

基于周向平均 Navier-Stokes 方程涡轮通流计算与分析

滕攀,舒杰,杨荣菲,葛宁

(南京航空航天大学 能源与动力学院,江苏 南京 210016)

摘要:基于时间推进有限体积法求解周向平均 Navier-Stokes 通流控制方程,开发涡轮通流计算程序。结合对涡轮内部流动规律的深刻认识,加入 B-L 端壁紊流模型和涡轮落后角模型,对 GE-E3 双级高压涡轮和 GE-E3 五级低压涡轮进行通流性能预测分析,验证了本通流程序的可靠性;并将通流程序应用于某航改地面燃机一体化设计涡轮系统性能预测和分析,对于研究涡轮部件之间性能匹配和气动布局具有工程应用价值。

关键词:周向平均;通流计算;涡轮;航空发动机;性能预测

中图分类号:V231.3 **文献标志码:**A **文章编号:**1671-5276(2019)05-0088-05

Throughflow Calculation and Analysis of Turbine Based on Averaging Navier-Stokes Equations

TENG Pan, SHU Jie, YANG Rongfei, GE Ning

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The Time-promoted finite volume method is used to solve the circumferential average Navier-Stokes throughflow control equations, and the turbine throughflow calculation program is developed. By the deep understanding of the internal flow rules of the turbine, the B-L end-wall turbulence model and the turbo backward angle model, this paper analyzes and predicts the throughflow properties of the GE-E3 two-stage high pressure turbine and GE-E3 five-stage low pressure turbine and uses the result of this analysis and prediction to verify the reliability of the throughflow program and then, applies the throughflow program to the performance prediction and analysis of a turbine system for an aero-derivative ground turbine integrally designed. It is of certain engineering application value for studying the performance matching and aerodynamic layout among turbine components.

Keywords: circumferentially averaged; throughflow calculation; turbine; aero-engine; performance prediction

0 引言

吴仲华教授^[1]的三元流动理论,将叶轮机械内部全三维流动近似为 S1 流面(叶片截面)和 S2 流面(子午面)两类流面流动进行迭代求解。三元流动理论被广泛应用于叶轮机械的 CFD 计算中,其中以 S2 流面上无叶和有叶区域内部的通流计算应用最为广泛。航空发动机整机全三维定常、非定常数值模拟技术日趋成熟,但由于计算能力与计算速度的限制,在航空发动机总体设计阶段,S2 通流计算仍得到广泛应用^[2]。相比于传统的 OD 计算,S2 通流计算在保证一定的计算精度前提下,能够在短时间内计算得到各部件共同工作后内部流场情况,并对发动机各部件气动特性做到快速匹配布局^[3-5]。

传统的通流计算方法主要是流线曲率法和通流矩阵法。这两种方法存在一个显著缺点,即在通流计算时非常依赖于经验数据的输入,比如为了保证通流程序能够准确预测多级压气机、涡轮变工况特性就必须引入可靠的损失、落后角、堵塞、掺混、激波等大量的性能预测模型,并且还需要加以很多经验的校正,而且要求用来校正通流模型

的参考发动机参数必须与设计的发动机参数接近。

为了减少对经验的依赖,Simon^[6]提出了基于时间推进求解周向平均 Navier-Stokes 方程的 S2 通流模型,并对周向平均后的 Navier-Stokes 方程中出现的附加项做了详细论证,初步实现了跨音速轴流压气机定常与非定常计算。相比于传统的通流模型,基于周向平均 Navier-Stokes 方程的通流模型不但能够准确预测激波位置和计入环壁边界层的影响,还能由方程中应力项和热通量项计入径向掺混作用,同时该模型还能够捕获子午流场的分离流动^[7-9]。金海良^[10]基于周向平均 Navier-Stokes 方程对某跨声速单级风扇、某子午加速风机和跨声速双级风扇作了 S2 通流计算研究,得到的子午流场和径向参数分布与三维计算结果相吻合。

