

文章编号:1000-8055(2010)01-0072-08

小型涡扇发动机涡轮气动设计研究

张伟昊¹, 邹正平¹, 刘火星¹, 李 维²

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院

航空发动机气动热力科技重点实验室, 北京 100191;

2. 中国航空工业集团公司 中国航空动力机械研究所, 株洲 412002)

摘 要: 针对小型发动机任务及涡轮部件的工作环境,详细分析了小型发动机涡轮部件内部流动特点,探讨了小型发动机涡轮的气动设计思路和方法,并在此基础上完成了某 1000 daN 推力量级的小型涡扇发动机高/低压涡轮部件的气动方案设计,三维黏性数值模拟结果表明,所设计的高/低压涡轮均达到了发动机总体方案的要求且具有较高的气动效率。

关 键 词: 小型涡扇发动机; 涡轮; 气动设计

中图分类号: V221

文献标识码: A

Study on turbine aerodynamics design of small turbofan engines

ZHANG Wei-hao¹, ZOU Zheng-ping¹, LIU Huo-xing¹, LI Wei²

(1. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engines,
School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing 100191, China;

2. China Aviation Powerplant Research Institute,
Aviation Industry Corporation of China, Zhuzhou 412002, China)

Abstract: The characteristics of the flow through the small turbine components were analyzed in detail based on the mission and operating conditions. It was shown that the effect of boundary layer and secondary flow, including passage vortex, trailing vortex and tip clearance flow, etc., was remarkable. This was determined by the small-scale and high rotating-speed as the basic features of small turbine. By investigating the aerodynamic design ideas and concrete methods of small turbine component, a new turbine for a small turbofan engine with the thrust of 1000 daN was designed. The results of 3-D viscous numerical simulation show that, the turbine meets the design requirements with high efficiency.

Key words: small turbofan engine; turbine; aerodynamic design

小型发动机尚无明确定义,一般将轴功率小于 2200 kW 的涡轴、涡桨发动机和推力在几百到 2000 daN 的涡喷、涡扇发动机称为小型发动机。国外对小型发动机的研究起步较早,且在最近 30 年里取得了较快发展,多个系列的产品已投入使用^[1],如 J T15D, PW500, FJ44 等。然而,小型发动

机的设计和制造不能完全移植大型发动机的经验,进一步发展更高性能的小型发动机存在不小的难度。从 70 年代开始,美国就针对小型发动机的发展趋势^[2-3]和应用前景^[4]进行了一系列的研究。美国 1988 年开始实施的 IHP TET(integrated high-performance turbine engine technology)计

收稿日期:2008-12-10; 修订日期:2009-04-23

基金项目:国家自然科学基金(50776003); 重点实验室基金(9140C4103090803)

作者简介:张伟昊(1985-),男,陕西华阴人,博士生,主要从事叶轮机内部非定常流动机理研究。

划对无人机/短寿命用途的小发动机提出了具体的发展目标^[5-6],而后的 VAA TE (versatile affordable advanced turbine engines) 计划对小型涡扇/涡喷发动机提出的目标是将其能力费用指数 (CCI) 到 2010 年和 2017 年分别提高到 2000 年水平的 5 倍和 8 倍^[7]. 国内方面,崔济亚对国外小型发动机的研究现状和发展趋势进行了总结^[8],施发树、刘兴洲等研究了一体化小型涡扇发动机系统含黏性力项的准三维欧拉流动模型^[9]. 北京航空航天大学、中国燃气涡轮研究院、中国航空动力机械研究所和北京动力机械研究所等单位进行过小型发动机整机的研发. 由于小型航空发动机的应用越来越广泛,针对高效先进的小型航空发动机部件设计技术的研究具有重要意义.

1 小型发动机涡轮特点分析

尺寸小、转速高是小型发动机涡轮(简称小涡轮)的基本特点. 小涡轮平均半径仅为大发动机涡轮(以下简称大涡轮)的 $1/3$ 左右,叶高为大涡轮的 $1/5$ 到 $1/2$ ^[10],为了满足出功对切线速度的要求,其转速已经达到 $40\,000\sim 70\,000\text{ r/min}$,微型发动机的转速甚至超过 $100\,000\text{ r/min}$. 这决定了小型发动机涡轮在气动性能方面与大涡轮部件存在明显差别,并给小涡轮的气动设计带来很多棘手的问题,大致可归结于以下几个方面.

首先,尺寸小决定了小涡轮将工作于很低的雷诺数条件下,对小涡轮内部流动产生巨大影响^[11],而小型发动机一般成本较低,难以采用较复杂的弯、扭、掠等叶片造型技术来控制涡轮通道内的流动,这将导致小涡轮内部流动极易发生严重分离,使流动堵塞,影响各级涡轮之间以及发动机各部件之间的匹配,还可能出现涡轮前温度升高,喘振裕度降低等问题,最终可能导致整台发动机不能正常工作^[12].

