

文章编号:1000-8055(2012)11-2553-09

某双级高压涡轮全三维计算

曾 军, 王 彬, 卿雄杰

(中国航空工业集团公司 中国燃气涡轮研究院 涡轮技术室, 成都 610500)

摘 要: 采用自主研发的全三维黏性涡轮设计体系对某双级高压涡轮进行了反设计, 并利用商业软件 CFX12.0 在采用二方程湍流模型 SST(shear stress transportation)模型、考虑冷气和转捩等条件下对反设计得到的叶型进行了全三维计算分析, 采用源项模拟技术处理气膜冷却流动. 计算结果与试验数据进行了对比, 结果表明计算得到的效率与试验值吻合, 中等负荷高压涡轮气冷叶型采用后部加载设计技术可有效控制流动损失.

关 键 词: 高压涡轮; 三维计算; 转捩; 气冷叶型; 后部加载

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Three-dimensional analysis of two-stage high pressure turbine

ZENG Jun, WANG Bin, QING Xiong-jie

(Turbine Technique Department, China Gas Turbine Establishment,
Aviation Industry Corporation of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: The blade profiles of a two-stage high pressure turbine (HPT) were redesigned using 3-D viscous turbine design system developed independently, and the 3-D analysis with cooling air and transition being considered was conducted by commercial software CFX 12.0. A two-equation turbulence model shear stress transportation (SST) was used. The film cooling flow was dealt with using source term modeling techniques. The comparison of calculation results and the test data shows that the predicted efficiency agrees well with the test data, and aft-loaded technique can reduce loss effectively for the cooling blade profile of normal level HPT.

Key words: high pressure turbine; 3-D calculation; transition;
cooling blade profile; aft-loaded

目前, 国家已将大型飞机定为重大专项工程之一. 大型飞机采用的发动机都是 2~4 台大涵道比涡扇发动机. 振兴航空, 动力先行. 要上大飞机工程项目, 大涵道比涡轮风扇发动机的研制就显得尤为迫切. 目前世界上能独立研制各类飞机的国家有 20 多个, 但能独立研制航空发动机的却只有美、俄、英、法、德等少数几个国家. 正因为如此, 这些国家长期以来一直将航空发动机列为国家战

略性产业, 其核心技术严格禁止向国外出口或转移, 从而形成航空动力的全球垄断. 因此, 要上大飞机工程项目, 在探索全球动力采购和风险投资可能性的同时, 自力更生, 艰苦奋斗, 立足于走自主研发道路, 在关键技术上不依靠国外, 是我国真正跻身世界航空大国之列的必由之路.

为配合大飞机工程这一目标的实现, 国内正在开展民用大涵道比涡轮风扇发动机的设计和研

收稿日期: 2012-01-12

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20121115.1028.023.html>

作者简介: 曾军(1967—), 男, 四川仁寿人, 研究员, 博士, 主要从事涡轮设计工作.

究工作. 由于民用大涵道比涡扇发动机的设计和使用的特殊性, 国内在其产品的研制和生产方面还是空白, 亟待解决设计、试验和制造等方面的关键技术. 因此很有必要了解国外先进涡扇发动机的设计参数和特征.

上个世纪 70 年代中期到 80 年代初, 美国为保持商用航空运输动力发展上的优势, 由 NASA 主持实施了高效节能发动机 (energy efficient engine), 即 E3 研究计划, 目的是为下一代民用航空发动机研制提供技术储备. 这一计划的实施, 不仅使高负荷跨声速压气机、低污染短环燃烧室和跨声速大负荷涡轮等部件设计研制技术有了更大进展, 而且按预定目标完成了样机的整机试验. 它的研究成果很快被应用于新研制的航空发动机, 如 CF6-80C2, CFM56-5, PW2037, PW4000, V2500 等; 大涵道比民用涡扇发动机 GE90, 广泛采用 E3 发动机的研究成果, 并直接应用 E3 发动机的核心机技术. 因此了解和掌握 E3 双级高压涡轮的设计规律和特点, 对提高我国高压涡轮设计技术水平和独立自主地研制先进民机双级高压涡轮是非常必要和有益的.

本文利用建立的涡轮气动设计体系, 根据文献[1]提供的数据, 对某双级高压涡轮进行了反设计, 采用全三维 CFD 软件 ANSYS CFX 12.0 对该双级高压涡轮进行计算与分析. 为提高计算精度, 湍流模拟采用带转捩的剪切应力输运 (SST) 二方程模型. 使用了源项模拟技术模拟叶片气膜冷却流动. 对计算结果与试验数据进行了对比和分析, 验证了计算程序精度, 了解和掌握了该双级高压涡轮气动设计特点, 为自主研制先进民用航空发动机双级高压涡轮奠定了技术基础.

1 双级高压涡轮简介

本文研究的双级高压涡轮采用等中径设计, 中等负荷, 4 个叶片排的叶片数依次为 46, 76, 48 和 70, 子午流道如图 1 所示, 详见文献[1].

