2010年 11月 北京航空航天大学学报 November 2010
第36卷 第11期 Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics Vol. 36 No. 11

旋转状态下涡轮叶片压力面气膜冷却特性

李国庆 邓宏武 肖 俊

(北京航空航天大学 航空发动机气动热力重点实验室，北京 100191)

摘 要：通过1.5级涡轮叶片旋转气膜冷却实验，揭示了整级涡轮叶片在旋转状态下的气膜冷却规律.实验中，主流雷诺数为8×10^4，旋转数分别为2.092，2.324和2.448，吹风比从0.3到3.0变化，冷却工质分别采用空气和二氧化碳，对应射流主流密度比分别为1.03和1.57.叶片表面喷有宽幅液晶，通过高精度CCD相机得到表面温度场.结果表明：压力面上，气膜冷却效率随吹风比的增大而升高，随旋转数的增大而降低；气膜轨迹向高半径方向偏转，偏转程度随旋转数的增大而加剧；提高射流主流密度比，有利于提高冷却效率.

关 键 词：气膜冷却；涡轮叶片；冷却效率；旋转

中图分类号：V 231.1

文献标识码：A **文 章 编 号**：1001-5965(2010)11-1286-04

Film cooling characteristics on pressure side of rotating turbine blade

Li Guoqing Deng Hongwu Xiao Jun

(National Key Laboratory on Aero-Engines, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Experimental investigations were carried on to indicate the rotating film cooling characteristics in a 1.5 turbine stage. The length of the tested blade in chordwise and spanwise was 124.3 mm and 99 mm respectively with a 4 mm film hole in the middle span oriented 28° to the tangential of the pressure side in streamwise. The mainflow Reynolds number Re_g was 8×10^4. The blowing ratio varied from 0.3 to 3.0. Three rotating number (Rt) of 2.092, 2.324 and 2.448 were focused on. Air and CO_2 worked as coolant to achieve the coolant to mainflow density ratio of 1.03 and 1.57 respectively. Thermo liquid crystal was employed to show the temperature distribution on pressure side surface which was captured by CCD. Results show that the film cooling effectiveness is increased with the blowing ratio rising while it is decreased with the Rt rising. Meanwhile, increasing Rt could lead the film trajectory to deflect more centrifugally. But it deflect less centrifugally with the blowing ratio rising under the same Rt. High density ratio could improve the film cooling effectiveness dramatically.

Key words: film cooling; turbine blade; effectiveness; rotating

现代航空发动机的发展，为了提高循环热效率，要求涡轮进口温度不断升高.气膜冷却是保证较高的涡轮进口温度的重要技术之一.深入研究气膜冷却，有利于提高航空发动机的整体性能.

当前有关气膜冷却的研究集中在静止状态.旋转方面的研究，由于其固有的难度，相对较少.文献[1]系统地阐述了气膜冷却的两个评价指标：冷却效率和换热系数.文献[2]在一个低速大尺寸的第1级高压涡轮模型上研究了转子叶片的气膜冷却.文献[3]运用传热传质的方法在低速静止叶栅和旋转叶片上进行了气膜冷却效率实验.文献[4]在一个整级冷却的亚声速涡轮级中进行了时间平均的换热实验，指出横向混合对边界层的影响不同引起压力面和吸力面冷却特性的差别.文献[5]运用压敏漆(PSP, Pressure Sensitive Paint)测试技术，在一个3级轴流涡轮的第1级动叶测量了燃气涡轮叶片前缘两排气膜孔在旋转状态下的详细冷却效率分布.文献[6]采用数值模

收稿日期：2009-10-23

作者简介：李国庆(1981－)，男，河北灵寿人，博士生，liguoqing@sjp.buaa.edu.cn.

拟的方法研究了 1.5 级涡轮的气膜冷却效率.文献[7]用三维 N-S 程序计算了旋转气膜冷却涡轮叶片的冷却效率.国内方面,文献[8]研究了某小型燃气轮机旋转状态下复合角对叶片表面气膜冷却效果的影响,结果表明,压力面上,复合角有利于提高气膜冷却效果,而吸力面上复合角的作用不大.文献[9]研究了 1.5 级涡轮叶片旋转状态下的气膜冷却效率,比较了吹风比、密度比对气膜冷却特性的影响.