其次,转速高导致通道内径向压力梯度较大,有利于二次流的形成,同时小发动机涡轮叶片的展弦比一般较小,而二次流损失近似与展弦比成反比,这些原因导致在小涡轮中二次流损失所占比重显著增加,某些情况下通道涡可能会发展至整个叶高,导致效率明显下降. 另外,叶片展弦比小使得叶片表面和端壁摩擦损失增加^[13],边界层对通道内部流动的影响增强.

再次,受限于成本和当前的制造技术,小涡轮动叶与机匣的间隙难以与通道高度成比例地减小,导致叶尖泄漏明显,直接影响涡轮效率,而较

强的泄漏涡使通道内部流动的复杂性进一步增强. 类似的,小涡轮叶片尾缘厚度受强度及加工技术的限制不能做得太小,因而尾迹损失相对增大.

最后,对于气冷涡轮,由于叶片很短,相对外表面积较大,而其内部冷却孔型很难布置,且冷气流程较短,因而冷却效果较差,这使得小涡轮的冷气量相对较大,冷气与主流掺混带来的损失也就增大,主流流动更加复杂.

2 小型涡扇发动机涡轮气动设计方法探讨

2.1 气动设计流程

本文依照准三维设计思想,首先进行 S_2 反问题计算,初步确定叶片数、子午流道形式以及各叶排不同叶高截面的速度三角形和气动热力参数等. 然后根据 S_2 流面的计算结果进行叶栅造型并进行 S_1 流面的计算,得到叶型负荷分布,重复该步,以得到理想的负荷分布,之后进行叶型积叠,得到三维叶片,并进行初步的应力校验. 而后进行 S_2 流面正问题计算,得到各级膨胀比、流量、功率和效率,以及 S_2 流场中载荷和各气动热力参数等的径向分布. 最后进行全三维黏性数值模拟,以验证设计结果. 在上述过程中,若在 S_2 正问题或全三维验证阶段发现设计不符合要求,则需返回,重新设计. 图 1 为设计流程示意图.

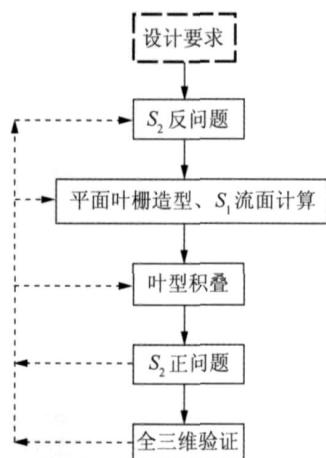


图 1 设计流程示意图

Fig. 1 Design cycle

2.2 涡轮实例详细设计过程及具体措施

基于前文的分析,本文针对某 $1\,000\text{ daN}$ 推力量级涡扇发动机的高、低压涡轮进行了气动设计. 表 1 给出了发动机总体设计方案对涡轮在设计点(巡航状态)提出的参数要求. 作为初步的研究,本

文未引入叶片冷却问题. 考虑到该高、低压涡轮的做功能力和总体设计对输出功的要求, 并依据一维估算确定采用一级高压、两级低压的方案实现该涡轮设计.

表 1 涡轮部件总体设计参数

Table 1 Design requirements of the turbine

	换算转速/ (r/min)	出口流量/ (kg/s)	效率	膨胀比
高压	33 000	3.35	0.875	3.06
低压	14 000	3.50	0.890	2.88

子午流道的设计直接影响到涡轮流量系数和载荷系数的大小, 从而对气动性能产生决定性的影响. 本文考虑承力方案、油路方案、燃烧室出口尺寸以及涡轮质量方面的限制, 根据 S_2 流面计算的结果设计子午流道形式, 使得各级涡轮尽量获得较小的流量系数和载荷系数^[14]. 子午流道形式如图 2 所示. 高压涡轮和两级低压涡轮中径位置的流量系数依次为 0.51, 0.69 和 0.71, 载荷系数依次为 1.37, 1.73 和 1.25. 如此设计可以增大叶片的展弦比, 降低边界层和二次流的不利影响, 同时可以提高切线速度, 在做功能力一定的前提下可以降低对转速的要求. 流道出口位置的尺寸还应使涡轮的排气马赫数较小, 降低排气损失. 在子午流道确定之后, 根据最佳稠度原则以及折合频率对涡轮性能的影响, 本实例选取各排叶片数如下: 高压导叶和动叶分别为 25 和 51, 低压涡轮依次为 39, 57, 47 和 61.

