

文章编号:1000-8055(2012)07-1441-07

某 5 级低压涡轮全三维计算分析

曾 军, 王 丽

(中国航空工业集团公司 中国燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 为了解某民用发动机 5 级低压涡轮的气动设计特点, 利用全三维计算流体动力学(CFD)软件 CFX 12.0 对带冷气的某 5 级低压涡轮进行了全三维计算, 湍流模拟采用带转捩的 SST(shear stress transport)二方程模型, 并使用源项模拟技术考虑冷气的影响. 计算结果与试验结果进行了对比, 结果表明该涡轮叶片均采用前加载或均匀加载的设计方法, 流道中气流为全亚声速流动; 亦表明了 CFX 软件对气动流场的模拟具有较高的精度. 计算结果为先进民用航空发动机涡轮设计提供一定的参考和借鉴.

关 键 词: 民用发动机; 低压涡轮; SST 湍流模型; 转捩; 亚声速

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Three-dimensional simulation and analysis of five-stage low pressure turbine

ZENG Jun, WANG Li

(Gas Turbine Establishment,

Aviation Industry Corporation of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: In order to understand the five-stage LPT (low pressure turbine) aerodynamic design characteristic, full three-dimensional simulation of the five-stage LPT was conducted by the CFD (computational fluid dynamics) software CFX12.0. Three-dimensional Reynolds averaged N-S (Navier-Stokes) equations with SST (shear stress transport) turbulence model were used to predict the LPT internal flow. The results were compared with the experimental data. It is proved that the turbine blades are all designed by fore-loaded or uniform-loaded, and the CFX has high precision on simulating aerodynamic flowfield. Besides, the results provide some references for civil aerial-engine turbine design.

Key words: civil engine; low pressure turbine;

SST (shear stress transport) turbulence model; transition; subsonic

在航空发动机技术的快速发展和市场竞争日趋激烈的趋势下, 民用大飞机发动机已经朝着更高性能、更经济环保的方向发展^[1-2]. 国外民用航空发动机的研制, 在一些研究计划的支持下, 投入大量的人力、物力和财力, 使其大型民机技术得到长足发展. 70 年代中期到 80 年代初实施的 E³ (高效节能发动机) 计划是由美国航空航天管理局 (NASA) 主持, 目的就是为下一代民用航空发

动机研制提供技术储备. 这一计划的开展, 使得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很大进展, 同时其研究成果很快被应用于 CF6-80C2, CFM56-5, PW2037, PW4000, V2500 等一系列新研制的航空发动机上.

我国中长期发展规划已经将大型民用发动机的发展列入其重要研制项目, 但从国内目前研制

收稿日期: 2011-06-29

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120801.1438.201207.1441_001.html

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

现状来看,还处于摸索阶段,相关文献不多.民用航空发动机发展关键的安全性、经济性、舒适性及环保都是我们要发展的方向.因此,了解和掌握国外一些先进民用发动机的研制技术^[3-4],对于提高自主研制大型民机是亟需和非常有益的.

某低压涡轮是一个 5 级,中等负荷、低流量,具有 25°大外壁斜度的涡轮.高压涡轮经过一段轴向长度为 7.62cm 的过渡段与低压涡轮紧密相连.气动设计点为:马赫数 $Ma=0.8$,高度 $H=10.67\text{ km}(35\,000\text{ ft})$.低压涡轮(LPT)试验分成两轮进行一系列空气涡轮试验.通过试验对 LPT 性能做了评估.第一轮是对过渡段和涡轮的前两级作了评价;第二轮是在第一轮数据分析基础上对代表最后的核心机与低压部件组合体(ICLS)设计的第 1、第 2 级作重新设计的全 5 级模型试验,试验结果得到了 91.5%的效率,与计划的核心机与低压涡轮部件组合体 91.1%及飞行推进系统(FPS)91.7%相适应.

为了对某 5 级低压涡轮进行摸底研究,为民用航空发动机低压涡轮的设计提供技术储备,本文对该 5 级低压涡轮性能试验在设计点的状态进行了全三维验算,并与试验结果进行了对比分析.

根据文献^[5-6]提供的数据,采用全三维计算流体动力学(CFD)软件 ANSYS CFX 12.0 对某 5 级低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 SST(shear stress transport)二方程模型.模拟叶片气膜冷却流动,使用了源项模拟技术.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 E³ 5 级低压涡轮气动设计特点,为自主研制先进民用航空发动机涡轮奠定技术基础.