本文对整级涡轮叶片气膜冷却的研究,国内尚属首次.为了更清楚地认识旋转状态下的气膜冷却特性,本文着重研究吹风比、密度比和旋转数对整级涡轮叶片压力面单孔气膜冷却的影响.

1　实验设备

1.1　实验台介绍

实验在北京航空航天大学航空发动机气动热力国防重点实验室新建的低速、大尺寸 1.5 级涡轮叶片气膜冷却循环热风洞上完成.实验台结构如图 1 所示.

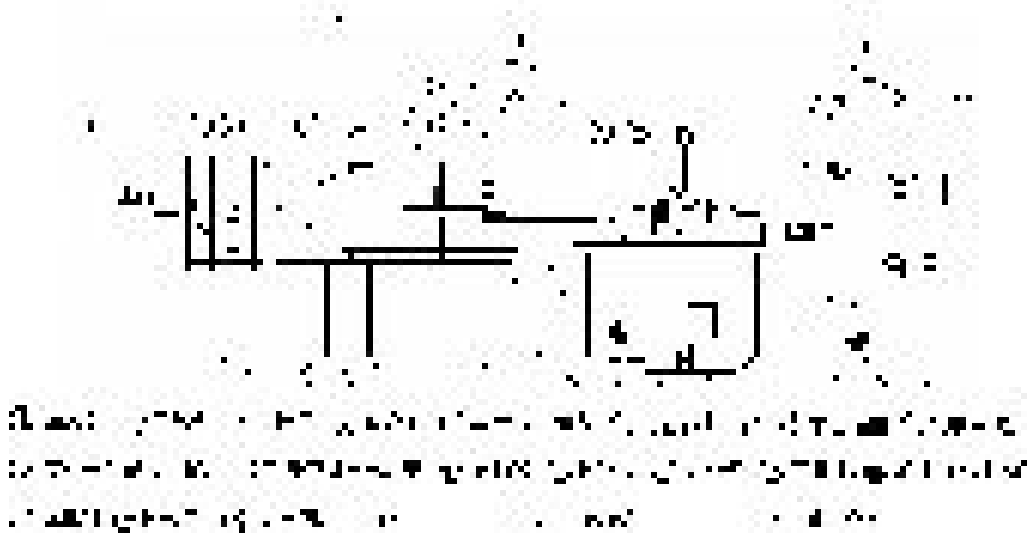


图 1　1.5 级涡轮叶片气膜冷却实验台

实验台主体为循环闭式结构.主流由功率为 37 kW 的压气机提供.主流气体经压气机前面布置的加热器加热后流入压气机,通过压气机搅拌均匀后流过分流罩和整流格栅,之后进入实验段.实验段为 1.5 级涡轮,包括进口导叶、动叶和出口静叶,每级均匀布置 18 个叶片.叶型由某型高压涡轮叶片放大数倍得到.动叶弦长 124.3 mm,叶高 99 mm.轮毂直径 600 mm,机匣直径 800 mm.实验段总长 470 mm.涡轮转子由主流推动做功,轴功通过功率为 22 kW 的测功机吸收.实验段前后均布置有温度和压力测点.

测试叶片采用环氧树脂材料(图 2),并安装在涡轮转子上.叶片为空心结构,内部开有冷气腔.在叶片外表面和冷气腔之间装有导热系数为 0.012 W/(m·K)的阿斯本绝热材料.测试叶片表面喷有低温宽幅液晶,其相邻叶片上装有 CCD 摄像头(SONY),可实时拍摄叶片表面的温度场变化.该摄像头分辨率为 758×494,具有良好的防抖功能.前期实验证明,转速在 0～1 200 r/min 范围内的转动对其无明显影响.气膜孔开在压力面展向中部,直径 $D=4$ mm,射流角 $\alpha=28°$,气膜孔旋转半径为 $r=350$ mm.旋转信号由实验台旋转信号传输系统输送到计算机.

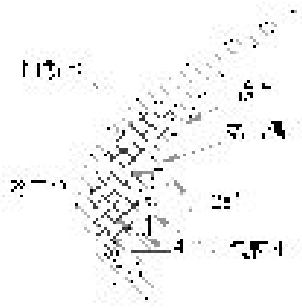


图 2　测试叶片

射流分别采用空气和 CO_2.其流量和温度分别由玻璃转子流量计和热电偶测得.