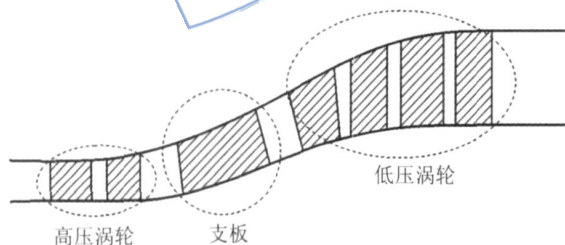


图 2 子午流道示意图

Fig. 2 Meridional channel

叶型设计是获得高性能涡轮的关键步骤. 本文涡轮平面叶栅造型采用参数曲线成型方法, 吸力面和压力面型线分别由多段曲线构成. 设计中, 通过反复调整吸/压力面曲线类型及段数、叶型安装角、叶型弯折角、前/尾缘小圆半径、前/尾缘楔形角等参数控制反力度的大小和负荷沿弦向、沿叶高的分布. 本设计中各级涡轮的反力度取值均

较大, 高/低压涡轮中径位置反力度依次为 0.43, 0.38 和 0.36. 这样可以降低气流在导叶中的马赫数以减少摩擦损失, 避免导叶通道内出现激波或降低激波强度, 大反力度设计同时能够使动叶进口马赫数降低, 避免进口前缘激波的不利影响, 使动叶进、出口气流角差加大, 气流转折角减小, 气流加速性加强, 从而能够明显地减小动叶的损失. 在负荷沿弦向的分布方面, 本文尽量采用后加载形式, 叶型前段较长的顺压梯度能有效地控制边界层的发展^[15], 这对低雷诺数条件下工作的涡轮部件意义重大, 后加载的分布形式同时减小了叶排前部的横向压力梯度, 能够抑制通道内二次流的发展. 在叶尖间隙量难以降低的前提下, 合理分配轮缘工沿叶高的分配是控制叶尖泄漏的主要方法, 因而本文尽量减降低叶尖的加工量, 同时降低叶根的加工量, 这对通道涡的形成也有一定的抑制作用. 图 3 给出了各叶排根/中/尖三个造型截面的原始叶型和 S_1 流面计算得到的等熵马赫数分布, 等熵马赫数图中横轴为相对轴向弦长.

在平面叶栅造型之后, 按照抛物线规律沿叶高进行积叠, 其中导叶的积叠中心选在尾缘圆心, 动叶积叠中心取在重心. 本实例中, 由于高低压涡轮之间的过渡段较长且为扩张通道, 流体减速增压, 容易形成较强二次流, 所以支板和低压涡轮第一级导叶采取了倾斜设计, 保证前尾缘与流道具有较好的正交性以增强对流动的控制能力, 如图 2 所示. S_2 正问题(通流计算)结果显示高低压涡轮的流量、效率和膨胀比都达到了设计要求, 参见表 2.

2.3 全三维数值模拟验证

数值模拟采用 Numeca 商用软件, 求解三维定常雷诺平均 Navier-Stokes (N-S) 方程, 数值方法采用时间追赶的有限体积法, 空间离散采用中心差分, 时间离散应用四阶龙格-库塔方法, 并采用多重网格技术加速收敛. 本文首先对高、低压涡轮单独进行数值模拟, 满足设计要求之后进行高低压涡轮的联算, 联算时按照总体设计方案引入冷却气和封严气, 并连同支板一起计算. 限于篇幅, 本文仅对联算结果进行分析, 下文中提到的数值模拟均指高低压涡轮联算. 计算中, 进口给定来流总压、总温和气流角, 出口按径向平衡方程给定静压. 图 4 给出了数值模拟使用的网格, 网格总数约 210 万, 其中各排叶片通道采用 O 型网格, 进出口通道和过渡段流道采用 H 型网格, 各导叶通道、进/出口及过渡段网格块沿叶高方向为 41 个