1 某 5 级低压涡轮

某 5 级低压涡轮叶型、流道几何数据及边界条件来源于参考文献^[5],10 个叶片排的叶片数依次为 72,120,102,122,96,122,114,156,120,110,子午流道如图 1 所示.

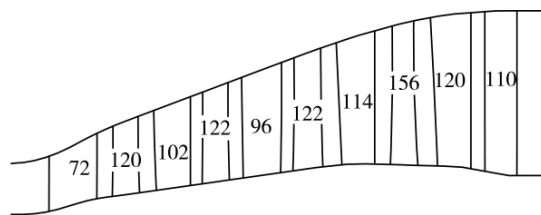


图 1 流道示意图
Fig. 1 LPT flowpath

作为研制计划的一部分,某公司安排了一个空气涡轮试验,来确定此涡轮将来在核心机试验和在核心机和低压部件组合体(ICLS)发动机试验中可能达到的性能.试验过程冷却的气体很少,只是第 1 级导向器用从第 5 级抽出的为封严和轮缘吹洗用的可控的吹洗空气,试验得到了 91.5%的涡轮效率.

表 1 为试验台模拟设计点参数和核心机与低压组合体(ICLS)的设计点参数的比较,详细参数见文献^[6].

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
进口总温 T^*/K	1111.9	416.7
进口总压 p^*/MPa	0.255	0.31
比例尺 D	1.00	0.67
当量功 $\Delta h/T^*/(\text{J/kg}\cdot\text{K})$	318.2	318.2
当量转速 $nD/\sqrt{T^*}((\text{rad/s})/\sqrt{\text{K}})$	11.03	11.03
物理转速 $n/(\text{r/min})$	3511.9	3208.7
流量 $G/(\text{kg/s})$	31.2	28.4
总压膨胀比 π_t	4.22	4.37
总静压膨胀比 π_s	4.57	4.76
效率 η_i^*	0.911	0.915
气动负荷 $\mu=\Delta h/2u^2$	1.292	1.292

2 数值方法

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(Navier-Stokes)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.其数值格式可从一阶迎风格式(upwind)到二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.本文湍流模拟时选用了带转捩的 SST 湍流模

型^[7-9].

3 计算网格

计算采用 TurboGrid 12.0 划分的非结构六面体网格. 生成的网格如图 2 所示, 5 级网格节点总数 1163 211, 单元总数 1066 068. 所有动叶叶尖间隙均为 0.254 mm. 冷气流动采用源项模拟技术, 用槽缝近似代替真实的气膜孔, 如图 3 所示.

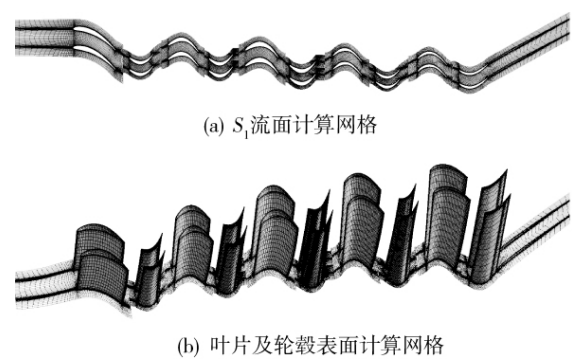


图 2 网格示意图
Fig. 2 S₁ and three-dimensional Grid

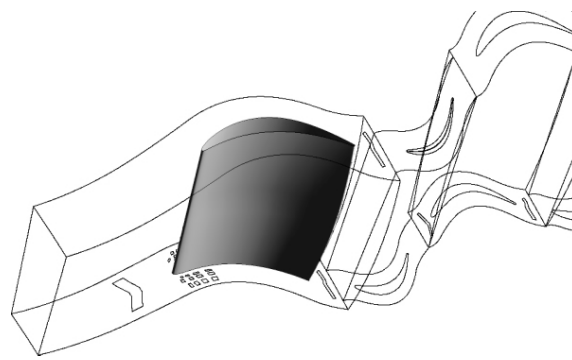


图 3 冷气槽缝示意图
Fig. 3 Cooling slots

4 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^[5-6], 文献^[10-12], 给定进口总压为 310 000 Pa、总温为 416.7 K, 气流轴向进气、中等湍流度(5%), 涡黏性比自动给定; 出口给定平均静压, 几次计算调整后满足涡轮总膨胀比要求; 叶片表面和上、下壁面无滑移; 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“stage”方式. 冷气给定流量、总温、气流角和冷气的湍流度和涡黏性比.

