

涡轴发动机涡轮部件改型气动分析*

李 文^{1,2}, 张新敬^{1,2}, 张华良¹, 张冬阳¹, 谭春青¹

(1 中科院工程热物理研究所, 北京 100190 2 中科院研究生院, 北京 100190)

摘 要: 首先对涡轴发动机涡轮部件的变工况特性进行了数值研究, 计算结果与实验测量吻合良好。在此基础上, 引入拓扑分析手段, 对有、无中间承力支板的涡轮内部流场进行了详细分析。结果表明: 支板对效率、流量等总体性能参数影响不大。最后对涡轮进行了改型优化, 去掉支板, 缩小尺寸并由动力涡轮静叶栅作为承力框架。计算表明: 通过适当的气动优化, 无支板的涡轮气动性能可以进一步提高。

关键词: 涡轮轴发动机; 涡轮; 涡轮叶片; 气动构型; 气动设计

中图分类号: V231.3 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2010) 03-0314-06

Aerodynamic investigation on retrofit for turbine of a turbo-shaft engine

LI Wen^{1,2}, ZHANG Xin-jing^{1,2}, ZHANG Hua-liang¹, ZHANG Dong-yang¹, TAN Chun-qing¹

(1 Inst. of Engineering Thermophysics, Academia Sinica, Beijing 100190, China)

2 Graduate School of the Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract Numerical investigation on the turbine performance of a turbo-shaft engine is carried out under various working conditions. It shows that the numerical results agree well with the experimental measured data. To study the effects of the guide vanes, limiting streamline and topology of the internal flow fields are analyzed based on the numerical results. It is found that the overall performance of the turbine including efficiency and flow rate varies little by comparing with that in absence of the guide vanes. Optimization is then conducted finally by replacing the guide vanes with the free power turbine stator blades and optimizing the meridional flow path. The results reveal that after optimization, the performance is improved with less weight and higher power output.

Key words Turbo shaft engine; Turbine; Turbine blade; Aerodynamic configuration; Aerodynamic stalling

1 引 言

涡轮作为涡轴发动机中的关键部件在其研制体系中占有举足轻重的地位。当前, 涡轮部件的发展主要有两种趋势: 一是不断提高涡轮前温度, 以提高发动机的效率和输出功; 二是继续增加涡轮叶片排的负荷, 以减少涡轮叶栅排数, 从而达到减轻重量, 提高发动机推重比的目的。如新型耐热材料及各种冷却方法^[1,2]的研究及应用主要是为了提高涡轮前温度, 而通过增加叶片气动载荷而减少叶片(排)数目^[3,4], 其目的是在不降低气动性能的情况下减小涡轮重量和

成本。本文主要是基于后一种发展趋势开展研究。本文以涡轴发动机的涡轮部件为对象, 采用求解 RANS 方程组的 FINE/Turbo 软件包, 在已有实验结果(七个工况点)的基础上, 对涡轮的变工况特性进行了数值模拟。在对数值方法进行校核的基础上, 从工程应用的实际出发, 对涡轮部件进行优化设计。通过详细的数值模拟, 并应用流谱的拓扑分析手段, 讨论有、无中间承力支板对涡轮气动性能的影响, 目的在于探索以动力涡轮静叶栅代替支板的支撑作用的可行性, 从而为进一步开展涡轮部件的气动优化设计提供借鉴和理论指导。