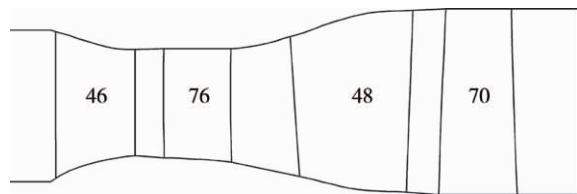


图 1 流道示意图

Fig. 1 Sketch of flow path

作为研制计划的一部分, 安排了 1 个空气涡轮试验来确定此涡轮将来在核心机试验和在核心机与低压部件组合体 (ICLS) 试验中可能达到的性能. 空气涡轮试验的第 1 部分是在环行叶栅中确定第 1 级导向器的性能, 第 2 部分是在旋转台上试验双级导向器和动叶. 试验时冷却气温度与主气温度之比与发动机状态温比保持一致, 给定每一个冷气回路的压力和温度. 试验得到了 92.5% 的涡轮效率.

表 1 为试验台模拟设计点参数 ICLS 的设计点参数的比较.

表 1 试验台模拟设计点参数与 ICLS 设计点参数比较

Table 1 Design point parameter comparison between test rig and ICLS

参数	ICLS	试验台
动叶进口总温/K	1588	683
能量函数 $(\Delta h/T_{t,41})/(J/(kg \cdot K))$	340.74	339.90
速度函数 $(n/\sqrt{T_{t,41}})/(rad/(s \cdot \sqrt{K}))$	33.19	33.19
流量函数 $(W_{41} \sqrt{T_{t,41}}/p_{t,4})/(kg \cdot \sqrt{K}/(s \cdot kPa))$	0.866	0.885
总压比 $p_{t,4}/p_{t,42}$	4.933	5.01
总静压之比 $p_{t,4}/p_{s,42}$	5.289	5.66
速度比 U/C_0	0.575	0.575
载荷系数 Ψ_p	0.648	0.646

2 双级高压涡轮反设计

为便于详细分析该双级高压涡轮, 利用软件 BladeDesign 1.6^[2] 进行了高压涡轮叶片反设计. 该软件为自主开发的、基于贝塞尔曲线的交互式解析造型程序, 可通过图形曲线的方式显示叶背曲率、叶盆曲率、叶片厚度、流道宽度、估算的叶型总损失和各损失分量等信息, 如图 2 所示. 以文献[1]提供的原始叶型数据作为背景叶栅, 通过调整主要的设计参数 (前后缘直径、弦长、安装角、半径、进出口构造角等) 和细调贝塞尔曲线控制点, 使设计的叶栅与背景叶栅重合, 即认为完成了叶栅设计. 完成基准叶栅反设计后按文献[1]给的积叠规律完成叶片的造型设计.

反设计后的 4 个叶片如图 3~图 6 所示.