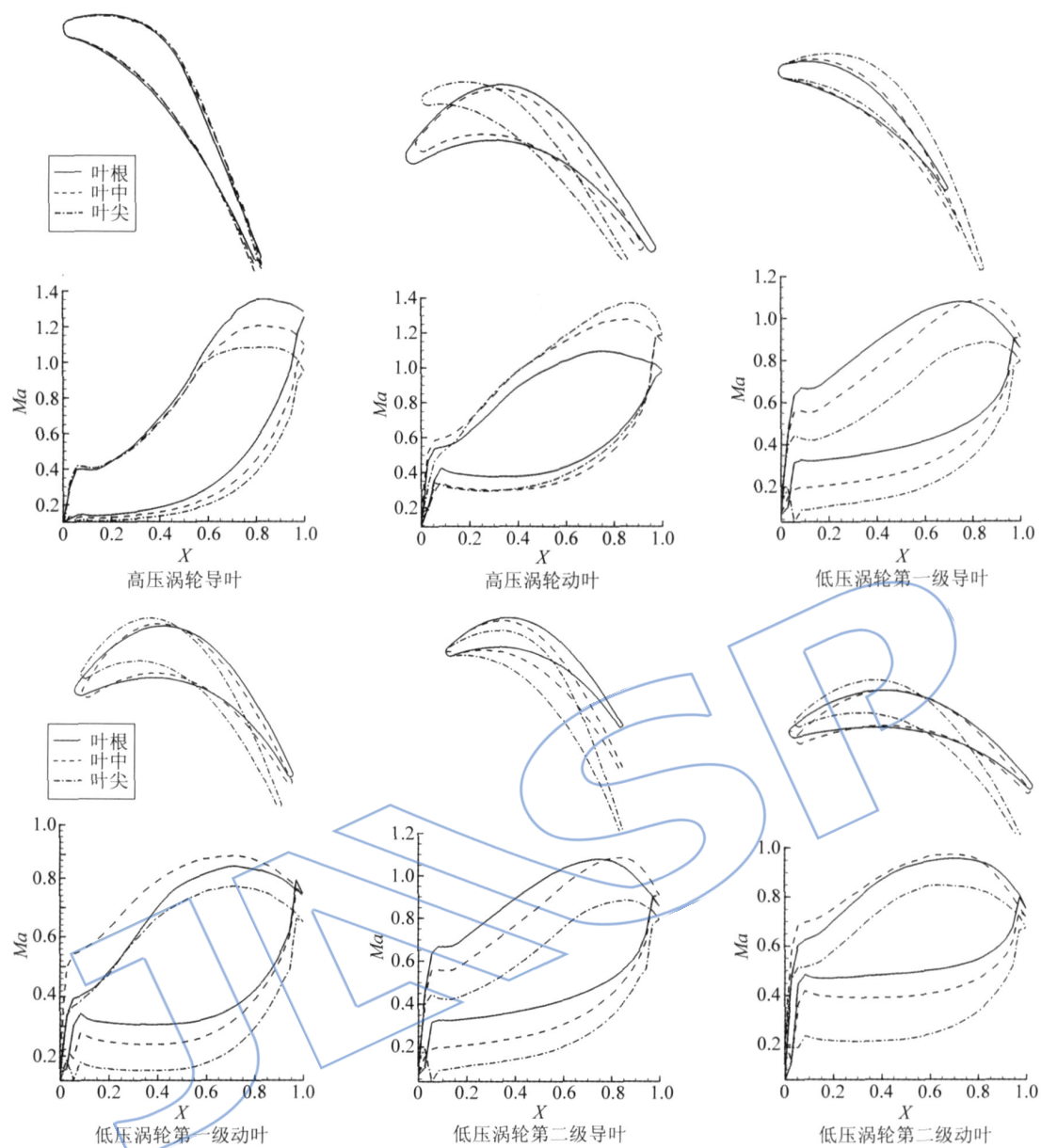


图 3 叶型及其表面等熵马赫数分布

Fig. 3 Blade profiles and isentropic Mach number distribution

表 2 数值模拟结果与设计要求的对比

Table 2 Numerical simulation results and the design requirements

		高压涡轮		低压涡轮		涡轮总体参数
			第一级	第二级	整级	
效率	设计要求	0.875			0.890	
	通流计算	0.888	0.897	0.862	0.890	
	三维模拟	0.894	0.894	0.869	0.903	0.908
膨胀比	设计要求	3.06			2.88	8.813
	通流计算	3.08	1.724	1.678	2.893	
	三维模拟	3.09	1.717	1.684	2.891	8.935
流量/(kg/s)	设计要求	3.35			3.50	
	通流计算	3.386			3.60	
	三维模拟	3.398			3.61	

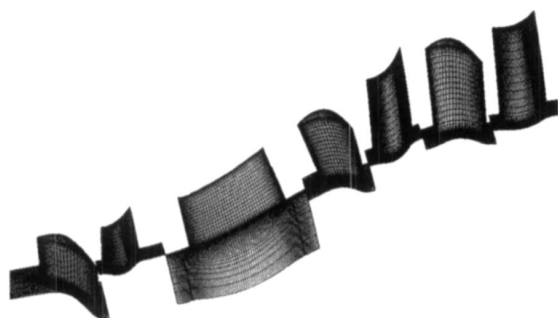


图 4 数值模拟网格

Fig. 4 Computational mesh

节点,动叶通道内设置 45 个节点.高压动叶叶尖带有 2 %叶高的叶尖间隙,低压动叶带有 1 %叶高的叶尖间隙,所有间隙内网格采用蝶型网格,沿径向设置 9 个网格节点.保证叶片表面第一层网格的 y^+ 基本在 5 以内.

表 2 给出了数值模拟结果与设计要求的对比.可以看到该涡轮流量比设计要求略微偏大,这主要是在考虑到实际加工时叶片与轮毂连接处倒角等会对喉道面积产生一定影响,在设计时流量留出了一定的裕度.在流量和膨胀比满足要求的前提下,涡轮的效率明显高于设计要求,其中高压涡轮高出 2.35 %,低压涡轮高出 1 %,说明该涡轮能满足总体方案的气动参数要求.