* 收稿日期: 2009-03-25 修订日期: 2009-08-10

作者简介: 李文(1982—), 男, 博士生, 研究领域为航空发动机涡轮性能数值和实验。

E-mail: liwen@mail.etp.ac.cn

2 数值模拟方法及校核

本文研究对象为航空涡轴发动机涡轮部件,其基本结构如图 1(a)所示,涡轮分为两部分,均为单级轴流式。前一级为燃气涡轮,其作用为对压气机提供动力,主要部件包括燃气涡轮、燃气涡轮轴承座支板等;后一级为动力涡轮,其作用为对外输出动力,主要部件包括动力涡轮、动力涡轮轴承座支板等,文中支板均指燃气涡轮轴承座支板。两级涡轮不同轴,转动方向相反,且转速不同。冷却方式是对燃气涡轮导叶采用冲击冷却,冷气量约占总流量的 3%,而由于没有冷却结构数据,计算暂未考虑冷却,计算中工质均为燃气,设计点工况油气比为 0.023 37,由燃气热力性质表查得工质热力性质。

数值模拟采用 FINE/Turbo 软件包,生成网格数约为 250 万,见图 1(b);采用时间相关法对雷诺平均 N-S 方程组进行求解。具体的数值方法为:采用格子中心式有限体积法进行空间离散,离散格式选择为中心差分格式,时间项采用 4 阶 Runge-Kutta 法进行离散,湍流模型采用 Spalart-Allmaras 一方程模型,同时采用多重网格技术和隐式残差光顺法等加速收敛。计算域包括涡轮进口段、燃气涡轮、动力涡轮及两排支板。根据实验工况,其进出口条件设置为:进口给定总温总压;出口以标准大气压为背压。

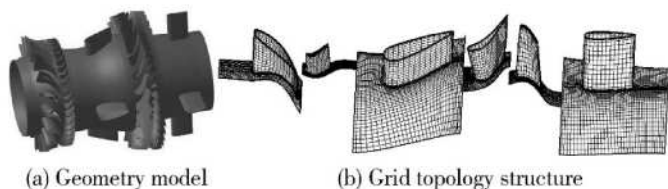


Fig. 1 Geometry model and grid topology structure

图 2 所示为各工况计算所得的输出功(文中输出功均指动力涡轮所输出功)系数、质量流量系数与已有实验结果的对比,横坐标 1~7 为 7 个实验工况点,各实验工况点选择准则:折合流量 $GT_0^{1/2} P_0^*$ 相等。图中数据无量纲化处理方法:均以设计点(工况 3)实验结果为基本参数,输出功系数、质量流量系数、进口温度系数均为各相应量除以基本参数所得无量纲参数。由图 2 可以看出,无论是质量流量还是涡轮输出功计算结果和试验结果都吻合良好,误差基本都在 3% 以内。在不考虑冷却的条件下,计算与实验值吻合如此良好,这一方面是由于采用了热态几何参数,另一方面由于冷气量较小,相关文献[25]计算

也表明冷气量在 3% 以内时,对涡轮性能计算影响有限。也说明本文所采用的计算方法和程序针对涡轮性能计算结果是可信的。

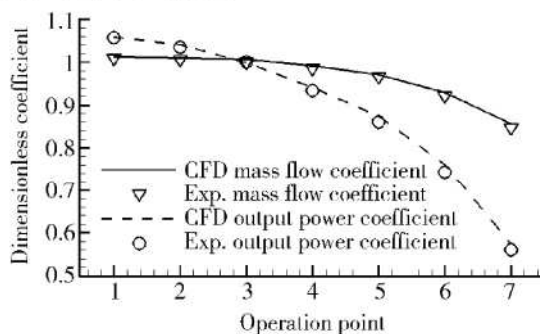


Fig. 2 CFD and experimental results

3 支板对涡轮性能的影响

航空发动机静子承力系统有多种形式^[6],本文研究涡轮在燃气涡轮动力涡轮之间采用增加一排承力支板结构,这种方式优点是结构简单、便于加工;缺点是增加了涡轮体积和重量。如果采用涡轮导叶传力方式,则可省去中间承力支板,大大缩短涡轮长度,减轻发动机重量,这对航空发动机来说至关重要。作为起支撑作用的部件,支板设计原则是其对整机性能的影响应尽量小。首先研究此排支板对涡轮内部流场及总体性能的影响。