1.2　实验参数

定义主流雷诺数 $Re=\rho_g v_g l_c/\mu$,旋转数 $Rt=\omega r/v_g$,吹风比 $M=\rho_c v_c/\rho_g v_g$,射流主流密度比 $D_R=\rho_c/\rho_g$.其中,l_c 为动叶弦长,ω 为旋转角速度,ρ_c,v_c,ρ_g,v_g 分别为射流和主流的密度和速度.本实验主流雷诺数 $Re=8\times10^4$,实验转速分别为 630 r/min,700 r/min 和 737 r/min,对应旋转数 Rt 分别为 2.092,2.324 和 2.448,吹风比 M 取 0.

3～3.0，射流分别采用空气和 CO_2，相应的射流主流密度比 D_R 为 1.03 和 1.57. 定义侧向平均冷却效率 $\eta=(T_{aw}-T_c)/(T_g-T_c)$，$T_{aw}$，$T_g$，$T_c$ 分别为绝热壁温、主流温度和射流温度. 实验中，$T_g=313\ K$，$T_c=303\ K$.

2 结果分析

实验前，通过布置在叶片表面的铜-康铜热电偶，对叶片表面液晶进行了标定，得到温度值与液晶灰度值关系曲线如图 3 所示.

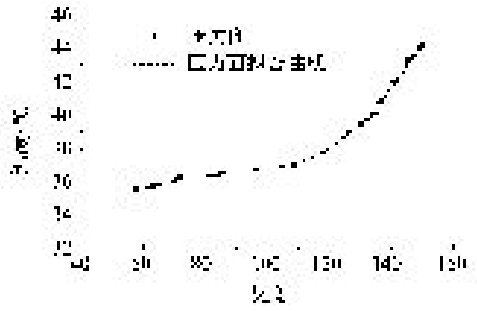
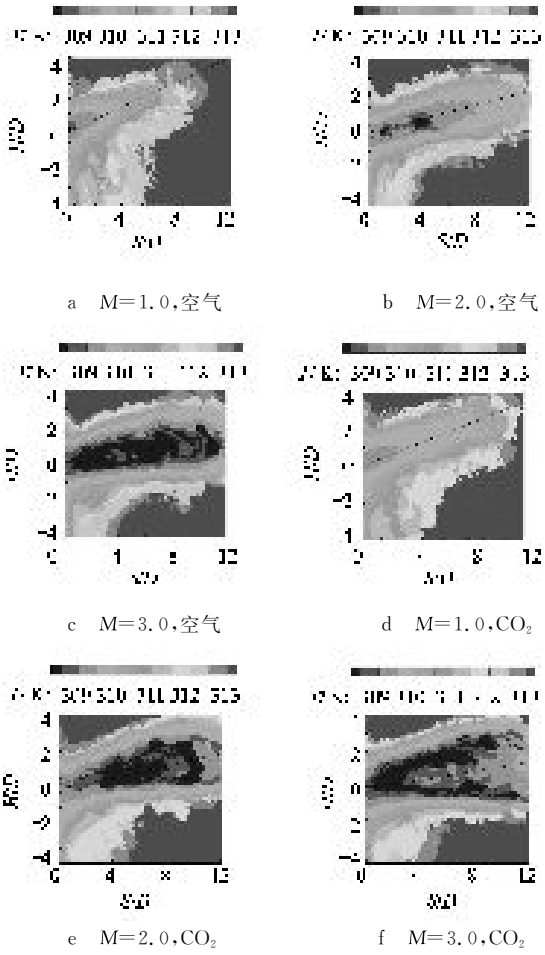


图 3 压力面液晶标定曲线

2.1 吹风比

图 4 给出了表面温度场的分布. 图中，S/D 为基于气膜孔直径的叶片流向无量纲距离，S 为气膜孔下游沿叶片表面距离气膜孔的曲面弧长，D 为气膜孔直径；H/D 为基于气膜孔直径的叶片展向无量纲距离，H 为展向长度. M 为吹风比. 可以看出，同一旋转数下，无论是空气射流还是 CO_2 射流，当吹风比较低时，气膜轨迹的覆盖区域有限；随着吹风比的增大，射流有效覆盖面积增大，冷却效果也更加明显.

