

低雷诺数环境中低压涡轮部件的气动设计探索^{*}

李 维^{1,2}, 邹正平³

(1. 中国科学院工程热物理所, 北京 100080; 2. 中国航空动力机械研究所, 湖南 株洲 412002;
3. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘 要: 为了探索高空低雷诺数情况下高性能低压涡轮部件的气动设计思路和设计方法, 通过采用高负荷、大弦长的叶片设计和选择恰当的叶片表面速度分布形式设计了一台新低压涡轮。三维粘性数值模拟的结果显示新低压涡轮效率在高空低雷诺数情况下比设计点下降 2.3 个百分点。设计结果表明提高涡轮工作雷诺数和降低涡轮性能对雷诺数变化的敏感程度是低雷诺数环境下高性能涡轮气动设计的关键。

关键词: 低雷诺数; 涡轮部件; 气动设计; 低压

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2004) 03-0219-05

Investigation of aerodynamic design of low pressure turbine at low reynolds number conditions

LI Wei^{1,2}, ZOU Zheng-ping³

(1. Inst. of Engineering Thermophysics, Academia Sinica, Beijing 100080, China;

2. Chinese Aviation Powerplant Research Inst., Zhuzhou 412002, China;

3. School of Jet Propulsion, Beihang Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: To investigate the aerodynamic design ideas and concrete methods of high performance Low Pressure Turbine (LPT) at low Reynolds number condition, a new LPT of high load, large chord and proper velocity distribution was designed. The results of 3D viscous numerical simulation show that the efficiency of new LPT decreases 2.3 percent under the low Reynolds number condition, which was compared with that of design point. The results show that increase of flow Reynolds number and decrease of sensitivity of turbine performance to Reynolds number are two key technologies to aerodynamic design of high performance LPT.

Key words: Low Reynolds number; Turbine part; Aerodynamic design; Low pressure

1 引 言

在低雷诺数环境中, 如高空巡航无人机的发动机中, 涡轮内部流动结构与叶片表面边界层的发展与常规情况大不相同, 常规设计的涡轮部件在低雷诺数条件下工作时效率急剧下降, 成为发动机巡航效率下降的主要原因。公开发表的文献表明 PW545 发动机、AI22 发动机、以及“全球鹰”高空无人侦察机的发动机 AE3007H 都存在这一问题^[1,2]。由于低雷诺数环境中流动具有特殊性, 其涡轮部件的气动设计, 并不能完全照搬常规的涡轮设计技术。探索和掌握低雷

诺数涡轮的气动设计思路和方法, 对于低雷诺数条件下工作的发动机设计具有重要意义。

现有研究表明涡轮叶片表面速度分布对涡轮性能具有非常大的影响^[3], 叶片表面速度分布直接影响涡轮性能对工作雷诺数的敏感程度。所以, 在低雷诺数环境中, 合理的叶片表面负荷分布将是涡轮的气动设计需要考虑的因素之一。

本文基于对低雷诺数条件下涡轮内部流动的理解, 对低雷诺数情况下高性能高负荷涡轮的气动设计思路和方法进行了探索。通过采用合适的叶片表面速度分布形式以及提高叶片排工作雷诺数等设计思

* 收稿日期: 2003-07-15; 修订日期: 2003-12-10。

基金项目: 国家“八六三”基金资助项目 (2002AA753024); 航空基金资助项目 (C51030)。

作者简介: 李 维 (1973—), 男, 博士, 高级工程师, 研究领域为航空发动机叶轮气动设计。E-mail: weibull@sina.com

路, 设计了两级高负荷高亚声速低压涡轮。三维粘性数值模拟的结果表明新设计的低压涡轮在低雷诺数状态下具有良好的气动性能, 并且其性能对雷诺数变化的敏感程度大大降低。