图 3 为支板能量损失系数沿叶高的分布,图中可以看出,支板在 65% 叶高以下损失较小,并形成一个反“S”型分布,而 65% 叶高以上损失系数却迅速增加,由图 4 极限流线分析可揭示产生这一现象的原因。

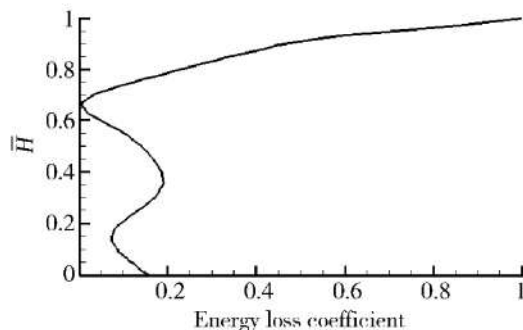


Fig. 3 Guide vane outlet energy loss coefficient

在支板表面极限流线谱上可以看到在压力面和吸力面分别形成了两条明显的分离线。其中,靠近根部的一条分离线开始比较早,位置比较低,分析认为是壁角涡形成的(由于支板的节距相对非常大,端壁

附面层的横向二次流较弱,不认为此处存在由强横向二次流引起的所谓的下通道涡),这里聚集了一定程度的低能流体,是端壁附近高损失的来源,结合下端壁极限流线谱可知其影响范围不大,而且从拓扑结构上看,此分离属于开式分离,对损失和整个流场的影响不大。另一条分离线起始于 20% 弦长处,范围很大,最大影响范围占到 80% 叶高,并且在靠近尾缘处形成了强烈的螺旋涡,使得整个叶片表面的回流非常严重,结合端壁极限流线谱可以看到,在支板两侧同样回流严重,并且各存在一个明显的螺旋点。从拓扑结构看,支板上半部分的流谱更加复杂,奇点明显增加,整体上为典型的闭式分离结构,在分离区内,流动掺混严重,损失明显增加,这也解释了上端壁附近的流动损失明显高于下端壁附近损失的原因。

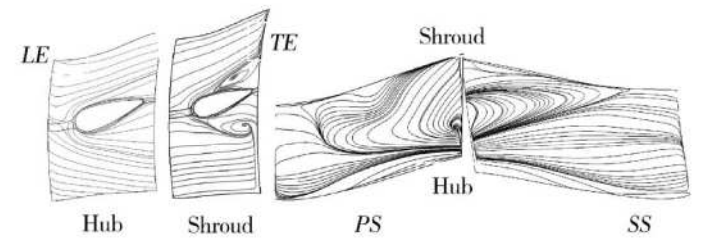


Fig. 4 Guide vane limiting stream line

分析支板附近流动产生损失的原因,除了由于强度的要求而使支板达到较大的厚度,从而使流动在支板后部易于产生分离外,机匣形状在叶片顶部产生的扩张作用也使得叶片上半部分流动更加恶化,这也提示我们支板本身存在进一步优化的潜力,比如可以考虑在满足强度条件下设计成一定程度的扭支板,或者在顶部采用端弯设计来改善顶部流动,甚至采用无支板而直接过渡的形式。为了验证这一想法,本文进一步考察了有、无支板对涡轮总体性能的影响。表 1 为中间支板对涡轮总体性能影响结果对比,可以看出两种情况下质量流量不变,输出功系数变化仅有 0.2%,效率增加了 0.15%。

Table 1 Performace effect of the guide vanes		
	Guide vanes	No guide vanes
Mass flow coefficient	1.002	1.002
Efficiency/%	87.93	88.08
Output power coefficient	0.994	0.996