图 5 给出了高压涡轮导叶和动叶叶片表面的极限流线分布和静压云图,其中左侧为压力面,右侧为吸力面.可以看出导叶压力面附近二次流较弱,流动状态较好,导叶吸力面中后部靠近叶尖处叶片表面极限流线明显拐向通道中部,说明此处机匣通道涡较强,而轮毂附近的极限流线没出明显的转向通道中部,说明轮毂通道涡发展较弱.动叶压力面和吸力面的极限流线表明,在动叶通道中轮毂通道涡很强,在出口处发展到了约 40 %叶高处,对吸力面附近的流动产生了显著的影响.在动叶叶尖附近相对较大的间隙使得叶尖泄漏非常明显.

图 6 给出了高压涡轮根、中、尖三个截面上的流线分布和马赫数云图,其中根、中、尖截面分别取在 10 %,50 %和 90 %叶高位置.比较三幅图可以看出,在导叶通道中,叶根附近的马赫数要高于叶尖附近,在叶根和叶中附近的通道内出现了激波,对照图 5 可知该激波对流动产生了一定影响,但并未引起叶片附面层的分离,说明本实例对此处流动的控制取得了一定效果.在动叶通道内,叶根和叶中截面的流动较为理想,流线沿着叶型光滑流过,而叶尖截面受到叶尖间隙泄漏流的影响流动较为复杂,尤其在吸力面附近,流线因较强的泄漏而发生明显弯折.

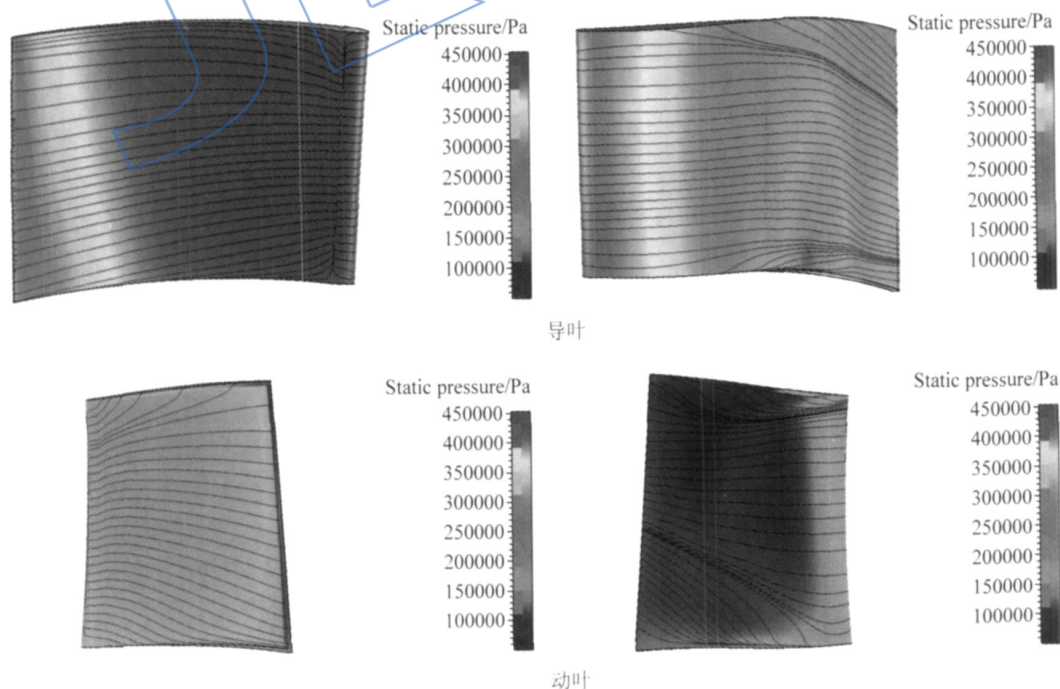


图 5 高压涡轮叶片表面极限流线分布和静压云图

Fig. 5 Limiting streamlines and pressure distribution on the high pressure turbine blade surfaces

图 7 给出了低压涡轮各排叶片表面的极限流线分布和静压云图,左侧为压力面,右侧为吸力面.可以看到低压第一级导叶压力面极限流线整体向叶尖方向发展,而吸力面叶尖附近的极限流线明显偏向通道中部,说明此处机匣通道涡发展很强,这主要是由于第一级导叶流道具有一定的扩张角,且机匣壁面的倾角交轮毂壁面要大.同样的情况也出现在了第一级动叶流道中,而且该处轮毂通道涡也有较强的发展.相比第一级涡轮,低压第二级通道内的二次流明显减弱,这一方面是由于流道扩张角的减小,另一方面是第二级涡轮

的负荷明显小于第一级.同时可以看到,在低压涡轮动叶叶尖同样存在明显的泄漏流.