2 低压涡轮设计

在设计中, 将新设计的低压涡轮设计点与某型发动机的低压涡轮(以下简称原型机)出口叶片排工作雷诺数为 5.71×10^4 时的状态相对应, 要求该点设计效率不低于 0.88, 膨胀比为 4.10, 而原型机低压涡轮效率在该工作点为 0.83, 膨胀比为 2.2, 这表明对低压涡轮的新设计提出了较高的要求。更具有挑战性的是新设计的低压涡轮需要在高空巡航工作状态时(对应于原型机低压涡轮出口叶片排的工作雷诺数为 0.940×10^4 的状态)效率不低于 0.86。这就意味着当低压涡轮叶片出口雷诺数下降约 4~5 倍, 到 1×10^4 时, 效率下降不能超过 2 个百分点。这一点具有很大难度, 因为现有研究工作表明, 涡轮效率随雷诺数变化的趋势并不是线性的: 在雷诺数大于 1×10^5 时, 效率随雷诺数降低而降低的趋势较缓慢; 但是雷诺数在 10^4 量级时, 雷诺数的降低将导致涡轮效率的急剧下降。

基于对低雷诺数涡轮内部流动图的认识^[3,4], 本文认为要想达到在雷诺数大幅度下降时效率下降幅度低, 在设计思想上可以从以下两方面考虑: 一是提高叶片的工作雷诺数, 尽可能地使叶片的工作范围处于高雷诺数区, 以减少雷诺数降低带来的影响; 二是改善涡轮效率随雷诺数变化的趋势, 降低涡轮性能对工作雷诺数变化的敏感程度。

根据上述思路设计, 本文中采用的具体设计方法为: 首先采用两级涡轮完成 4.10 总膨胀比的做功, 采用较少的叶片数和较大的弦长以提高单片叶片的负荷, 提高出口速度和特征长度等参数, 以提高叶片出口的雷诺数; 其次, 尝试通过控制叶片表面速度分布来达到抗分离的效果, 在叶片前段采用类似均匀加载的速度分布, 气流在叶片前缘较短距离内急剧加速, 加速到一定程度后减小其加速度, 继续缓慢加速一段距离到叶片中段, 叶片后段采用类似后加载的速度分布, 气流持续加速到喉部以后再以较小的扩压结束。Hodson 的研究曾表明良好涡轮的设计需要将其内部非定常流动进行考虑^[4], 通过研究叶片排内非定常流动对叶片负荷的影响, 发现尾迹对叶片表面急剧加速段结束处及扩压开始处的扰动相当强。因此, 在设计时在叶片前段设计成急剧加速然后减小加速度的方

法有利于促使附面层提前转捩, 从而增强低雷诺数情况下边界层抗分离能力; 而叶片后段采用持续加速到喉部以后再以较小的扩压梯度扩压结束的方式有利于减小扩压段的长度和强度, 考虑到低雷诺数情况下叶片表面扩压增强及扩压段加长, 这样做可以尽量地限制低雷诺数下扩压损失不至于太大。

在具体设计工作中, 本文还采取了一系列的措施以减小损失、提高效率。例如采用较低的涡轮通道扩张角, 以降低端壁流动分离的风险; 导叶的设计采用弯掠组合造型, 进一步改善了大扩张角通道时的端壁流动状况; 采用高反力度设计, 以提高涡轮效率; 采用较低的直径及较大的流通面积以加大叶片高度, 从而尽可能地提高叶片展弦比, 减小二次流损失。在设计中, 还充分考虑了涡轮叶片及端壁的冷却。图 1~3 给出了根据以上设计思想设计的低压涡轮通道及叶型示意图。