由以上分析可知,由于中间支板每排只有 4 个叶片,尽管其表面流动复杂,附近损失较大,但其对总体

性能影响有限,因此可以考虑对此涡轮承力系统进行气动改型,即由动力涡轮导叶作为承力框架。

4 涡轮气动改型研究

承力构件及附属结构通过动力涡轮静叶栅,这种结构在多种航空发动机上已实际应用,如涡喷 6 涡喷 7 等^[6],因此具有实际可行性。根据第 2 节的计算结果可知中间支板仅具有承力作用,对涡轮气动性能影响很小。在此基础上,本节对涡轮部件继续进行气动优化(包括:去除中间支板、缩短流道和流道优化),目标是使动力涡轮静叶栅作为承力框架。流道优化方法为^[7]:子午流道形状满足亚声速扩压流道的要求,从而获得逐渐扩压的流动效果,以使涡轮过渡段气动损失最小。图 5 为原型及优化改型几何结构对比。改型后,整个流道长度缩短 18%。且由于燃气涡轮和压气机同轴,这就大大减小了此轴承所承受轴向力,使得此处强度要求不高,且改型后总截面积基本不变,有足够空间设计承力构件以满足强度要求。

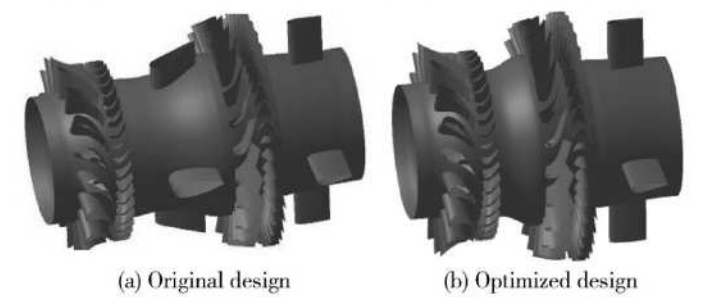


Fig. 5 Original& optim ized design geom etry model

表 2 为改型前后涡轮总体性能计算结果,可见改型后流量增加 2.7%,而动力涡轮输出功却增加 10.4%,流道缩短 18%,且效率增加 0.77%。

Table 2 Original& optim ized design performace comparison		
	Original design	Optim ized design
Mass flow coefficient	1.002	1.029
Efficiency/%	87.93	88.70
Output power coefficient	0.994	1.097

本文分别对改型前后燃气涡轮静叶(S1)、动叶(R1)和动力涡轮静叶(S2)、动叶(R2)的气动性能进行了对比分析。图 6 为改型前后四排叶栅出口处节距平均能量损失系数沿叶高的分布,图 7 为改型前后 4 排叶栅的极限流线谱。由图可知, S1 叶栅出口的