本文基于课题组杨晓锋^[11-12]开发的压气机通流计算程序进一步开发了涡轮通流计算模型,实现了多级涡轮以及涡轮耦合系统的通流数值模拟。

1 计算方法

通过对圆柱坐标下 Navier-Stokes 方程进行周向平均^[13],得到最终的控制方程

基金项目:中央高校基本科研业务费(NZ2016103)

作者简介:滕攀(1993—),男,江西婺源人,硕士研究生,研究方向为叶轮机械气体动力学。

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{1}{br} \left(\frac{\partial br(F-F_V)}{\partial x} + \frac{\partial br(H-H_V)}{\partial r} \right) = S + S_B + S_V \quad (1)$$

式中: Q 为守恒量; F 和 H 为对流(无粘)通量; F_V 和 H_V 为扩散(粘性)通量; S 为 Navier-Stokes 方程组在相对柱坐标系下导出的源项; S_B 为无粘叶片力项; S_V 为粘性叶片力项。叶片对气流的作用被模化为有粘叶片力和无粘叶片力,其中无粘叶片力垂直于平均流面,其作用是使气流转折并且不产生熵增;粘性叶片力是与叶片表面摩擦力相关的附加项模化而来,其作用就是在计算中引入损失。在叶片区使用堵塞因子对真实叶片厚度造成的流道堵塞效应进行模拟。本文通流模型采用周向堵塞因子定义为 b :

$$b = \frac{\theta_s - \theta_p}{2\pi/N} \quad (2)$$

式中: θ_s 和 θ_p 分别为叶片吸力面和压力面上的角坐标; N 为叶片数。堵塞系数 b 在叶片区 < 1 , 在非叶片区 $= 1$ 。

由于周向平均后的 Navier-Stokes 方程组中出现了很多非均匀项,影响流体的折转、二次流损失,而通流模型并不能模拟这些项,而是将它们的影响通过落后角和粘性损失的形式计入方程。涡轮通流计算使用的落后角修正模型为朱俊强和 Sjolander^[14] 总结的涡轮落后角经验公式,当出口马赫数 ≤ 0.6 时,落后角满足下面关系式:

$$\delta = 17.3 \times \frac{\left(\frac{s}{c}\right)^{0.05} \times (a_{in} + a_{ex})^{0.63} \times \cos^2 \theta \times (t_{max}/c)^{0.29}}{(30 + 0.01 \times a_{in}^{2.07}) \times \tan^2 h \left(\frac{Re}{200\,000}\right)}$$

其中: s 为栅距; c 为弦长; a_{in} 和 a_{ex} 为叶片进出口气流角; a'_{in} 为叶片进口结构角; θ 为叶片安装角。

当出口马赫数 > 1 时,认为出口气流角 = 结构角,即 $\delta = 0$; 当出口马赫数介于两者之间时,落后角近似线性关系。

2 计算结果与分析

通过对 GE-E3 双级高压涡轮、GE-E3 五级低压涡轮进行通流计算,并与实验结果进行对比分析验证程序;之后将通流计算程序应用于某航改地面燃机一体化设计的涡轮系统性能预测和流场分析。

2.1 GE-E3 双级高压涡轮

本文以 GE-E3 双级高压涡轮作为第 1 个算例,根据文献[15]中第 11 个状态点的实验数据,进口总压设为 344 740 Pa,总温设为 709 K,出口反压给定为 61 472 Pa,转速为 8 439.21 r/min。通过与实验对比,验证该通流模型对低负荷高压涡轮计算的准确性和可靠性。