图 8 给出了两级低压涡轮根、中、尖三个截面上的流线分布和马赫数云图.与高压涡轮类似,由于马赫数较高,低压第一级导叶根部出现了激波,但未引起分离.对比图 6 所示结果,低压涡轮叶尖截面的流线并未出现很明显的弯折,说明叶尖泄漏涡对主流的影响有限,其原因主要是低压涡轮单级负荷远小于高压涡轮以及动叶叶尖间隙相对较小.

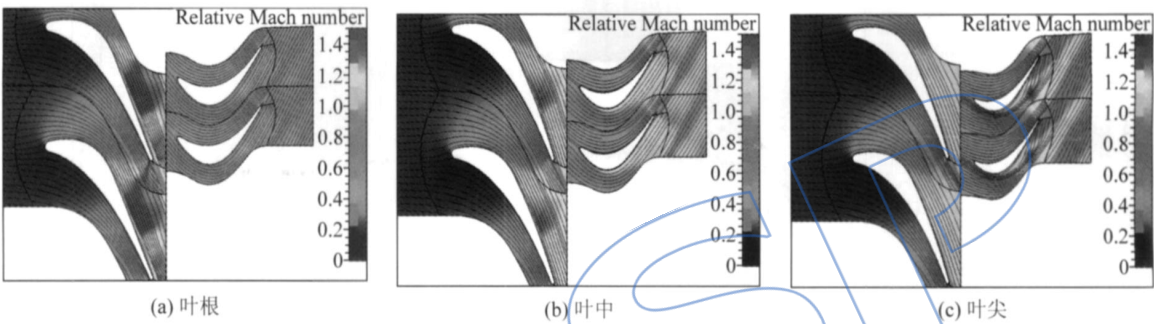


图 6 高压涡轮不同叶高截面流线分布和相对马赫数云图

Fig. 6 Streamlines and relative Mach number distribution on the high pressure turbine S_1 stream surfaces

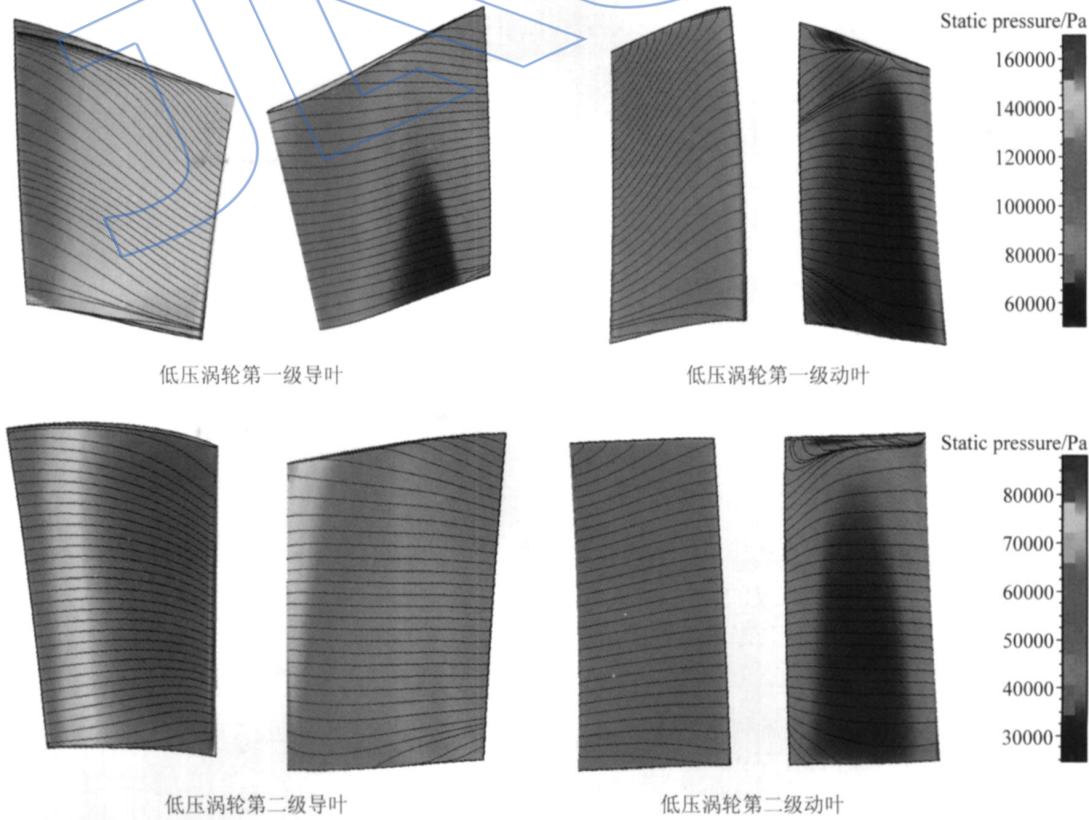


图 7 低压涡轮叶片表面极限流线分布和静压云图

Fig. 7 Limiting streamlines and pressure distribution on the low pressure turbine (LPT) blade surfaces