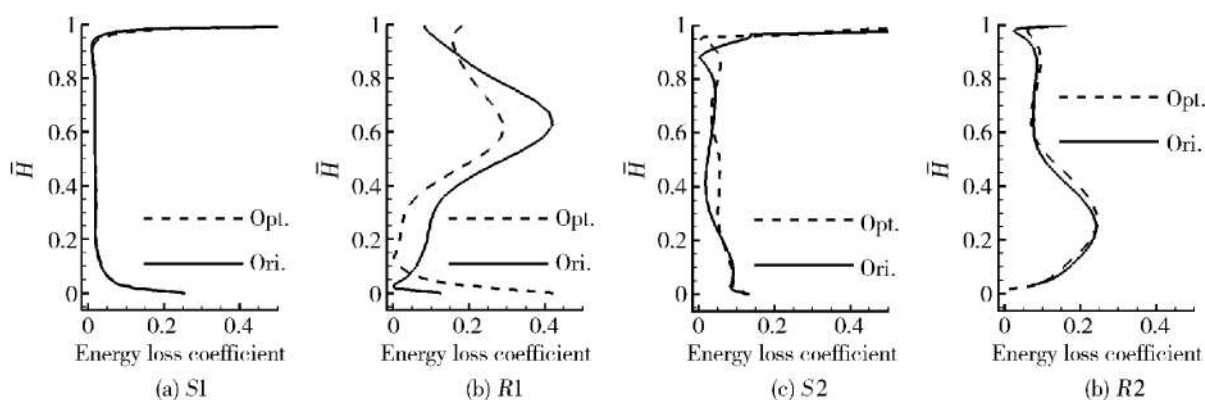


Fig. 6 S1 R1 S2 R2 energy loss coefficient distribution along S1 R1 S2 R2 height

能量损失系数很小, 其值在大部分叶高范围内都小于 0.03, 并且在改型前后几乎不变 (图 6a); 这与叶栅极限流线的计算结果一致, 改型前后流谱的拓扑结构基本相同: 流线分布均匀, 都没有明显的二次串流和分离线; 说明支板的去除和流道的优化对第一级 (燃气涡轮) 静叶影响不大。对于 R1 原型叶栅, 能量损失在大部分叶高范围内都较高, 并且沿径向变化剧烈。改型后, 叶栅损失在 15% 至 90% 叶高范围内都有不同程度的减小, 表明改型后 R1 叶栅出口的二次流掺混明显减少, 流动得到改善; 而且由于损失沿径向分布更加均匀, 这将有利于保持下游叶栅的进口均匀。

从极限流线谱可以看到, 改型前后 R1 叶栅的吸力面均出现了明显的分离线, 但分离区由改型前的占整个叶高的 70% 减小到改型后的 40%, 分离范围大为减小。对于 S2 叶栅, 改型后能量损失系数的径向分布更加均匀, 作者认为这是因为叶栅进口流动更加均匀的结果, 这也证明了上述关于 R1 叶栅的流动分析。需要指出的是, 第二级静叶总的能量损失有一定程度的增加, 可能是因为支板的去除和流道的优化 (包括 R1 叶栅出口的变化) 导致 S2 叶栅的进口条件发生较大变化, 而本研究没有对 S2 叶栅重新进行气动匹配, 因此优化后的流场相对 S2 而言并

非最佳, 这也提示下一步可以通过对此进行气动匹配而进一步提高涡轮性能。从极限流线谱同样可以看到, 改型前后流动没有得到改善, 流谱的拓扑结构基本相同。对于 R2 能量损失系数和极限流线谱均表明, 改型对该列叶栅的流动损失影响不大。由以上分析可知, 改型对第一级动叶 R1 的能量损失分布影响最大。