CFX12.0 求解器采用“高分辨率”差分格式、

SST 湍流模型, 计算收敛精度设置为最大残差不大于 5×10^{-4} .

计算中考虑了变物性的影响, 导热系数、黏度和比热容随温度变化而变化.

5 计算结果与分析

5.1 计算结果与试验值比较分析

本文所用试验数据均来自参考文献^[6]. 表 2 为三维计算结果与试验值的比较. 可见流量误差在 1% 以内, 总膨胀比一致. 计算的效率值较试验值高 0.6 个百分点, 总功率较试验值高约 1.3 个百分点, 速比系数较试验值略小.

表 2 计算结果与试验值对比
Table 2 Comparison of computational results and test data

参数	试验值	CFX12.0
$G/(kg/s)$	28.4	28.13
π_t	4.37	4.37
N_t/kW	3 730.0	3 780.0
η_i^*	0.915	0.921
U/C_0	0.412	0.402

图 4 为低压涡轮各级交界面静压与低压涡轮进口总压比的计算值与试验值比较. 可以看出, 两者吻合较好.

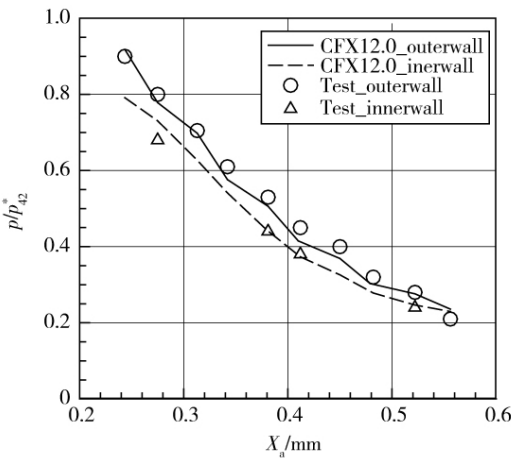


图 4 级交界面静压与进口总压比的计算值与试验值比较

Fig. 4 Interstage static pressure, predicted vs. test

图 5 为低压涡轮出口截面与进口截面总温比的计算值与试验值比较(39 截面为试验件进口支撑截面, 其距低压一级导叶前缘 38.1 cm; 50 截面

为低压涡轮级出口截面), $\bar{h}$ 为叶片沿径向相对高度. 计算值较试验值略高, 两者温度最大相差不超过 8 K.

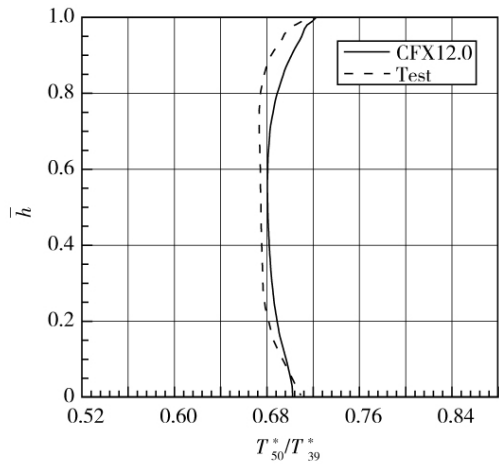


图 5 出口截面与进口截面总温比的计算值与试验值比较

Fig. 5 Exit survey- T_{50}^*/T_{39}^* vs. height

图 6 为低压涡轮出口截面与进口截面总压比的计算值与试验值比较(42 截面为高压涡轮级出口截面). 计算值在上、下端壁处较试验值略大, 其余区域计算值与试验值吻合很好. 这是由于计算结果能较好的模拟出上、下端壁处的二次流.

