定常假设优化叶型在非定常数值模拟下 的气动性能研究

王朝晖*,叶小明 航天推进技术研究院 北京航天动力研究所,北京 100076

摘 要:利用数值模拟手段对基于定常假设条件优化得到的涡轮动叶叶型进行了非定常研究,分析了优化前后叶型在非定 常流动条件下的性能表现,对比定常计算结果和实验结果,表明基于定常假设优化得到的叶型在非定常流动条件下仍然具 有较好的气动性能,但非定常计算更能准确地反应叶型的真实性能。

关键词:涡轮,叶型,非定常流动,数值模拟,气动性能

中图分类号: V211.3 文献标识码: A 文章编号: 1007-5453 (2014) 02-23-5

涡轮是航空发动机的重要组成部分,其性能的好坏直 接影响着航空发动机的整体性能。众所周知,长期以来涡轮 的设计优化都是基于定常假设,但涡轮内部的流动本质上却 是周期非定常的,叶排间势干涉、尾迹、二次流、激波等众多 非定常因素组成了涡轮内部极其复杂的非定常流动现象。长 期以来,为了简化计算,不论是正问题还是反问题都是基于 定常假设的,显然定常假设分析与非定常假设分析的结果是 有差异的,非定常流动条件更符合实际流动情况,更能准确 地反应出涡轮内部实际的流动现象和真实性能。

随着技术的发展,对涡轮的数值模拟经历了从刚开始的 单排叶片计算到多叶排计算,从单通道到多通道,从二维到三 维的发展过程。现在非定常流动问题已经成为涡轮气动热力 学研究领域的热点之一。事实上,在过去的30多年间,人们已 经对涡轮内部非定常流动现象进行了大量试验和数值研究, 并取得了诸多有益的成果。涡轮属于叶轮机械的一种,叶轮 机械非定常流场的求解可以追溯到1976年Erdos的工作^[1],此 后许多学者都对叶轮机非定常流动进行了实验和数值研究。 1987年Rai对动静叶排干涉进行了数值和试验研究^[2]。1991年 Arnone发展了多重网格技术来计算三维N-S方程^[3],2004年 Arnone又对低压涡轮级的Clocking效应进行了数值分析,并指 出了有效利用Clocking效应的途径和方法^[4]。2001年Chaluvadi 通过实验和数值计算的方法研究了单级轴流高压涡轮内部的 黏性非定常流场,利用烟雾可视技术研究了上游尾迹和通道 涡在转子通道流动发展的整个过程,通过比较定常非定常结 果与实验数据,得出了非定常设计的重要性及必要性^[5]。

由于叶轮机械非定常流动问题非常复杂,至今仍未研 究透彻,所以当前的叶型优化反问题求解方法都是基于定常 假设进行的。我们通常只知道优化的叶型在简单定常流动假 设下的性能,却很少对其进行更为真实准确的非定常流动条 件下的性能分析和对比。本文的目的是研究基于定常假设优 化得到的叶型在定常和非定常流动条件下性能表现的差异, 为以后的涡轮优化设计工作提供指导和借鉴意义。

1 研究对象

本文算例是某实验用单级轴流涡轮,静叶排和动叶排 叶片数均为36,涡轮轴向进气,进口总压170kPa,总温305K, 出口静压101.325kPa,额定转速3500rpm。叶型优化只针对动 叶进行,利用文献¹⁶¹提出的基于定常流条件假设的正反问题

收稿日期:2013-11-04; 录用日期:2013-12-09

*通讯作者. Tel.: 13488892758 E-mail:wangzhaohui_1989@163.com

引用格式: WANG Zhaohui, YE Xiaoming. Aerodynamic performance analysis of blade optimized based on steady flow supposition under the condition of unsteady flow[J]. Aeronautical Science & Technology, 2014,25(02):23-27. 王朝晖, 叶小明. 定常 假设优化叶型在非定常数值模拟下的气动性能研究[J]. 航空科学技术, 2014,25(02):23-27.