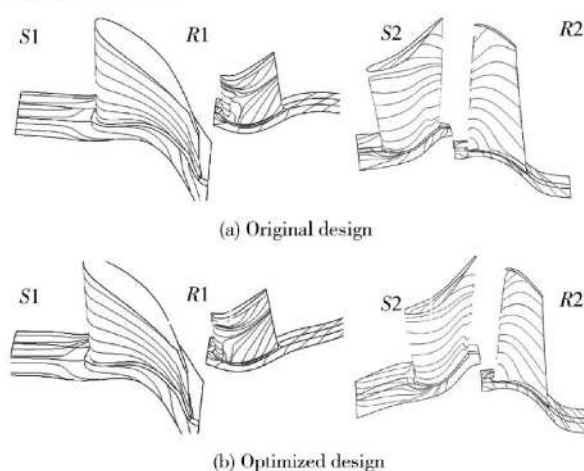


Fig. 7 Original & optimized design limiting stream line

叶型表面静压分布反映叶片的气动负荷。为了比较改型前后流场特点, 分别进行了根、中、顶三个截面的比较分析。图 8~11 为各排叶栅的载荷分布。

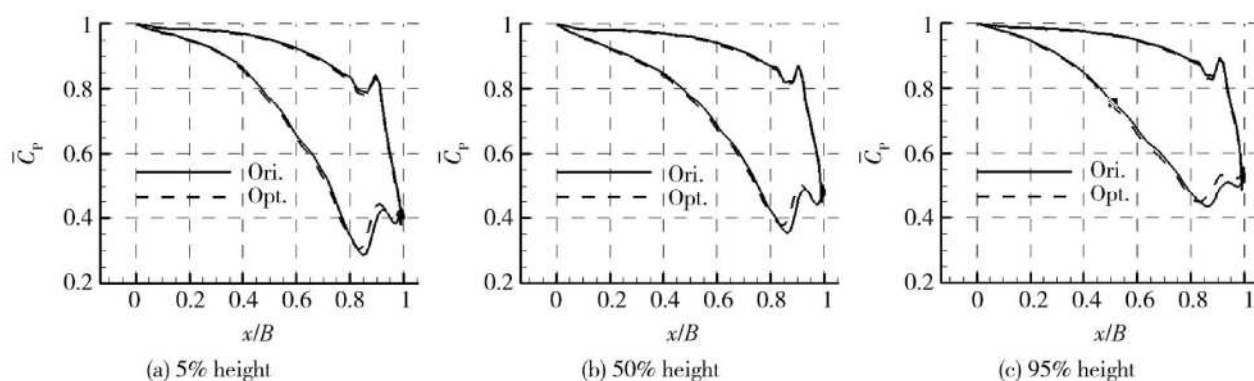


Fig. 8 Static pressure distribution along S1 surface

由图可知,对于第一级涡轮(燃气涡轮), $S1$ 叶栅受改型影响较小,表面载荷基本没有变化; $R1$ 叶栅吸力面尾缘压升较压力面更为明显,直接导致燃气涡轮输出功略有降低,对压气机的计算表明,此时燃气涡轮的输出功仍足以提供压气机所需功。对于动力涡轮(第二级涡轮),由于之前减少了一排支板,且流道缩短,压力损失有所减小, $S2$ $R2$ 叶栅改型后的表面压力值明显增加。其中, $S2$ 叶栅由于两侧皆存在压升,整体载荷变化不大,较明显的变化是叶片段尾缘

部分的扩压区后移,从而尾缘部分逆压梯度有所增加,导致尾缘分离增强,因此能量损失系数有所增加(图 6(c)); $R2$ 叶栅表面载荷明显增加,主要由于 $S2$ 叶栅出口压力有所增加,而吸力面增速更加急剧,一方面导致吸力面静压更低,载荷增加,另一方面由于在前缘上的过度加速,流动在离开前缘时转化为强烈的再扩压。总体看在 $1/4$ 叶高位置损失较大,主要由于此处存在严重的径向流动。