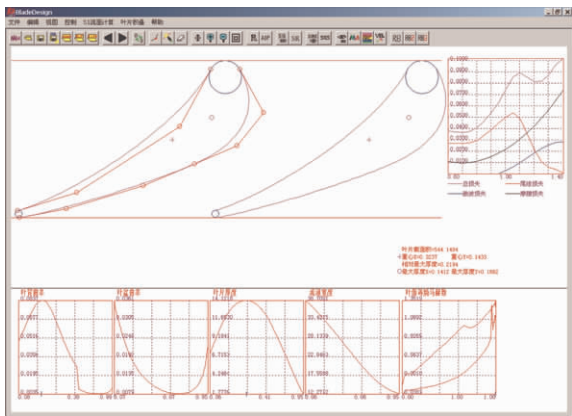


图 2 BladeDesign 1.6 用户界面
Fig. 2 User interface of BladeDesign 1.6

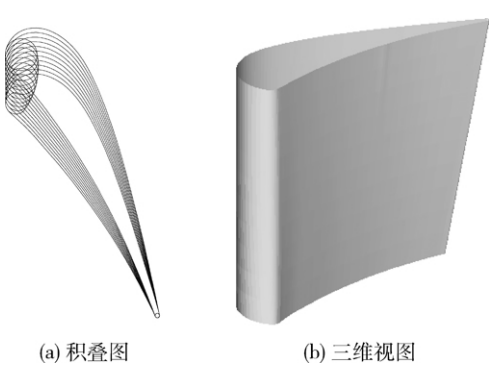


图 3 第 1 级导叶积叠图
Fig. 3 Aerofoil stacking of the first guide vane

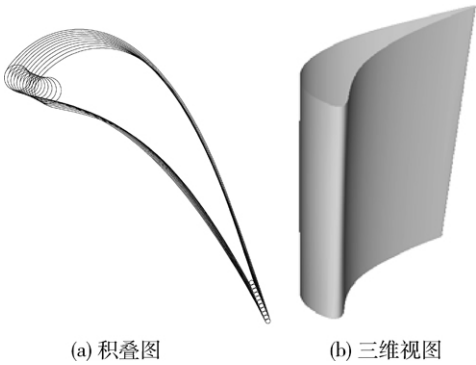


图 5 第 2 级导叶积叠图
Fig. 5 Aerofoil stacking of the second guide vane

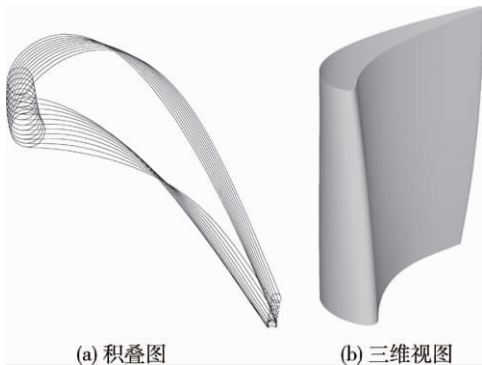


图 4 第 1 级动叶积叠图
Fig. 4 Aerofoil stacking of the first rotor blade

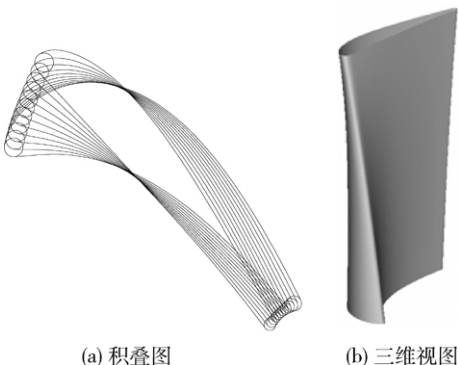


图 6 第 2 级动叶积叠图
Fig. 6 Aerofoil stacking of the second rotor blade

3 软件简介

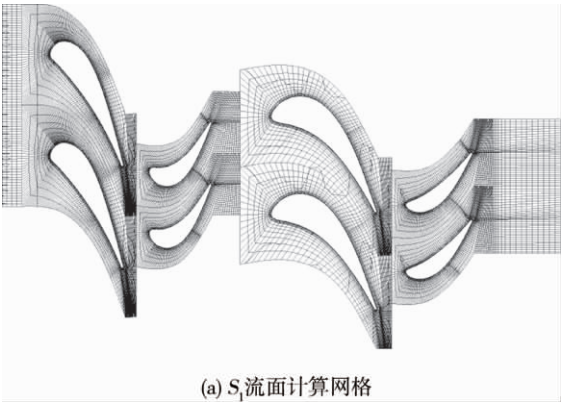
采用 ANSYS 公司的 TurboGrid 12.0 软件^[3]进行网格划分. 为模拟冷气流动, 采用了源项模拟技术, 用槽缝代替真实的气膜孔, 利用 ICEMCFD 12.0 软件^[4]设置冷气槽缝. 使用 ANSYS CFX 12.0 软件^[5]进行了流场计算和分析.

3.1 TurboGrid 12.0

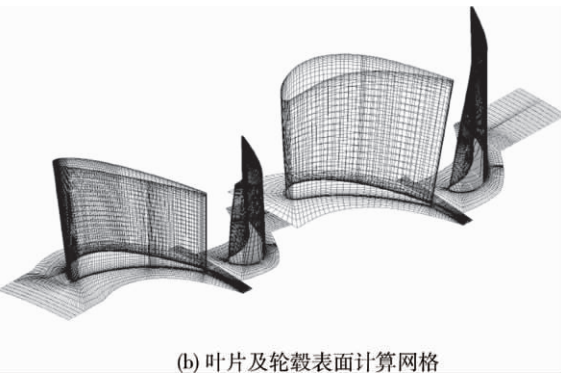
TurboGrid 12.0 是 ANSYS 公司开发的一款网格划分软件, 是专门为旋转机械设计的高度自动化全六面体网格生成器. TurboGrid 12.0 提供 BladeModeler, Flank Milled 和 Specify 等几种叶片几何模型生成方式, 并可切割叶片前后缘, 提供多种叶片径向间隙的生成方式; 提供 5 种周期性

边界面的生成方式;提供多种网格拓扑结构如 H/J/C/L Grid, H Grid, J Grid, H Grid Dorminant 等;可根据给定的雷诺数和 Yplus 自动生成近壁面的第 1 层网格高度;对各种复杂旋转机械的叶片自动快速生成高质量的六面体结构网格,网格正交性好;在叶片展向的截面上可显示质量差的部分,利于调节网格 block 块的节点;mesh statistics 选项可快速显示网格质量,并高亮显示不满足要求的网格区域。

生成的网格如图 7 所示,一导、一动、二导、二动网格节点数分别为 220720, 258645, 113739, 227065. 两级网格节点总数 820169, 单元总数 756338. 第 1 级动叶叶尖间隙为叶高的 0.94%, 第 2 级动叶叶尖间隙为叶高的 0.54%。



(a) S₁ 流面计算网格



(b) 叶片及轮毂表面计算网格

图 7 网格示意图

Fig. 7 Sketch of computational grid

3.2 ICEMCFD 12.0

ICEMCFD 12.0 是 ANSYS 公司开发的一款功能强大的网格划分软件,支持各种流行的 CAD 数据类型,能进行几何创建、修补、简化,支持六面体和四面体网格的划分,拥有强大的高级网格编辑功能,可为 100 多种求解器导出网格。

为了模拟气膜冷却流动,使用了源项模拟技术,即采用 1 条槽缝来模拟 1 排气膜孔,槽缝的面

积等于 1 排气膜孔面积的总和. 在包含槽缝面每一个单元上都定义了质量源、动量源、能量源和湍流量. 需要输入冷气参数包括:质量流量、冷气流动方向角、冷气温、冷气湍流度和涡黏性比. 当这些参数给定后就可以确定质量通量、能量通量、湍流动能通量、湍流频率通量和总的动量通量. 源项模拟技术曾在多个涡轮部件的三维数值模拟中得到很好的验证^[6-8].