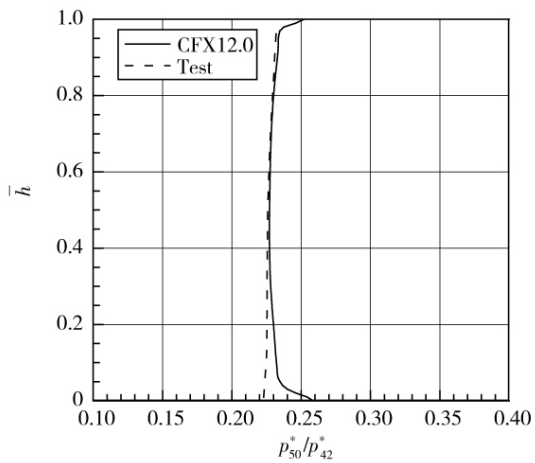


图 6 出口截面与进口截面总压比的计算值与试验值比较

Fig. 6 Exit survey- p_{50}^*/p_{42}^* vs. height

图 7 为出口截面绝对气流角沿径向分布. 计算值较试验值偏小约 2° , 上、下端壁处相差较大, 约 4° .

图 8 为出口截面效率沿径向分布. 可见计算的效率值在 40% 叶高至上端壁与试验值吻合很

好, 在 40% 叶高至下端壁位置, 计算值较试验值偏高约 1 个百分点.

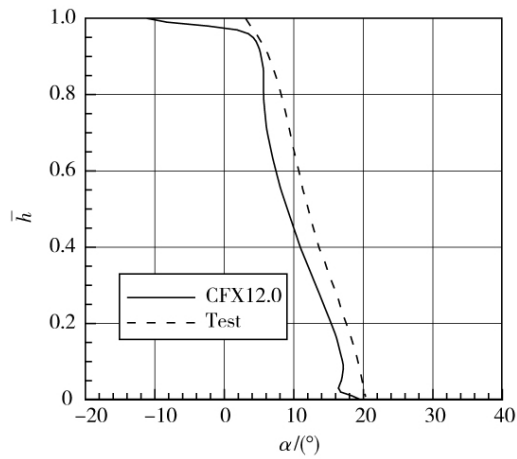


图 7 出口截面绝对气流角沿径向分布

Fig. 7 Exit survey-swirl vs. height

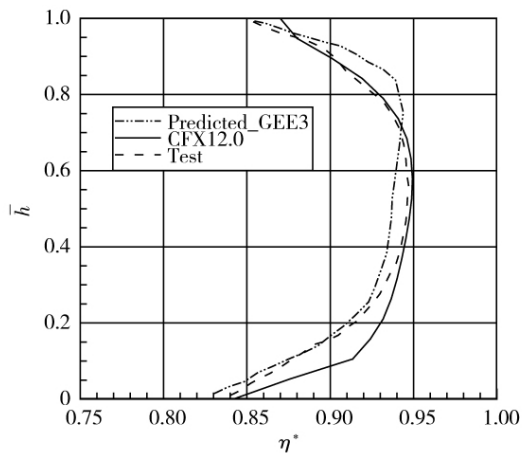


图 8 出口截面效率沿径向分布

Fig. 8 Exit survey-efficiency vs. height

5.2 计算结果与设计值比较分析

表 3 是计算得到各叶片排气动参数及出口气流角和马赫数与设计值比较, 该设计值来自文献 [5-6]. 可看出该 5 级低压涡轮为亚声设计, 载荷适中, 级出口马赫数为 0.355, 气流接近轴向排气; 计算值与设计值吻合较好.

图 9~图 18 为各叶片排根、中、尖三个截面叶片表面等熵马赫数分布, 其中 $\bar{b}$ 为相对轴向弦长. 各叶片排槽道间最大马赫数均不超过 0.85, 出口马赫数均不超过 0.7.

图 19 为各叶片排出口截面能量损失系数(ξ)沿径向分布. 各叶片排损失水平接近, 在 0.02~0.04 之间. 上、下端壁处的损失因二次流影响较叶片中间截面的损失稍大.

表 3 计算结果与设计值对比

Table 3 Comparison of computational results and design data

参数	设计值					CFX 12.0				
	1 级	2 级	3 级	4 级	5 级	1 级	2 级	3 级	4 级	5 级
π_t	1.30	1.35	1.40	1.36	1.26	1.305	1.352	1.410	1.387	1.257
μ	1.71	1.58	1.43	1.13	0.80	1.708	1.574	1.435	1.132	0.781
流量系数 $C_a(V_a/u)$	1.25	1.08	1.04	0.98	1.07	1.21	1.07	1.00	0.97	1.09
5 级低压涡轮级出口绝对 气流角 α (质量流量平均)								9.67		
5 级低压涡轮级出口绝对 马赫数 Ma_c (质量流量平均)								0.355		