图 5 给出了旋转数为 2.092 时，采用空气做冷却工质时冷却效率随 M 的变化情况. η 为气膜冷却效率. 图 5 中，M=0.3 时，η 最大值为 0.4，气膜轨迹最远可覆盖到 4D. 随着 M 的增大，η 逐渐增大，覆盖面积也越来越远. 以 $\eta=0.4$ 来衡量，M=0.5 时，$\eta\geqslant0.4$ 的区域可以达到 2D；M=1.0 时，$\eta\geqslant0.4$ 的区域可以达到 4D；M=2.0 时，$\eta\geqslant0.4$ 的区域可以达到 10D；M=3.0 时，$\eta\geqslant0.4$ 的区域可以达到 11D. 因此，随着吹风比的增大，在冷却效率提高的同时，气膜有效覆盖面积也逐渐增大. 采用 CO_2 作为冷却工质也可以得出相同的规律. 其他 2 种旋转数下，规律相同. 分析认为，压力面上，压力沿流向下降，流动处于顺压梯度下，边界层外缘的主流速度将沿途加速，压力的急骤下降和速度的迅速上升，将会促进流动的稳定，因此压力面不会出现流动分离现象. 从而有助于提高气膜冷却品质.



a M=1.0，空气　b M=2.0，空气　c M=3.0，空气　d M=1.0，CO_2　e M=2.0，CO_2　f M=3.0，CO_2

图 4 $Rt=2.092$，叶片表面温度随 M 变化云图

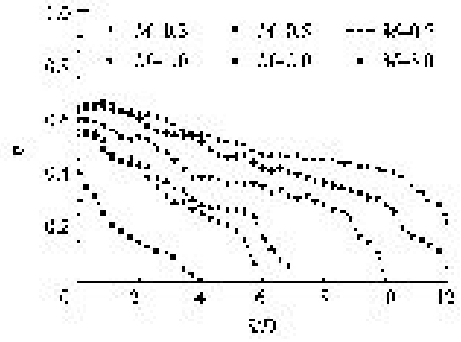


图 5 $Rt=2.092$，η 随 M 变化规律

2.2 密度比

图 6 为 M=3.0 时，不同旋转数、不同冷却工质时冷却效率的变化分布. 从图中可以看出，当 S/D<5 时，空气射流的冷却效率稍大一些；当 S/D>5 时，采用 CO_2 射流时的冷却效率明显高于空气射流. 另外，比较图 4，M=1.0 时，CO_2 射流的气膜轨迹可以覆盖气膜孔下游 11D，而空气射流只有 9D，沿叶高方向，CO_2 射流的轨迹要比空气射流宽 1D，其他吹风比时，CO_2 射流的气膜覆盖面积也都明显大于空气射流.



图 6　$M=3.0$,不同 D_R 时的 η 分布

这主要归结于两方面:一方面,采用 CO_2 射流,冷气密度较大,相同射流流量下,射流速度降低,因此与空气射流相比,采用 CO_2 作冷却工质有利于射流更好地附壁,其冷却效率和覆盖面积因此也有所增大;另一方面,压力面为凹面,由于流动的加速,流场无分离现象,射流在气膜孔下游容易贴附壁面,因此采用 CO_2 射流在气膜孔下游产生较高的冷却效率.