图 8 为用 ICEMCFD 12.0 软件设置的冷气槽缝网格示意图。

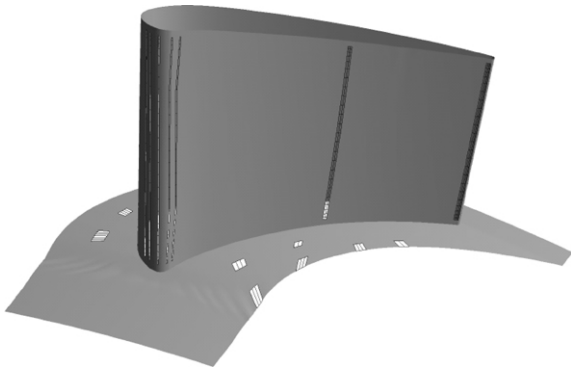


图 8 冷气槽缝示意图

Fig. 8 Sketch of coolant slots

3.3 CFX 12.0

ANSYS CFX 12.0 是 ANSYS 公司开发的一款流体计算软件,包含 3 个工具——前处理 CFX-Pre、求解器 CFX-Solver 和后处理工具 CFX-Post. 采用有限体积法求解三维 N-S 方程,在数值方法上同时利用了有限元法和有限体积法的优点. 其数值格式可从 1 阶迎风格式(upwind)到 2 阶精度格式中任意选择. 求解器采用全隐式耦合多重网格求解技术,使 CFD 求解稳定且收敛较快,并具有先进的网格自适应求解功能. CFX 12.0 提供了多达 16 种湍流模型,包括标准的 $k-\epsilon$ 模型、SST 模型、分离涡模拟模型(DES)、大涡模拟模型(LES)和雷诺应力模型等。

为得到较精确的解,必须使用能准确描述湍流机理的先进湍流模型. 在很多 CFD 程序中,广泛应用带标准壁面函数的 $k-\epsilon$ 湍流模型. 壁面函数假设近壁第 1 个网格节点满足附面层通用对数律. 然而实际上,常常很难预生成满足该条件的网格. 若不满足这个要求将会导致流场和机械性能的计算精度降低. 此外,这个模型具有高估壁面处切应力和传热系数的特点,导致对分离流动的预估不足,计算性能参数偏高。

在近壁区域 $k-\omega$ 模型比 $k-\epsilon$ 模型更加准确, 因此被成功地应用到具有中等逆压梯度的流动计算, 但对由压力引起的流动分离计算精度不高。尽管 $k-\omega$ 模型在近壁区域具有优异的性能, 但由于 ω 方程对附面层之外来流的 ω 值特别敏感的缘故, 限制了 $k-\omega$ 模型的应用。

为解决这个问题, Menter 提出了 SST 模型^[9]。该模型在近壁区域使用 $k-\omega$ 模型, 而在远离壁面区域采用 $k-\epsilon$ 模型。这样 SST 模型在近壁区域不仅具有 $k-\omega$ 模型计算精度高的特点, 而且在远离壁面区域又克服了 $k-\omega$ 模型对来流 ω 敏感的问题。

在湍流模拟中靠近壁面处方程正确的数值处理也很重要。这些公式确定了壁面切应力和传热系数计算的精度, 并影响附面层的发展。对 SST 模型来说, 新的壁面边界处理方法使用了 $k-\omega$ 模型简单可靠的近壁公式。它依据网格密度, 自动从低雷诺数公式向壁面函数处理方式转换。这种自动壁面处理方式避免了在稀网格条件下应用低雷诺数模型导致计算精度的降低。

和试验数据的比较证明, 使用 SST 模型比单纯使用 ϵ 方程可得到更好的计算结果, 尤其对于具有逆压梯度的流动情况^[10-11]。同时为了更准确地模拟广泛存在于叶片吸力面的转捩现象, 本文湍流模拟时选用了带转捩的 SST 湍流模型^[12]。

4 全三维计算

4.1 边界条件

流场计算边界条件包括: 进口边界、出口边界、壁面边界、周期性边界、级交界面。根据文献[1]附录 7 中第 11 个状态点试验数据, 给定进口总压为 346 kPa, 进口总温为 711.5 K, 轴向进气, 中等湍流度(5%), 涡黏比为 10; 出口给定静压为 61.41 kPa; 转子转速为 8279.5 r/min; 叶片表面和上、下壁面绝热无滑移; 周期性边界上强迫对应点上的所有物理量相等; 级交界面采用“混合平面法”。