图 9 为高、低压涡轮出口周向平均的马赫数和周向气流角沿叶高的分布. 高压涡轮出口平均气流角为 92.1° , 且分布较为理想, 在 20 % 叶高以上的位置其值都在 $90^{\circ} \sim 93^{\circ}$ 之间, 仅在叶根附近气流角偏离轴向较远, 这主要是由于存在较强的轮毂通道涡. 高压涡轮出口平均马赫数为 0.465, 分布也较为均匀, 同样是在轮毂通道涡区域出现了明显的低速区. 低压涡轮出口平均气流角为 89.8° , 大部分区域在 $85^{\circ} \sim 95^{\circ}$ 之间且沿叶高基本

呈线性分布, 出口平均马赫数为 0.446, 在叶高方向同样呈线性分布. 图 9 所示结果同样说明了低压涡轮中二次流强度明显小于高压涡轮. 本文在设计过程中尽量降低高、低压涡轮出口马赫数并保证出口气流接近轴向, 这主要是考虑到高压涡轮之后是较长的扩压段和相对厚度很大的支板, 接近轴向的气流角和较低的马赫数有利于降低过渡段和支板的气动损失, 而对于低压涡轮, 上述设计则有利于降低发动机的排气损失.

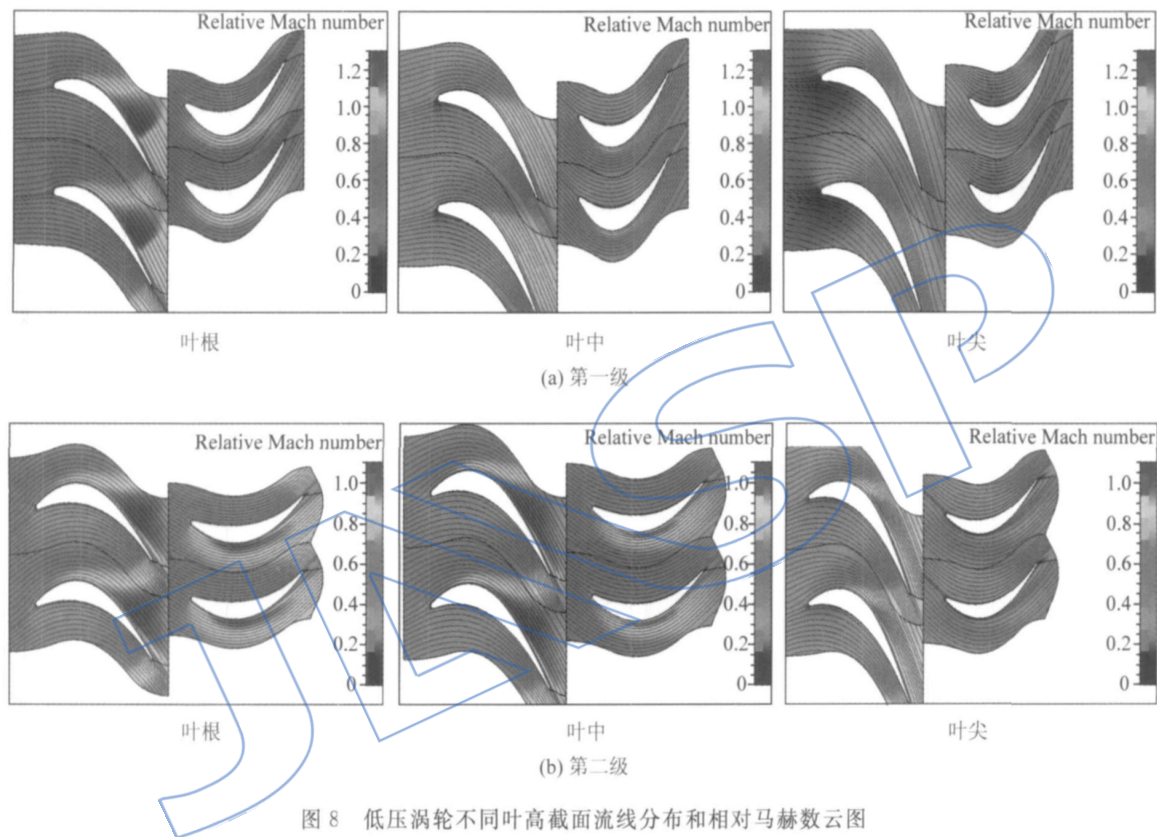


Fig. 8 Streamlines and relative Mach number distribution on the low pressure turbine S_1 stream surfaces