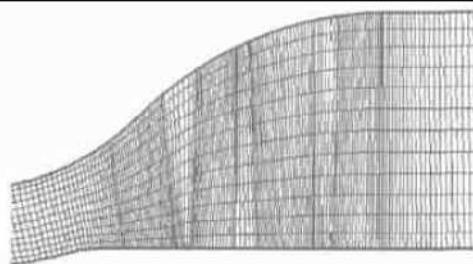


Fig. 1 Flow path and position of blades

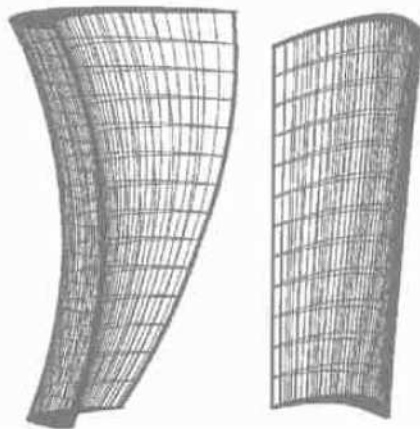


Fig. 2 First vane and first blade

3 低压涡轮设计点及巡航工作点三维粘性数值校核

为了检验本文设计思路和方法的合理、可行性, 本文使用商用流体计算软件 FLUENT 对考虑冷气掺混的新低压涡轮设计点及高空巡航工作点状态进行了数值模拟。

新低压涡轮三维粘性数值校核的计算结果表明在设计点的低压涡轮效率约为 0.88, 膨胀比为 4.11,

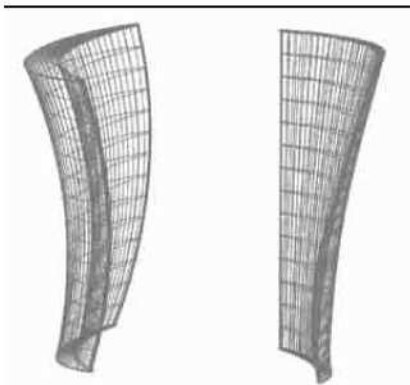


Fig. 3 Second vane and second blade

计算流量满足设计要求;而在高空巡航工作点效率约为 0.857, 膨胀比为 4.01, 计算流量比设计流量小 3%。这些参数充分说明新低压涡轮的气动设计是成功的, 本文所提出的低雷诺数环境中涡轮的设计思路也是合理的。表 1 给出了新设计的低压涡轮第二级动叶在设计点和高空巡航工作点的雷诺数比较。可见其雷诺数比原型低压涡轮工作雷诺数提高了 1.5 倍左右, 实现了第一个设计思路。

图 4 给出了新设计的低压涡轮以及原型低压涡轮的数值模拟结果对比。图中给出了新设计的低压涡轮

轮的效率随雷诺数变化的曲线, 与原型低压涡轮相比, 新设计的低压涡轮对雷诺数变化的敏感程度明显降低, 实现了本文提出的第二个设计思路。

图 5~ 8 示出了新低压涡轮各排叶片叶典型截面

Table 1 Comparison of Re of the second blade on design point and high altitude cruise point

Re	Design point	High altitude cruise point
LPT of old design	4.17×10^4	0.940×10^4
LPT of new design	6.26×10^4	1.45×10^4

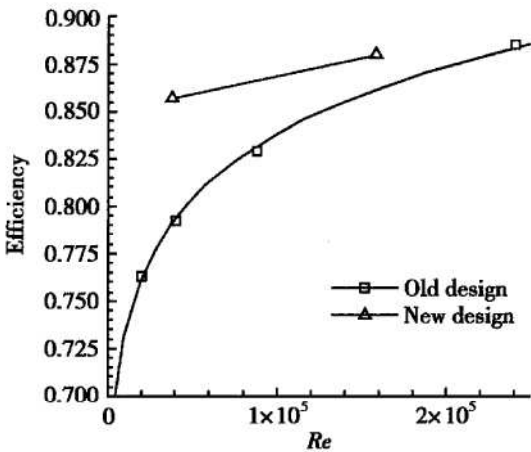
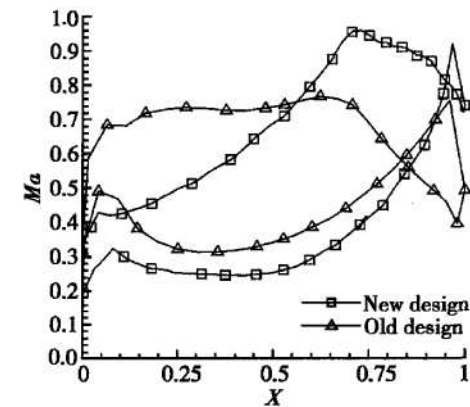
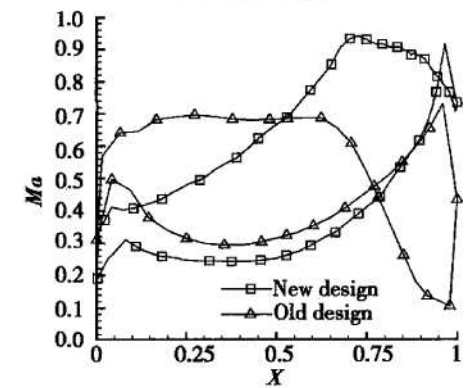