冷气槽缝边界给定冷气流量、总温、气流角、湍流度和涡黏性比。

4.2 计算结果与分析

为讨论方便, 定义叶片根、中、尖截面依次为 5%, 50%, 95% 相对叶高, 气流角为气流方向与轴向的夹角。

图 9~图 12 为各叶片排根、中、尖 3 个截面叶片表面等熵马赫数分布。各叶片排叶盆气流均匀加速至出口, 叶背气流均匀加速至叶背后段再

缓慢减速至出口。4 个叶片均为后加载设计, 负荷适中。但第 1 级动叶尖截面、第 2 级导叶根截面等

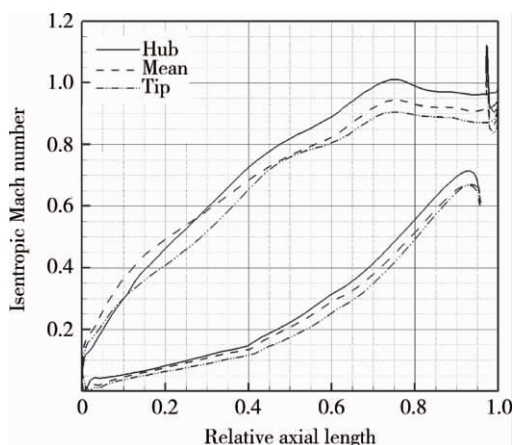


图 9 第 1 级导叶叶片表面等熵马赫数分布

Fig. 9 Isentropic Mach number distribution on the first guide vane blade surface

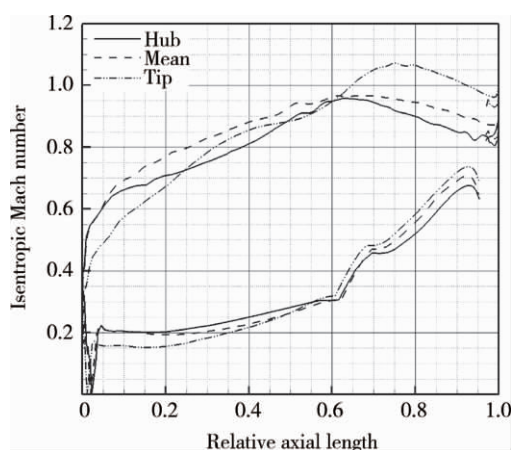


图 10 第 1 级动叶叶片表面等熵马赫数分布

Fig. 10 Isentropic Mach number distribution on the first rotor blade surface

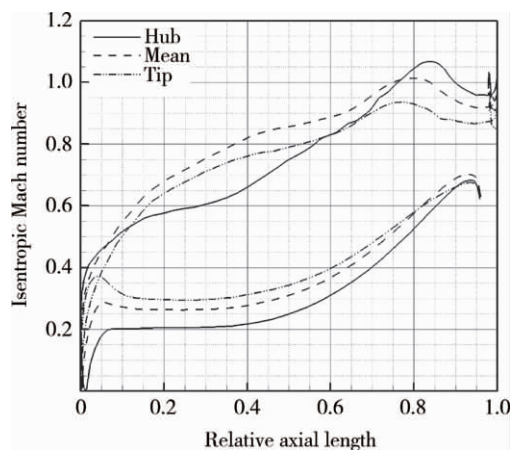


图 11 第 2 级导叶叶片表面等熵马赫数分布

Fig. 11 Isentropic Mach number distribution on the second guide vane blade surface

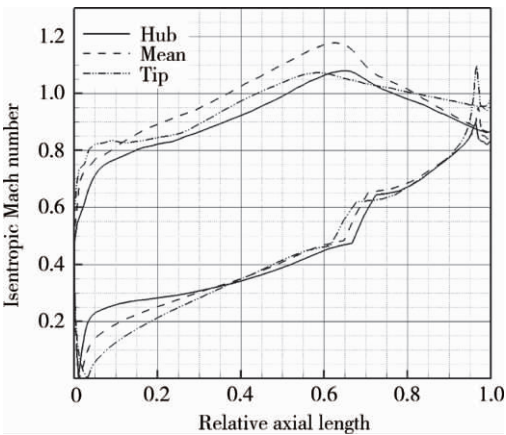


图 12 第 2 级动叶叶片表面等熵马赫数分布
Fig. 12 Isentropic Mach number distribution on the second rotor blade surface

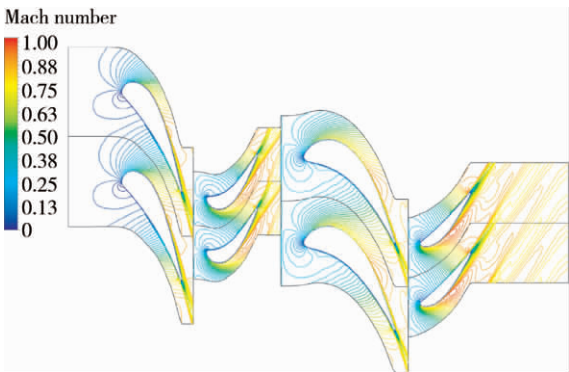


图 15 尖截面槽道内马赫数等值线分布
Fig. 15 Blade-to-blade Mach number distribution in the tip section

图 16 为涡轮级出口绝对总压与试验值的对比,两者吻合很好.

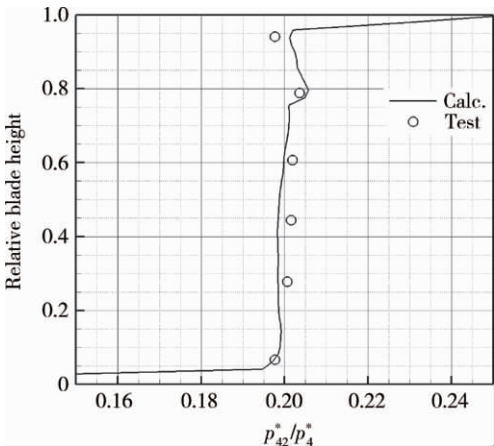


图 16 出口绝对总压相对值对比
Fig. 16 Comparison of outlet absolute total pressures

图 17 为涡轮级出口绝对总温与试验值的对比,在靠近叶根和叶尖处计算值均大于试验值,而在叶中截面计算值小于试验值,这可能是计算中所取的动叶叶尖间隙偏大及未考虑级间封严冷气泄露所致.但计算值与试验值的平均值接近.