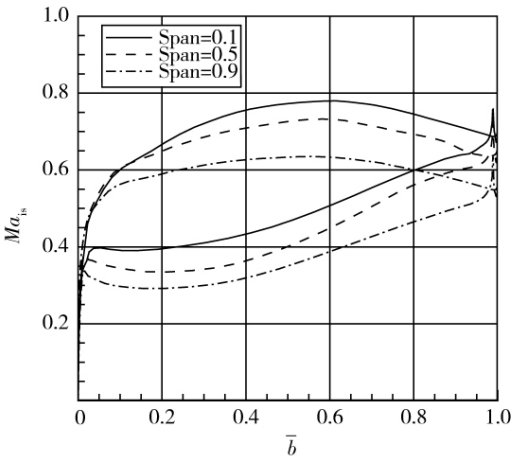


图 9 第 1 级导叶叶片表面等熵马赫数分布

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

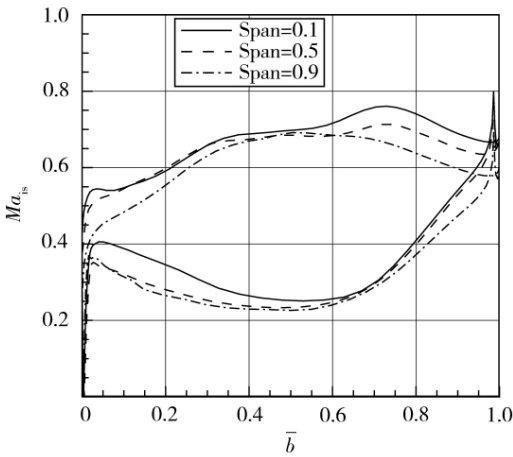


图 11 第 2 级导叶叶片表面等熵马赫数分布

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

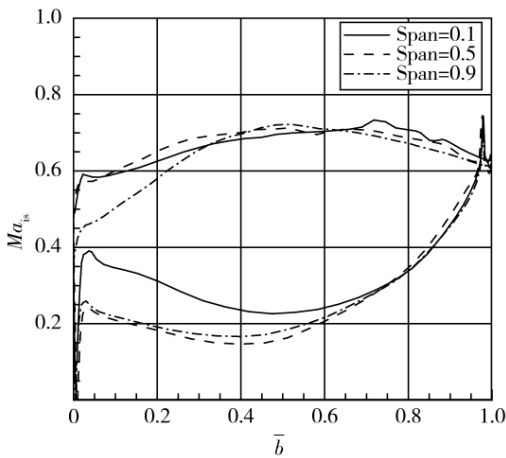


图 10 第 1 级动叶叶片表面等熵马赫数分布

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

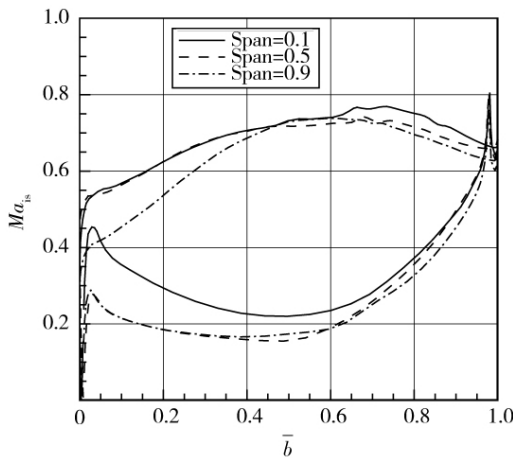


图 12 第 2 级动叶叶片表面等熵马赫数分布

Fig. 12 Isentropic Mach number distribution on the second rotor blade surface

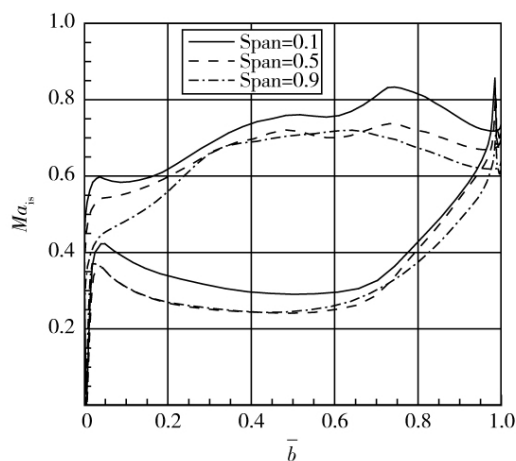


图 13 第 3 级导叶叶片表面等熵马赫数分布

Fig. 13 Isentropic Mach number distribution on the third guide vane blade surface