Fig. 4 Efficiency variation vs Re

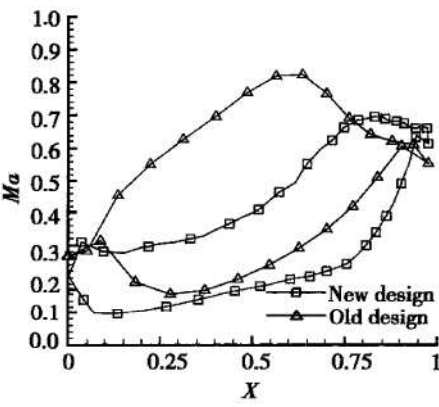


(a) Design point

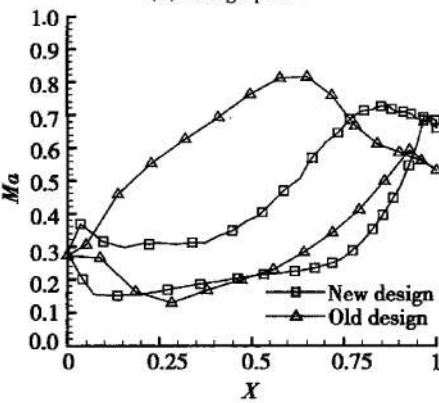


(b) High altitude cruise point

Fig.5 Velocity distribution at middle section of the first vane

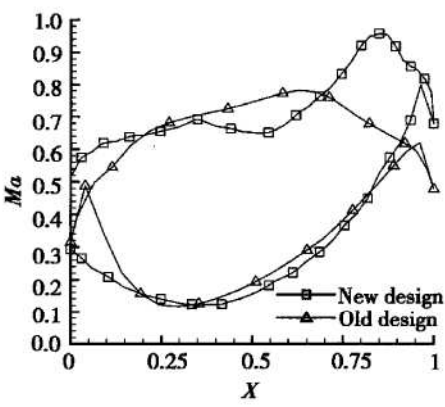


(a) Design point

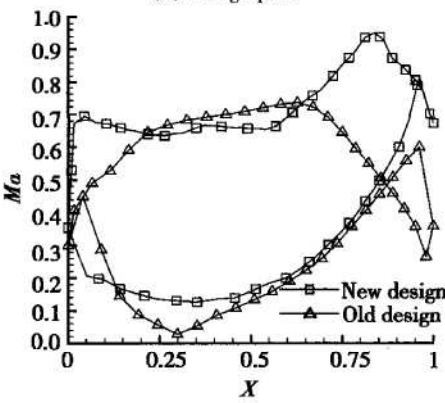


(b) High altitude cruise point

Fig.6 Velocity distribution at tip section of the first blade



(a) Design point



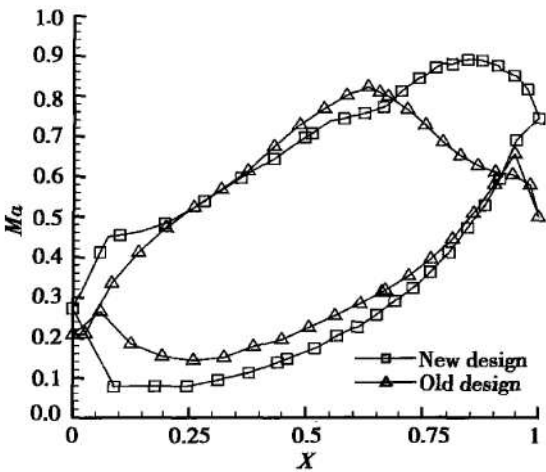
(b) High altitude cruise point

Fig.7 Velocity distribution at middle section of the second vane

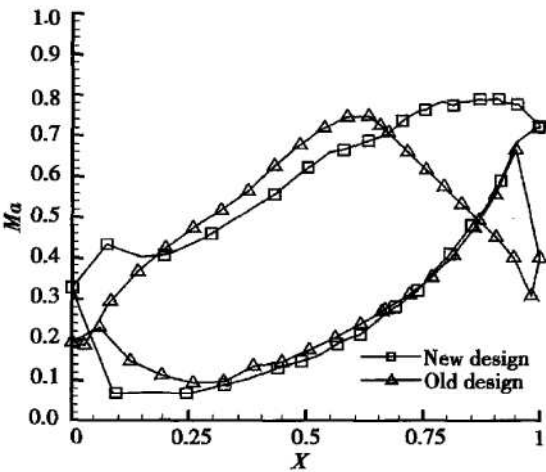