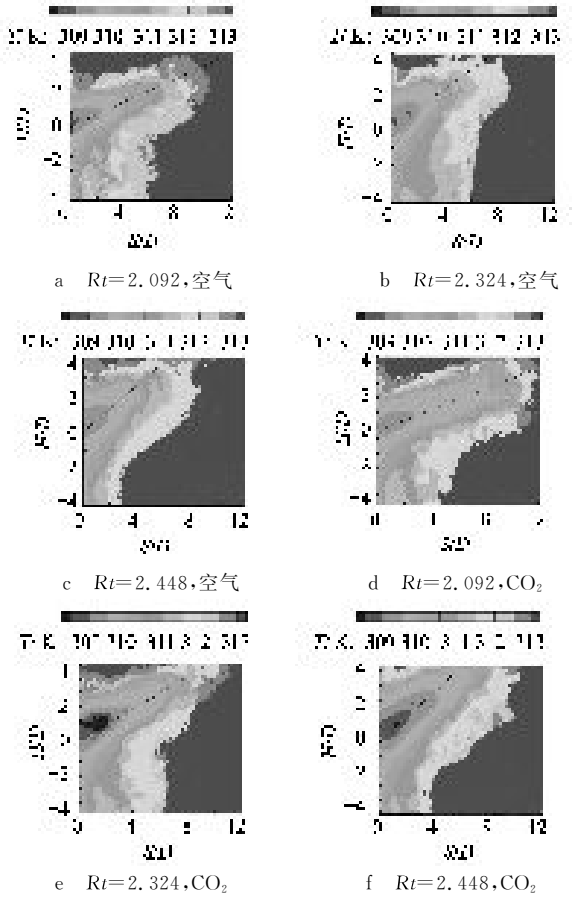
2.3　旋转效应

定义气膜偏转斜率 k,表征气膜轨迹中心线偏离水平流线方向的程度.图 4 和表 1 分别给出了吹风比对气膜偏转方向和大小的影响.压力面上,气膜朝向高半径方向偏转,同一旋转数下,随着 M 的增大,气膜偏转程度减弱.图 7 和表 2 给出了旋转数对气膜偏转方向和大小的影响.同一 M 时,随着旋转数的增大,气膜偏转程度增强.图 8 给出 $M=3.0$ 时冷却效率随旋转数的变化规律.可以看出,冷却效率随旋转数的增大而明显降低.其他吹风比条件下的规律也如此.

表 1　$Rt=2.092$, k 随 M 变化规律

M	$k_{空气}$	k_{CO_2}
1.0	0.364	0.302
2.0	0.175	0.167
3.0	0.117	0.115

从旋转附加力角度来对上述现象进行分析.压力面上,旋转产生了朝向高半径的离心浮升力和朝向低半径的哥氏力.由于离心浮升力与旋转角速度呈 2 次方关系,随着旋转数的升高,离心浮升力的作用明显高于哥氏力,因此气膜轨迹的偏转程度加剧.同一旋转数下,随着吹风比的增大,射流的速度增大,哥氏力的作用更明显一些,因此同一旋转数下气膜轨迹随吹风比的增大而减弱.而对于冷却效率,与静止状态相比,旋转状态下,旋转附加力使气膜轨迹偏离了流线方向.射流从气膜孔出来后,在沿流向延伸的同时,在展向也有较大的位移量.而这并不利于射流的有效附壁,因此对应的气膜冷却效率有所降低.



a　$Rt=2.092$,空气　　b　$Rt=2.324$,空气

c　$Rt=2.448$,空气　　d　$Rt=2.092$,CO_2

e　$Rt=2.324$,CO_2　　f　$Rt=2.448$,CO_2

图 7　$M=1.0$,叶片表面温度随旋转数变化云图

表 2　$M=1.0$, k 随旋转数变化规律

Rt	$k_{空气}$	k_{CO_2}
2.092	0.364	0.302
2.324	0.526	0.475
2.448	0.588	0.640

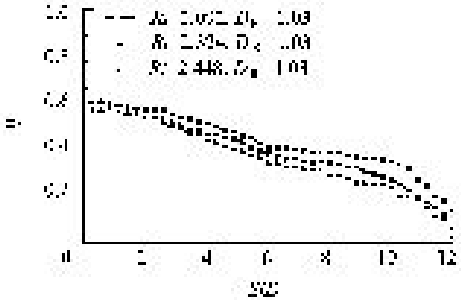


图 8　$M=3.0$ 时 η 随 Rt 变化规律

3　结　论

旋转状态下,叶片压力面气膜冷却主要存在以下几点特性:

1)同一旋转数下,气膜冷却效率随吹风比的增大而升高;

2)高密度比有利于提高气膜冷却效率,增大气膜有效覆盖区域;

(下转第 1294 页)