图 18 为顺气流方向各截面无量纲静压(定义为各截面平均静压与进口总压的比值)计算结果与试验结果的对比,两者吻合很好.横坐标从 1 到 6 依次表示进口测量靶子截面、第 1 级导叶尾缘截面、第 1 级动叶尾缘截面、第 2 级导叶尾缘截面、第 2 级动叶尾缘截面、出口测量靶子截面.

模拟设计点时的试验状态与设计点状态满足相似准则,但缺少详细的气流参数试验测量值,以下讨论为计算值与设计值的比较,设计值来自文献[1].

熵马赫数分布较差.利用现代三维设计技术优化各叶片排,可以提高该涡轮效率;或在保持效率不变的条件下,减少涡轮叶片数.

图 13~图 15 为根、中、尖 3 个截面槽道内马赫数等值线分布图,未见激波及较强流动分离,流动状态良好.各叶片排出口马赫数不超过 0.9,最大马赫数出现在第 2 级动叶中截面约 60% 轴周弦长处.

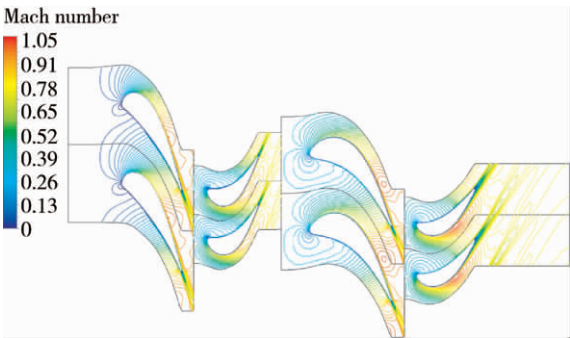


图 13 根截面槽道内马赫数等值线分布
Fig. 13 Blade-to-blade Mach number distribution in the root section

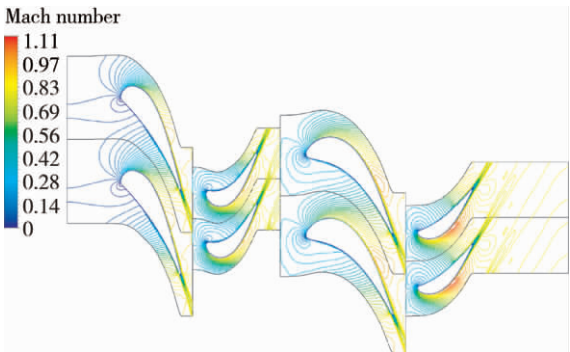


图 14 中截面槽道内马赫数等值线分布
Fig. 14 Blade-to-blade Mach number distribution in the middle section

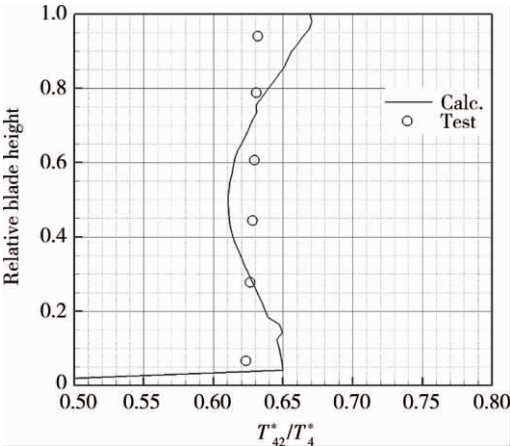


图 17 出口绝对总温相对值对比

Fig. 17 Comparison of outlet absolute total temperatures

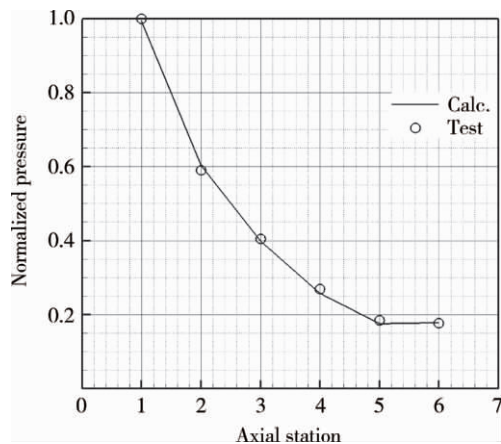


图 18 无量纲静压比较

Fig. 18 Comparison of non-dimensional static pressures

图 19、图 20 分别为各叶片排进口气流角计算值与设计值的比较,导叶气流角为绝对值,动叶气流角为相对值.可能受一动叶尖间隙影响,二导进口气流角在叶尖附近计算值与设计值存在一定差异.其他的角度均吻合较好.

图 21、图 22 分别为各叶片排进出口马赫数计算值与设计值的比较,导叶马赫数为绝对值,动叶马赫数为相对值.除第 2 级导叶、第 2 级动叶靠近叶尖部位处两者相差稍大以外,其他均吻合较好.