在不同雷诺数情况下与原型机低压涡轮的速度分布曲线对比。可以看出,在低雷诺数下本设计的叶型表面速度分布变化不大,而原型机在低雷诺数情况下在叶片出口段出现了更大的扩压甚至是分离,这将造成很大的损失,这也解释了图 4 中原型机低压涡轮效率随雷诺数下降而急剧下降的原因。因此,通过选择适当的叶片表面速度分布改善涡轮效率对雷诺数变化的敏感程度是技术上可行而有效的办法。

图 9~ 12 示出了各排叶片三维流场的变化。由

于本设计在叶片后段采用了后加载式的速度分布,叶型出口的扩压段区域大大减小,扩压梯度也不大,在低雷诺数情况下未见到扩压梯度增强与扩压段区域增大的情况,反而可以看到扩压梯度有所减小,这种情况是否是这种速度分布的效果还有待继续研究。总的来说本设计的速度分布基本满足了设计需要,但是对于大展弦比的低压涡轮而言,继续深入研究速度分布在低雷诺数下的变化情况对于涡轮设计具有重要意义。



(a) Design point



(b) High altitude cruise point

Fig. 8 Velocity distribution at tip section of the second blade



(a) Design point



(b) High altitude cruise point

Fig. 9 3D flow field of the second vane (pressure surface)



(a) Design point



(b) High altitude cruise point

Fig. 10 3D flow field of the second vane (suction surface)