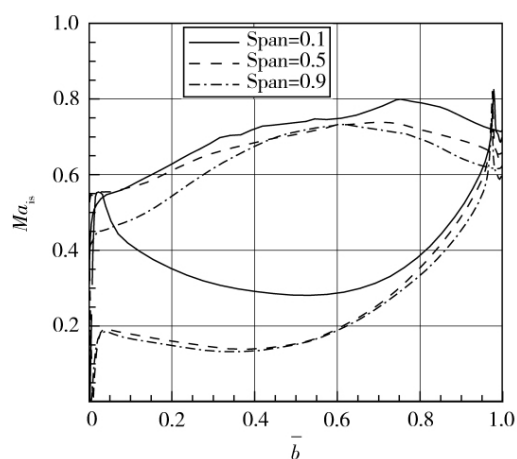


图 16 第 4 级动叶叶片表面等熵马赫数分布

Fig. 16 Isentropic Mach number distribution on the fourth rotor blade surface

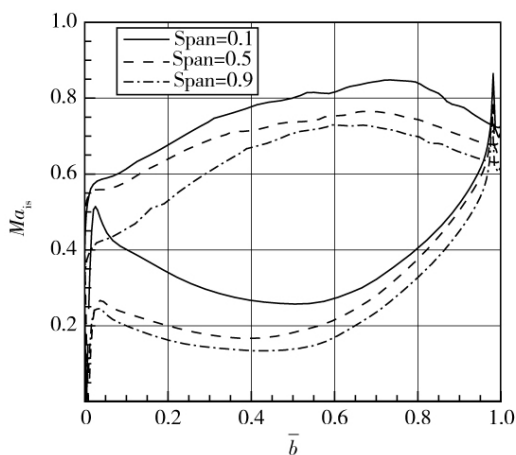


图 14 第 3 级动叶叶片表面等熵马赫数分布

Fig. 14 Isentropic Mach number distribution on the third rotor blade surface

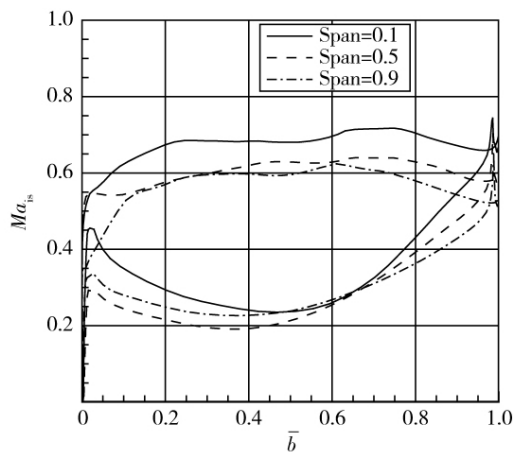


图 17 第 5 级导叶叶片表面等熵马赫数分布

Fig. 17 Isentropic Mach number distribution on the fifth guide vane blade surface

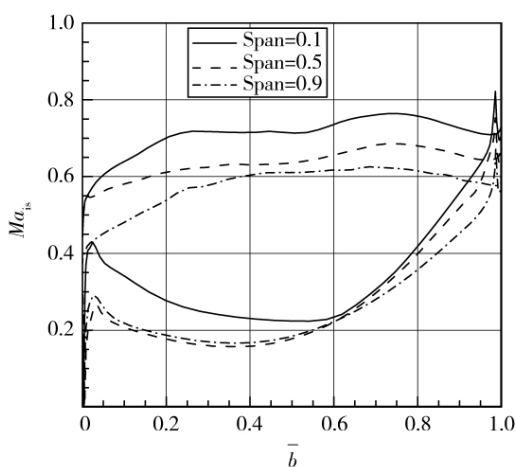


图 15 第 4 级导叶叶片表面等熵马赫数分布

Fig. 15 Isentropic Mach number distribution on the fourth guide vane blade surface