图 23 为各叶片排能量损失系数沿叶高的分布.可以看出:一动损失最大,其次为一导,再次为二动,二导损失最小.各叶片排能量损失平均值依次为 0.078,0.105,0.056,0.061.由于第 1 级导叶叶片较短且有较多的冷气掺混,其损失大于第 2 级导叶损失;相对第 2 级动叶,第 1 级动叶相对叶尖间隙较大,在叶尖附近存在较强泄漏涡,在 0.2,0.8 相对叶高处存在 2 个较强的通道涡,导

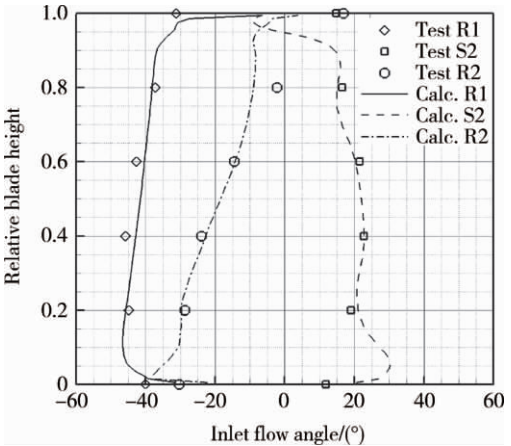


图 19 各叶片排进口气流角的比较

Fig. 19 Comparison of blade row inlet flow angles

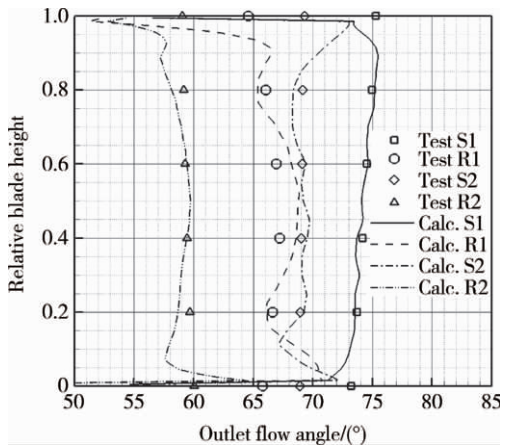


图 20 各叶片排出口气流角的比较

Fig. 20 Comparison of blade row outlet flow angles

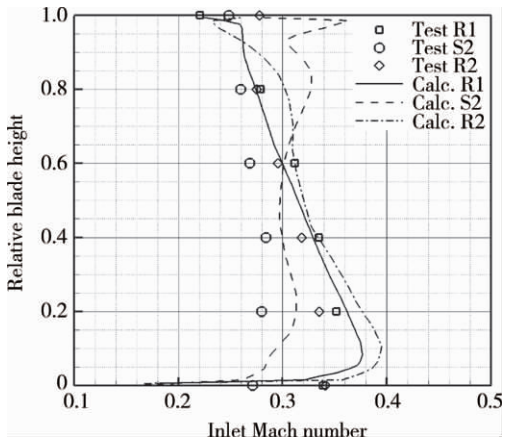


图 21 各叶片排进口马赫数的比较

Fig. 21 Comparison of blade row inlet Mach numbers

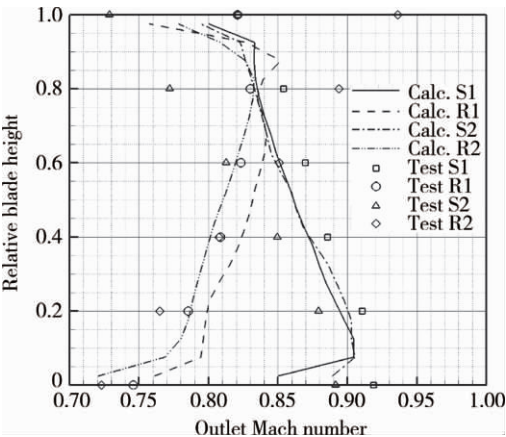


图 22 各叶片排出口马赫数的比较

Fig. 22 Comparison of blade row outlet Mach numbers

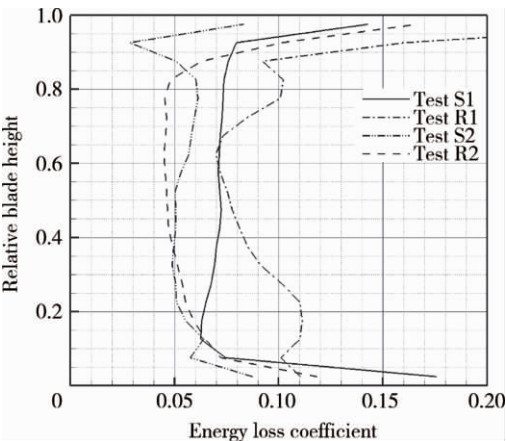


图 23 各叶片排能量损失系数沿叶高分布

Fig. 23 Energy loss coefficient of blade row along span direction



图 25 1 级动叶出口相对总压云图

Fig. 25 Relative total pressure distribution at the first rotor blade row outlet

图 26 为第 2 级动叶出口相对总压云图分布，能够观察到较强泄漏涡和尾迹，导致 0.85 相对叶高以上部分存在较大的流动损失。

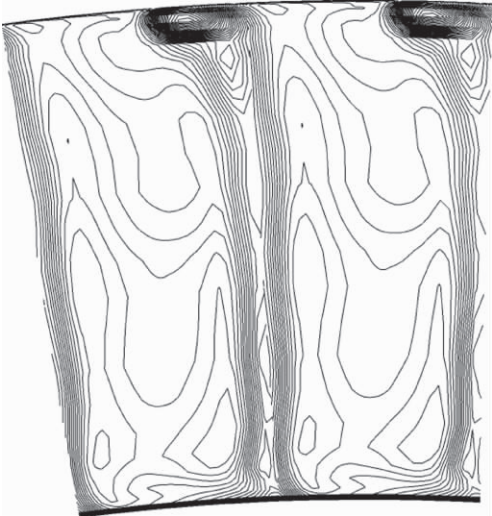


图 26 2 级动叶出口相对总压云图分布

Fig. 26 Relative total pressure distribution at the second rotor blade row outlet