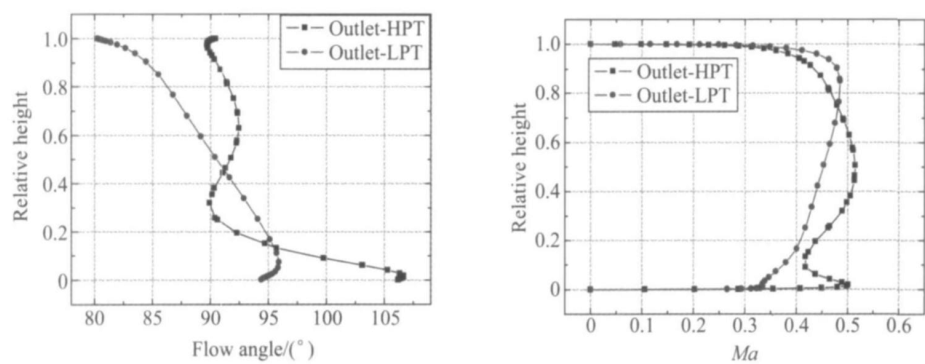


图 9 高/低压涡轮出口周向气流角和马赫数分布
Fig. 9 Distribution of the circumferential flow angles and the Mach number at the high pressure turbine and low pressure turbine (HPT/LPT) outlet

3 结 论

在充分理解小涡轮内部流动特点的基础上,本文成功完成了某小型涡轮风扇发动机涡轮部件气动设计,并对小型发动机涡轮部件气动设计方法进行了探讨,主要结论如下:

1) 采用较大反力度的设计,能有效控制导叶通道内的摩擦损失和激波损失,也有助于改善动叶通道内的流动;

2) 采用较小的流量系数和载荷系数的设计能增大叶片高度,从一定程度上削弱“尺寸小、转速高”所带来的二次流、叶尖泄漏等方面的不利影响;

3) 对工作于低雷诺数条件下的小涡轮而言,负荷沿弦向和叶高的合理分布对边界层、二次流和泄漏流等的控制具有重大意义。

参考文献:

- [1] Moustapha H. Small gas turbine technology: evolution and challenges[R]. AIAA-2003-2559.
- [2] 胡晓煜. 国外高空长航时无人机动力技术的发展[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2006, (4): 56-60.
HU Xiaoyu. Development of high altitude long endurance UAV propulsion technology[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2006, (4): 56-60. (in Chinese)
- [3] Wills T K, Wise E P. Development of a new class of engine-the small turbofan[R]. AIAA-76-618.
- [4] Alcorta J A. Small engine propulsion readiness for the 21st century[R]. AIAA-86-1624.
- [5] Johnson E T, Lindsay H. Advanced technology programs for small turboshaft engines: past, present, future[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1991, 113: 33-39.
- [6] Hong W. Technology for jet engines: a case study in science and technology development[R]. AIAA-2004-6236.
- [7] Stricker J M. Turbine engine affordability [R]. AIAA-2002-3619.
- [8] 崔济亚. 小航空发动机国外现状及发展趋势[J]. 推进技术, 1991, (6): 1-4.
CUI Jiya. Present status and trend of development of small aeroengines abroad[J]. Journal of Propulsion Technology, 1991, (6): 1-4. (in Chinese)
- [9] 施发树, 刘兴洲. 一体化小涡扇发动机系统的气动热力数值模拟[J]. 推进技术, 2000, 21(2): 8-11.
SHI Fashu, LIU Xingzhou. Aerothermodynamic numerical simulation of integrated small turbofan engine system[J]. Journal of Propulsion Technology, 2000, 21(2): 8-11. (in Chinese)
- [10] 石靖, 韩鉴元. 小发动机涡轮的气动设计问题[J]. 航空动力学报, 1991, 6(1): 29-32.
SHI Jing, HAN Jianyuan. Aerodynamical design for small gasturbines[J]. Journal of Aerospace Power, 1991, 6(1): 29-32. (in Chinese)
- [11] Matsunuma T. Unsteady flow field of an axial-flow turbine rotor at a low Reynolds number[J]. Journal of Turbomachinery, 2007, 129(2): 360-371.
- [12] 邹正平, 叶建, 刘火星, 等. 低压涡轮内部流动及其气动设计研究进展[J]. 力学进展, 2007, 37(4): 551-562.
ZOU Zhengping, YE Jian, LIU Huoxing, et al. Research progress on low pressure turbine internal flows and related aerodynamic design[J]. Advances in Mechanics, 2007, 37(4): 551-562. (in Chinese)
- [13] Denton J D. Loss mechanisms in turbomachines[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1993, 115: 621-656.
- [14] Smith S F. A simple correlation of turbine efficiency[J]. Journal of the Royal Aeronautical Society, 1965, 69: 467-470.
- [15] 杨琳, 邹正平, 李维, 等. 尾迹作用下不同负荷分布叶型边界层发展研究[J]. 工程热物理学报, 2006, 27(5): 751-753.
YANG Lin, ZOU Zhengping, LI Wei, et al. Investigation of boundary layer development for different loading distribution considering wake effect[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2006, 27(5): 751-753. (in Chinese)