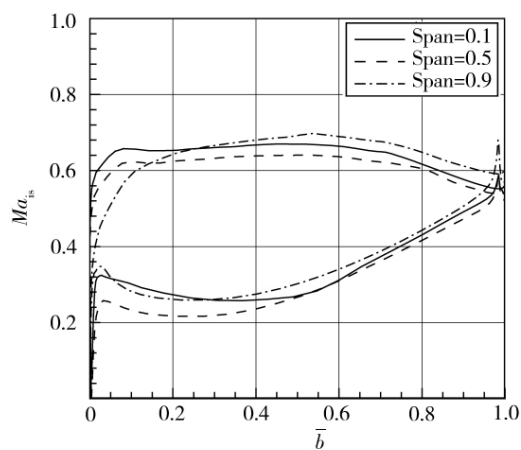


图 18 第 5 级动叶叶片表面等熵马赫数分布

Fig. 18 Isentropic Mach number distribution on the fifth rotor blade surface

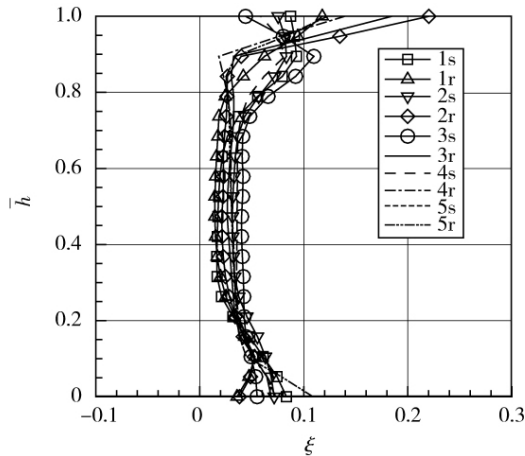


图 19 各叶片排能量损失沿径向分布
Fig. 19 Energy loss of blade vs. height

6 结 论

本文采用全三维流场分析软件 CFX12.0 对某低压涡轮级性能试验设计点状态进行了全三维计算分析,并与试验值及部分设计值进行了对比分析.结果表明:

1) 计算具有较高的精度,计算与试验的流量误差在 1% 以内,计算的效率值较试验值高 0.6 个百分点.

2) 该 5 级低压涡轮设计载荷适中,各叶片排采用了前加载或平均加载叶型设计;叶片中气流流动均为亚声速.

3) 低压涡轮级出口马赫数约 0.35,级出口排气方向接近轴向.

参考文献:

[1] 程荣辉,古远兴,黄红超,等.民用航空发动机核心机技术发展研究[J].燃气涡轮试验与研究,2007,20(1):1-7.
CHENG Ronghui, GU Yuanxing, HUANG Hongchao, et al. Investigation on technical development of core engine

[J]. China Gas Turbine Establishment, 2007, 20(1): 1-7. (in Chinese)
[2] U. S. Dept. of Defense. New world vistas: air and space power for the 21st century: aircraft and propulsion volume [M]. Washington, DC: USAF Scientific Advisory Board, 1996.
[3] Koop W. The integrated high performance turbine engine technology (IHPTET) program [R]. ISABE97-7175, 1997.
[4] Turner M G, Vitt P H, Topp D A, et al. Multistage simulations of the GE90 turbine[R]. NASA/CR-1999-209311, 1999.
[5] 航空航天工业部高效节能发动机文集编委会. 高效节能发动机文集 第 5 分册: 涡轮设计和试验[M]. 北京: 航空工业出版社, 1991.
[6] Cherry D G, Gay C H, Lenahan D T. Energy efficient engine low pressure turbine test hardware detailed design report[R]. NASA CR-167956, 1983.
[7] Menter F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications[R]. AIAA Journal 1994, 32(8): 269-289.
[8] Menter F R, Kuntz M, Langtry R. Ten years of industrial experience with SST turbulence model[C]// Proceedings of fourth International Conference on Turbulence Heat and Mass Transfer. Redding: Begell House Inc., 2003: 625-632.
[9] 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-GT2004-53452, 2004.
[10] 航空航天工业部高效节能发动机文集编委会. 高效节能发动机文集 续集 1: 核心机设计和试验[M]. 北京: 航空工业出版社, 1991.
[11] Timko L P. Energy efficient engine high pressure turbine component test performance report[R]. Washington, DC: National Aeronautics and Space Administration, 1990.
[12] 航空航天工业部高效节能发动机文集编委会. 高效节能发动机文集 第 4 分册: 燃烧室设计与试验[M]. 北京: 航空工业出版社, 1991.