim \Delta GV$ 之间的对应关系, 可以确定发动机空中性能验收点与地面验收试车的近似相似工作点。

(3) 由于是近似相似状态, 所以截面参数的换算系数并不相同。利用发动机稳态性能计算程序, 通过两状态的计算分析, 此系数是可求的, 其精度能满足发动机性能验收的需要。

(4) 为了验收方便, 推力性能验收指标是以地面试车推力确定的, 指标的确定不仅需要考虑验收区域的性能变化, 而且也需要考虑发动机性能固有的分散度。

参考文献:

- [1] Espinosa Angel M. Integration of turbine engines in hypersonic airbreathing vehicles [R]. *AAIA* 2003-4408.
- [2] Dr Snyder Lynn E, Escher Daric W. Turbine based combination cycle (TBCC) propulsion subsystem integration [R]. *AAIA* 2004-3649.
- [3] Timothy Kokan, Olds John R, Virgil Hutchinson, et al. A TSTO hypersonic vehicle concept utilizing TBCC and HEDM propulsion technologies [R]. *AAIA* 2004-3728.
- [4] 吴大观. 涡轮风扇发动机及其系统的性能研究 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1986.
- [5] 骆广琦. 航空燃气涡轮发动机数值仿真 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.

(编辑: 梅 瑛)