图1 动叶优化前后叶型对比 Fig.1 Comparison of original and optimized blades

2 **数值方法**

计算控制方程为二维、非定常、雷诺平均Navier-Stokes 方程,控制方程求解采用Jameson提出的隐式双重时间步推 进法^[7],空间离散采用二阶中心差分,添加二阶、四阶混合人 工粘性项,虚拟时间采用四阶龙格库塔推进,湍流模型选择 鲁棒性好且收敛速度较快的S-A模型。

由于动静叶片数相等,动叶和静叶栅距相等,所以非定 常计算就不需要计算整圈流道,只需计算每排叶片的一个流 道即可,这样大大减少了计算量,转静子交界面采用线性插 值传递信息。计算网格类型采用对边界层流动捕捉能力较好 的O4H类型,网格示意图见图2。划分网格时调整第一层网格 距壁面的距离,壁面y+小于6,满足所选用湍流模型。另外, 在进行数值模拟计算之前首先对网格做了无关性验证,最后 采用的网格总数量为22716。

计算周期的定义:把动叶转过一个静叶节距的时间定 义为一个计算周期T,一个计算周期T内设置30个计算点,每 个计算点内虚拟迭代步数均为100步,一共计算40个周期,共 计1200个物理时间步。将定常计算得到稳态解作为非定常计 算的初值,随着迭代步数的增加,流场逐渐趋于有规律的周 期性变化,这样就获得了非定常流动解。

时均效率的定义:其取法大致有以下两种,一种是先用 公式(1)计算出进口和出口的平均总压和平均总温,

$$\overline{P} = \sum_{i=1}^{n} m_i P_i / \sum_{i=1}^{n} m_i$$
(1)

此处的P_i没有实际意义,可以表示进出口的总温和总 压,m_i为质量流量,i表示不同时刻,求出流量平均压力和温



图2 计算网格图 Fig.2 Computational gird

度之后代入(2)式求得时均效率。
$$_{iso} = \frac{1 - T_{t2}/T_{t1}}{1 - (p_{t2}/p_{t1})^{\frac{k-1}{k}}}$$
(2)

第二种计算方式是将每个时间步的瞬时等熵效率根据 时间点进行简单的数值平均,作为时均等熵效率。为了便于 和实验结果比较,本文选择的是后者定义的效率。

3 计算结果分析

图3和图4给出了优化前后动静叶片表面压力的对比情况。从图3和图4可以看出,涡轮动叶的优化改型不仅影响了动 叶本身表面的压力分布情况,也对前排静叶尾缘部分造成了 一定的影响,使静叶吸力面后缘部分的压力稍有提高。从图4 可见,动叶压力面基本没有什么改变,动叶吸力面变化较大, 动叶前缘压差相比优化前变小了,动叶中部压差相比优化前 有所增加,这在一定程度上减少了动叶吸力面前缘的流动分 离损失。此外,从优化前后流场压力等值线云图图5和图6的比 较也可以看到,动叶前缘吸力面附近的流场得到了很大改善。









图4 动叶表面时均压力分布 Fig.4 Time-average pressure distribution on rotor surface

从图7和图8可以看到不同时刻效率差值呈周期性变 化,在0T时刻效率增加最多,达10%左右,在2T/3时刻效率变 差,减少1%左右。由于大多时刻效率都是增加的,所以总体 效果使得时均效率增加了3.26%。

表1 动叶优化前后效率对比 Table 1 Comparison of efficiencies

	时均效率	定常效率	实验结果
动叶优化前	0.8374	0.8842	0.8310
动叶优化后	0.8700	0.9000	0.8620

从表1中可以看出定常计算和非定常计算得到的效率 值都要比实验值大,定常结果比非定常结果大,非定常时均 效率更加接近实验值,实验结果显示叶型优化前后效率增加 了3.1%,定常计算结果显示优化前后效率增加了1.58%,非 定常计算结果显示增加了3.26%。从上面的比较可以看出基