表 2 为三维计算的涡轮性能结果与试验值的

表 2 性能计算结果对比

Table 2 Performance comparison between 3-D results and test datas

参 数	试验值	三维计算值
动叶进口总温/K	683.9	685.1
动叶进口流量/(kg/s)	11.802	11.916
功率/kW	2794.7	2856.0
效率	0.925	0.927

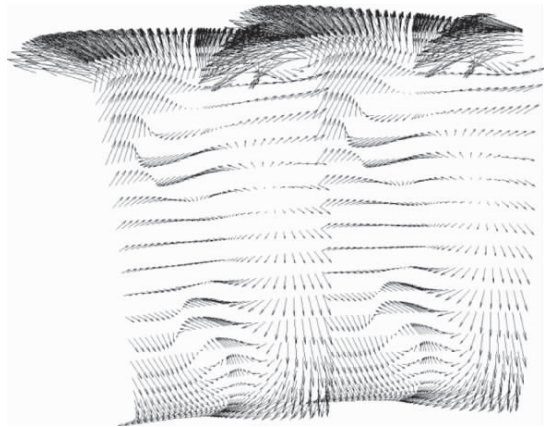


图 24 1 级动叶出口二次流速度矢分布

Fig. 24 Secondary flow velocity vector distribution at the first rotor blade row outlet

比较.与试验值相比,动叶进口流量约大 1%,功率偏大 2.2%,涡轮效率吻合很好.

5 结 论

采用自主研发的全三维黏性涡轮设计体系对某双级高压涡轮进行了反设计,使用全三维 CFD 软件 CFX12.0 对其设计状态试验模拟点进行了计算分析,并与试验值进行了对比分析,结果表明:

1) 该涡轮为双级等中径设计,中等负荷,各叶片排均为后加载设计,出口马赫数不超过 0.9,高压涡轮效率为 0.925.

2) 三维计算的动叶进口流量为 11.916 kg/s,比试验值偏大 1%;功率偏大 2.2%,计算得到的涡轮效率为 0.927.

3) 从叶片表面等熵马赫数和槽道内马赫数等值线分布可看出:叶型采用后加载设计,槽道内流动较好,未出现流动分离和强激波现象.中等负荷高压涡轮冷气冷叶型采用后部加载设计技术可有效控制流动损失.

致谢:

作者对乔瑞强同志在该双级高压涡轮原始叶型及流道数据整理方面付出的辛勤工作表示衷心的感谢.

参考文献:

[1] Timko L P. Energy efficient engine high pressure turbine component test performance report[R]. NASA,CR-168289,1990.

[2] 李剑白,卿雄杰,周山,等. 涡轮叶片设计软件 BladeDesign [J]. 燃气涡轮试验与研究,2011,24(3):11-15.

LI Jianbai, QING Xiongjie, ZHOU Shan, et al. Turbine blade aerodynamic design software: Blade Design[J]. Journal of Gas Turbine Experiment and Research, 2011, 24(3): 11-

15. (in Chinese)

[3] ANSYS Europe Limited. ANSYS TurboGrid12. 0 help document[M]. [S. l.]: ANSYS Europe Limited, 2009.

[4] ANSYS Europe Limited. ANSYS ICEM CFD12. 0 help document[M]. [S. l.]: ANSYS Europe Limited, 2009.

[5] ANSYS Europe Limited. ANSYS CFX12. 0 help document [M]. [S. l.]: ANSYS Europe Limited, 2009.

[6] 曾军,王彬,康勇. 气膜冷却涡轮导向叶片流场数值模拟 [J]. 燃气涡轮试验与研究, 2006, 19(4): 16-19, 34-34.

ZENG Jun, WANG Bin, KANG Yong. Numerical simulation of flow field in a turbine stator with film cooling[J]. Journal of Gas Turbine Experiment and Research, 2006, 19 (4): 16-19, 34. (in Chinese)

[7] 张剑,曾军,程信华,等. 跨音速 HTA 涡轮级全三维流场计算分析[C]//中国航空学会动力分会第十二届叶轮机学术会议论文集. 成都:中国航空学会, 2003: 120-126.

[8] 张剑,曾军,程信华,等. 跨音速 HTA 涡轮导向器全三维流场计算分析[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2003, 16(4): 21-24.

ZHANG Jian, ZENG Jun, CHENG Xinhua, et al. Three-dimensional flow field analysis of the stator in transonic HTA turbine[J]. Journal of Gas Turbine Experiment And Research, 2003, 16(4): 21-24. (in Chinese)

[9] Menter F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications[J]. AIAA Journal, 1994, 32(8): 269-289.

[10] Vieser W, Esch T, Menter F R. Heat transfer predictions using advanced two-equation turbulence models[R]. CFX-VAL10/0602, 2002.

[11] Menter F R, Kuntz M, Langtry R. Ten years of industrial experience with SST turbulence model[C]//Turbulence, heat and mass transfer 4. [S. l.]: Begell House Inc., 2003: 625-632.

[12] Menter F R, Langtry R B, Likki S R, et al. A correlation based transition model using local variables; Part 1 model formulation[R]. ASME Paper 2004-GT-53452, 2004.