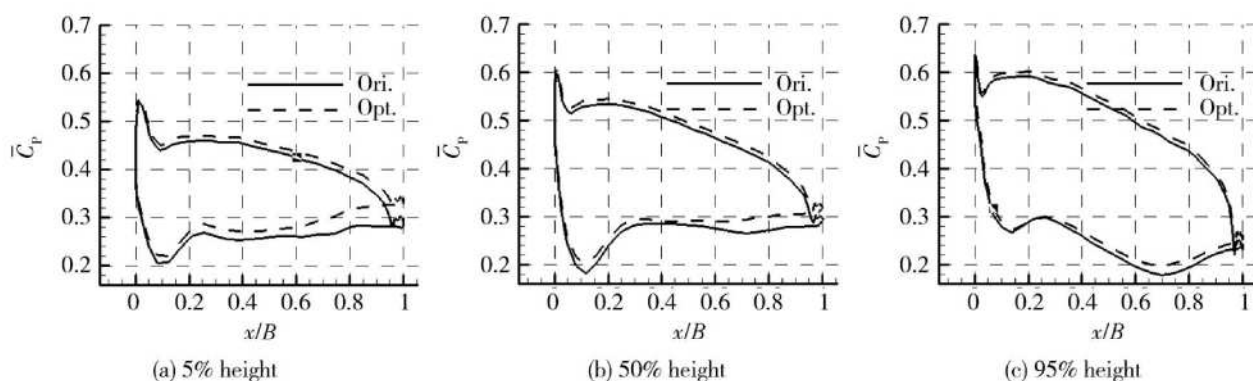


Fig. 9 Static pressure distribution along $R1$ surface

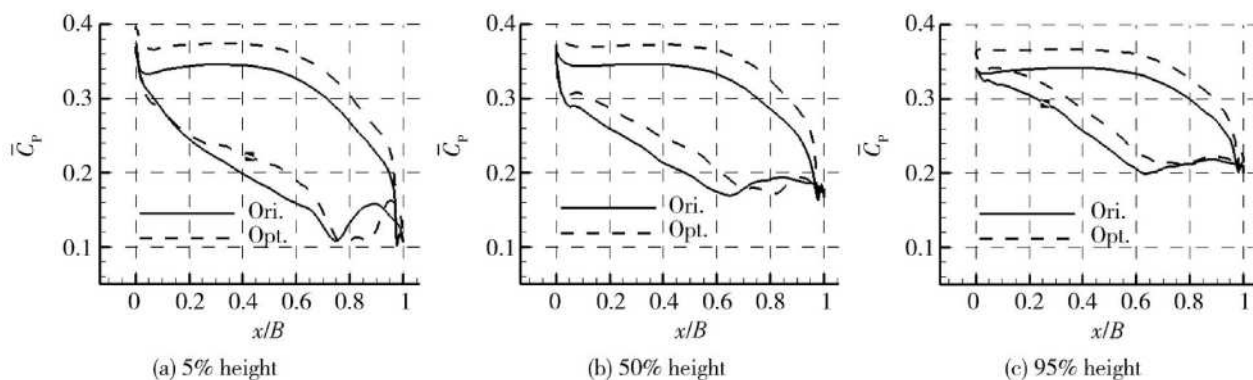


Fig. 10 Static pressure distribution along $S2$ surface

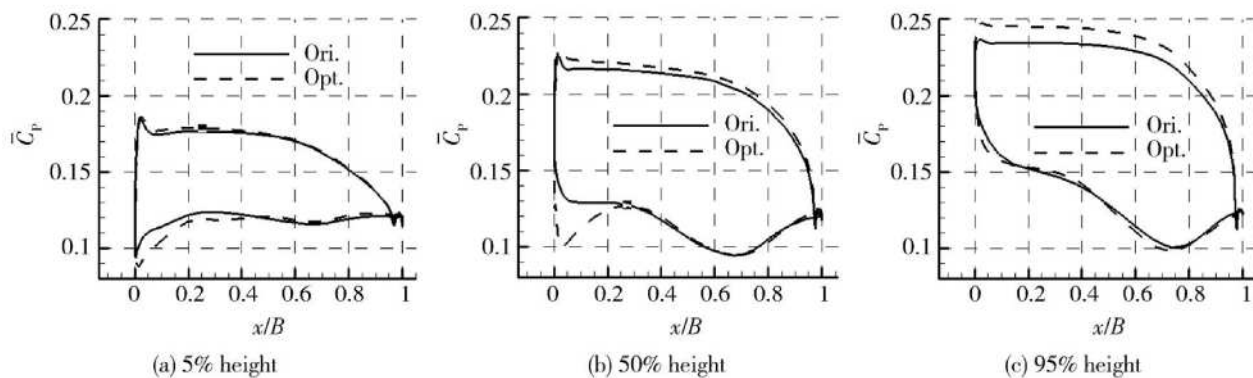


Fig. 11 Static pressure distribution along $R2$ surface

综上所述, 改型后总体气动性能明显改善。一方面由于 $R1$ 叶栅的流动得到改善, 同时流道长度减小 18%, 这都有效减小了流动损失, 因此效率提高 0.77%; 另一方面, 由于第二级涡轮的进口气流得到优化, 使得第二级涡轮的气动负荷明显提高。需要说明的是, 由于涡轮仅对 $S1$ 叶栅进行冷却, 改型是在 $R1$ 后进行, 可知改型对冷却影响不大。