(a) *t*=0







(f) *t*=5*T*/6

(d) *t*=3*T*/6

(e) t=4T/6
 图5 一个周期内不同时刻压力等值线云图(动叶优化前)
 Fig.5 Pressure contours in one period (before optimization)





图8 动叶优化前后不同时刻的效率增量 Fig.8 Efficiency increment in different time



于定常假设优化的叶型在非定常计算下仍然具有良好的气动性能,但优化叶型在定常和非定常计算情况下的表现还是 有一定差别,非定常计算更能准确地反应涡轮的真实性能。

通过对优化叶型在非定常流动条件下的数值模拟研 究,可以得出下面几点结论:

等熵效率

 1) 定常流动条件下数值计算结果显示叶型优化后效 率增加了1.58%,非定常流动条件下计算结果效率显示增加 了3.26%,因此基于定常假设优化得到的叶型在非定常流动 条件下仍然具有较好的气动性能。

 2) 叶型优化前后涡轮瞬时效率的增量是变化的,有时 效率增加,有时效率降低,但总体表现是效率增加。

 通过比较定常、非定常数值结果与实验结果的吻合 程度,表明非定常计算结果更加接近实验结果,更能准确地 反应叶型的真实性能。

参考文献

- Erdos J L, Ahner E, McNally W. Numerical solution of periodic transonic flow through a fan stage[R].AIAA Paper No.76– 369,1976.
- [2] Rai M M. Unsteady three-dimensional Navier-Stokes simulations of turbine rotor-stator interaction[R]. AIAA Paper 87-2058,1987.
- [3] Arnone A, Liou M S, Povinelli LA. Multigrid calculation of three-dimensional viscous cascade flows[R].AIAA Paper 91– 3238,1991.
- [4] Arnone A, Marconcini M, Greco A S Del, Spano E. Numerical

investigation of three-dimensional clocking effects in a low pressure turbine[J].Journal of Turbomachinery, 2004,126(7): 375-384.

- [5] Chaluvadi V S P, Kalfas A I, Banieghbal M R, et al. Blade-row interaction in a h igh-pressure turbine[J]. Journal of Propulsion and Power,2001,17(4):892–901.
- [6] Wang Z M. Solution of transonic S1 surface flow by stream function equation[J]. Journal of Engineering for Gas Turbine and Power,1985,107(2):317–322.
- [7] J ameson A. Time dependent calculations using multigrid with applications to unsteady flows past airfoils and wings[R]. AIAA Paper 91–1956,1991.

作者简介

王朝晖(1989-)男,硕士研究生,主要研究方向:液体火箭 发动机涡轮泵。 Tel: 13488892758

E-mail: wangzhaohui_1989@163.com

叶小明(1966-)男,博士,研究员,主要研究方向:液体火箭 发动机涡轮泵。

Aerodynamic Performance Analysis of Blade Optimized Based on Steady Flow Supposition Under the Condition of Unsteady Flow

WANG Zhaohui*, YE Xiaoming

Beijing Aerospace Propulsion Institute, Academy of Aerospace Propulsion Technology, Beijing 10076, China

Abstract: In this paper, the blade which is optimized based on steady flow supposition was investigated under the condition of unsteady flow by numerical method. The blade optimization effect was analyzed. Comparison with the numerical results under the condition of steady flow and the experimental results indicates that the blade which is optimized based on steady flow supposition still has good performance under the condition of unsteady flow, but numerical results under the condition of unsteady flow represent the real performance more accurately.

Key Words: turbo; blade profile; unsteady flow; numerical simulation; aerodynamic performance

Received:2013-11-04; Accepted:2013-12-09

^{*} Corresponding author. Tel: 13488892758 E-mail: wangzhaohui_1989@163.com