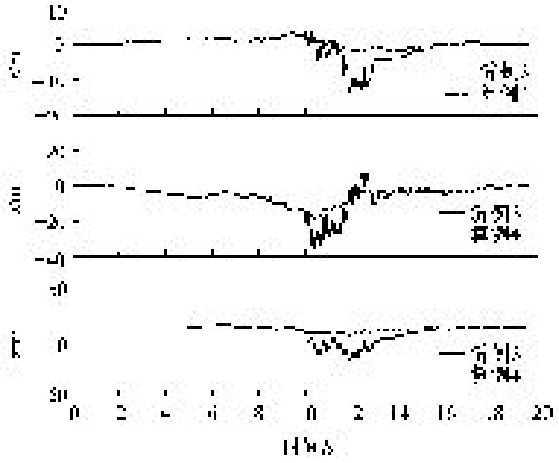


图4 算例3、算例4位置估计误差曲线

4 结束语

本文针对雷达/红外复合制导导引头，提出了一种考虑天线罩误差干扰的数据融合整体方案，依据本次仿真条件下所得结果，可以得出以下结论：①雷达天线罩影响导引头测量精度，如果不对其进行估计，融合估计误差大，误差具体量值与天线罩误差相关；②所提多模滤波算法可以对天线罩斜率进行有效地估计，提高融合系统整体估计精度；③所提融合算法可以对传感器局部估计结果进行自检测，剔除可信度低的传感器信息，保证融合系统整体估计精度.

参考文献（References）

[1] 宋银锁. 空空导弹天线罩发展展望[J]. 航空兵器，2005，3(6)：19－23
Song Yinsuo. Development prospect of radome for air-to-air missile[J]. Aero Weaponry，2005，3(6)：19－23 (in Chinese)

[2] Bhattacharyya A. In flight radome error compensation through simulated test data[R]. AIAA-2005-6454，2005

[3] 原泉，董朝阳，王青. 基于小波神经网络的多传感器自适应融合算法[J]. 北京航空航天大学学报，2008，34(11)：1331－1334
Yuan Quan，Dong Chaoyang，Wang Qing. Adaptive fusion algorithm based on wavelet neural networks for multisensor measurement[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics，2008，34(11)：1331－1334 (in Chinese)

[4] Loebis D，Sutton R，Chudley J，et al. Adaptive tuning of a Kalman filter via fuzzy logic for an intelligent AUV navigation system[J]. Control Engineering Practice，2004，12(12)：1531－1539

[5] Taek L S，Sang J S. Active homing performance enhancement with multiple model radome slope Estimation[R]. AIAA-2004-4899，2004

（编　辑：刘登敏）

（上接第1289页）

3）同一旋转数下，气膜轨迹的偏转程度随吹风比的增大而减弱；同一吹风比时，气膜轨迹的偏转程度随着旋转数的增大而增强.

参考文献（References）

[1] Goldstein R J. Film cooling[M]. New York and London：Advance in Heat Transfer Academic Press，1971，7：321－380

[2] Dring R P，Blair M F，Joslyn H D. An experimental investigation of film cooling on a turbine rotor blade[J]. ASME Journal of Engineering for Power，1980，102：81－87

[3] Takeishi K，Aoki S，Sato T，et al. Film cooling on a gas turbine rotor blade[J]. Journal of Turbinemachinery，1992，114：828－834

[4] Abhari R S，Epstein A H. An experimental study of film cooling in a rotating transonic turbine[J]. Journal of Turbinemachinery，1994，116：63－70

[5] Ahn J，Schobeiri M T，Han J Q，et al. Film cooling effectiveness on the leading edge region of a rotating turbine blade with two rows of film cooling holes using pressure sensitive paint[J]. Journal of Heat Transfer，2006，128：879－888

[6] Yang H T，Chen H C，Han J Q，et al. Numerical study of film cooled rotor leading edge with tip clearance in 1-1/2 turbine stage[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer，2008，51：3066－3081

[7] Garg V K. Adiabatic effectiveness and heat transfer coefficient on a film-cooled rotating blade[J]. Numerical Heat Transfer，1997，32(8)：811－830

[8] 李国庆，邓宏武，侠晖霞. 旋转状态下复合角对气膜冷却效果的影响[J]. 航空动力学报，2010，25(2)：308－313
Li Guoqing，Deng Hongwu，Xia Huixia. Numerical investigation on film cooling effectiveness of rotating blade with multihole[J]. Journal of Aerospace Power，2010，25(2)：308－313(in Chinese)

[9] Li Guoqing，Deng Hongwu，Xiao Jun. Film cooling effectiveness on a rotating turbine[C]//Asian Joint Conference on Propulsion and Power，Miyazaki. Japan：The 50th JSASS Conference on Aerospace Propulsion and Power，2010

（编　辑：张　嵘）