5 结 论

本文采用数值模拟方法, 对支板流动特征及其对涡轮部件整体气动性能的影响进行了分析。在此基础上, 进一步对涡轮部件进行了气动改型优化, 并对其流动机理进行了详细分析, 得到以下结论:

(1) 不同工况下, 支板表面均存在明显的分离和回流, 且沿径向不断增加, 造成顶部分离严重, 从而引起局部气动损失明显增加, 这提示支板存在一定的气动优化潜力。

(2) 本文的算例表明, 虽然支板对其附近的流场影响较大, 但由于支板叶栅叶片个数较少, 导致支板对效率、流量等总体气动性能影响不大, 因此可以考虑去除支板。

(3) 计算表明, 通过去除支板, 并对流道进行适当优化, 不仅可以使流道缩短 18%, 并且可以显著减少第一级动叶的能量损失, 优化第二级涡轮(动力涡轮)的进口气流, 使得第二级涡轮的气动负荷明显增加, 从而使得涡轮的整体性能得到显著提高: 绝热效率提高 0.77%, 流量增加 2.7%, 动力涡轮输出功增

加 10.4%。

(4) 对于现代航空涡轮, 由于其推(功)重比要求越来越高, 可尽量采用无承力支板形式结构, 这样既可减轻重量, 也能提高效率, 但同时带来加工难度及结构的复杂度的增加。

参考文献:

- [1] Brevet P, Dorignac C, Jolly M, et al. Heat transfer to a row of impinging jets in consideration of optimization [M]. *Int. J. Heat and Mass Transfer*, 2002
- [2] 赵晓路, 李维, 罗建桥. 冷气掺混对高压涡轮流场结构影响的数值分析 [J]. *工程热物理学报*, 2002, 23(5): 557~560
- [3] Curtis E M, Hodson H P, Baniaghbal M R, et al. Development of blade profiles for low pressure turbine applications [R]. *ASME 96-GT-358*
- [4] Howell R J, Ramesh O N, Hodson H P. High lift and aft-loaded profiles for low-pressure turbines [J]. *ASME Journal of Turbomachinery*, 2001, 123(2): 181~188
- [5] 张漫, 乔渭阳, 曾军, 等. 考虑冷气掺混的涡轮气动性能数值研究 [J]. *航空学报*, 2006, 23(5): 998~1004
- [6] 陈光, 肖陵. 航空燃气涡轮发动机结构设计 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1988
- [7] 孙志刚, 黄洪雁, 谭春青, 等. 某型燃机涡轮过渡段流场优化设计 [J]. *工程热物理学报*, 2008, 29(6): 940~942

(编辑: 张荣莉)

(上接第 313 页)

- [9] Ffowcs Williams J C, Hawkings D L. Sound generated by turbulence and surfaces in arbitrary motion [J]. *Philosophical Transactions of the Royal Society*, 1969, A 264(1151): 321~342
- [10] 胡国庆, 刘明宇, 傅德薰, 等. 轴对称射流气动声场的数值模拟 [J]. *计算物理*, 2001, 18(3): 193~198
- [11] 张楠, 沈泓萃, 姚惠之, 等. 孔穴流激噪声的计算与验证研究 [J]. *船舶力学*, 2008, 12(5): 799~805
- [12] 潘甫生, 邓兆祥, 赵海军, 等. 低马赫数射流噪声的

数值计算研究 [J]. *内燃机工程*, 2009, 30(2): 34~38

- [13] Proudman I. The generation of noise by isotropic turbulence [J]. *Proc. Roy. Soc.*, 1952, A 214: 119
- [14] Sarkar S, Hussaini M Y. Computation of the sound generated by isotropic turbulence [R]. *NASA Contract Report 93-74 NASA Langley Research Center, Hampton, VA*, 1993

(编辑: 张荣莉)