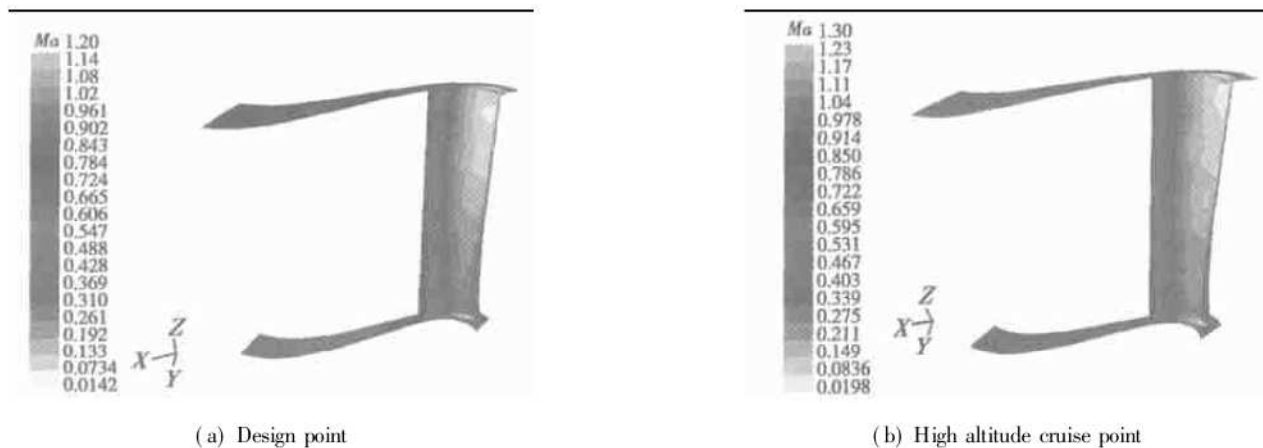


Fig. 11 3D flow field of the second blade (pressure surface)

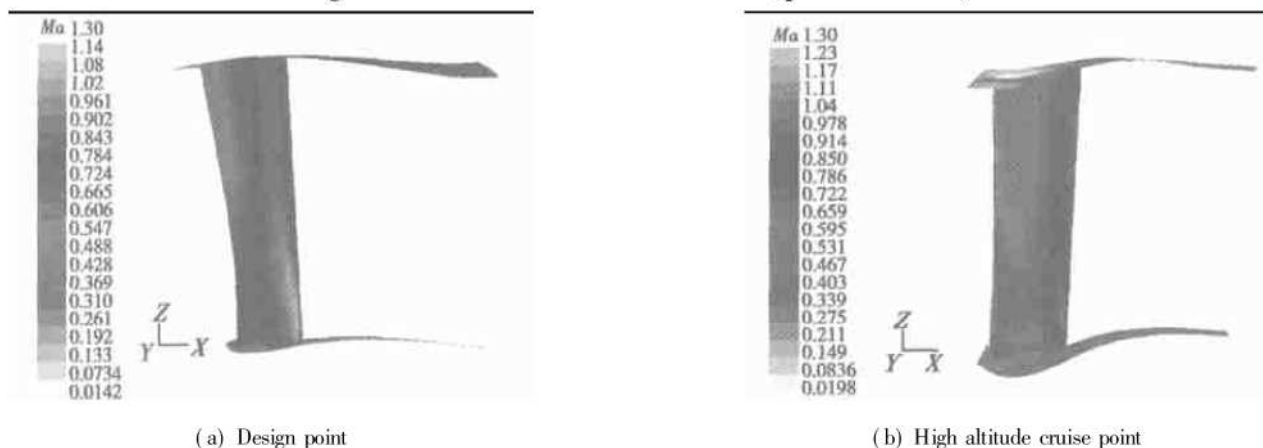


Fig. 12 3D flow field of the second vane (suction surface)

综上所述, 低压涡轮的初步设计基本上达到了预期的效果, 虽然具体的细节设计还有待于进一步的工作, 但本文提出的低雷诺数环境中涡轮气动的设计思路和方法得到了验证。

4 结 论

基于对低雷诺数情况下低压涡轮内部流动图的理解, 本文探索并提出了低雷诺数环境中高性能低压涡轮的气动设计思路和方法, 表明提高涡轮工作雷诺数和降低涡轮性能对雷诺数变化的敏感程度是低雷诺数环境下高性能涡轮气动设计的关键。三维粘性数值模拟的结果进一步证实了本文提出的设计思路和方法的可行性。该设计思路可为低雷诺数环境下工作的低压涡轮设计提供参考和借鉴。

参考文献:

- [1] Lake J P, King P I, Rivir R B. Reduction of separation losses on a turbine blade with low Reynolds number[R]. *AIAA* 99-0242.
- [2] Weinberg M, Wyzykowski J. Development and testing of a commercial turbofan engine for high altitude UAV applications[R]. *SAE* 2001-01-2972.
- [3] Hourmouziadis. Aerodynamic design of low pressure turbines [R]. *AGARD Lecture Series*, 1989.
- [4] Hodson H P. Blade row interference effects in axial turbomachinery stages [R]. *von Karman Institute for Fluid Dynamics, Lecture Series* 1998-02.

(编辑: 王居信)