表 1 为 GE-E3 双级高压涡轮通流计算得到的总体性能参数。从表中可以看出,通流计算得到的流量、压比与实验数据基本一致。

表 1 GE-E3 高压涡轮通流计算结果

GE-E3 高压	试验值	通流计算
流量/(kg/s)	11.80	11.90
落压比	5.014	4.942
效率	0.925 3	0.932 0

图 1 是通流计算得到的该高压涡轮子午流面相对马赫数云图。子午流面流动状态良好,并没有出现强激波和流动分离。第一级静子出口位置流道收缩流动加速,相对马赫数偏高;第二级静子出口叶根位置和两级转子出口叶尖位置马赫数相对叶高分布较合理。

为了更细致地分析内部流场情况,分别对各叶排的进出口气流角沿叶高分布与实验值进行对比。图 2 所示各叶排进出口气流角在趋势上与实验值吻合较好。第一级和第二级静子进出口气流角与实验值基本重合。第一级转子 90% 叶高位置进口气流角与实验值比较存在偏差,偏差大小在 3° 左右,出口气流角与实验值吻合很好。第二级转子进口气流角分布趋势与实验值一致,局部位置存在 3° 左右的偏差;沿叶高 80% 以上位置出口气流角误差较大,主要是由于出口叶尖位置对激波过分预测存在局部跨音现象,使主流速度偏低,从而导致气流角度偏小。

通过该 GE-E3 双级高压涡轮算例说明该通流模型对低负荷高压涡轮有良好的性能计算能力。

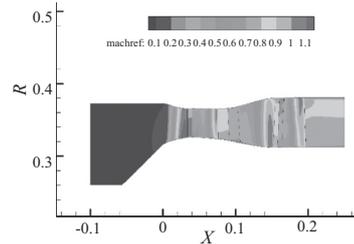


图 1 GE-E3 高压涡轮相对马赫数云图

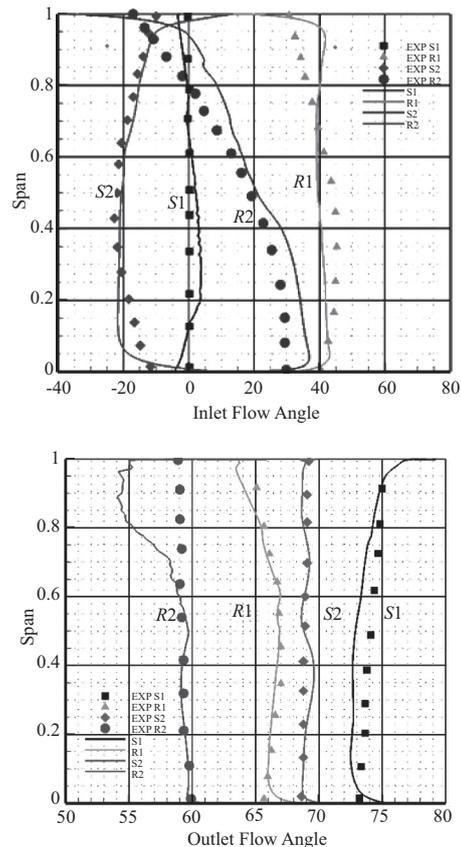


图 2 GE-E3 高压涡轮各叶排径向参数分布

2.2 GE-E3 五级低压涡轮

本文以 GE-E3 五级低压涡轮作为第 2 个算例,综合考量通流程序对多级涡轮性能预测能力。通流计算得到其设计工况如表 2 所示,总体上计算误差较小,性能计算合理。

表 2 GE-E3 低压涡轮设计点通流计算结果

GE-E3 低压	设计值	通流计算
流量/(kg/s)	31.2	29.8
落压比	4.21	4.38
效率	0.911	0.912

图 3 为其设计点通流计算相对马赫数云图。从图 3 中可以看出 GE-E3 五级低压涡轮子午流面流动状态良好,并没有出现激波和流动分离现象。由于该低压涡轮接近等内径设计,机匣外扩,导致静子和转子出口叶根处相对马赫数较高,在涡轮出口上下端壁位置由于附面层影响马赫数明显较主流略低。

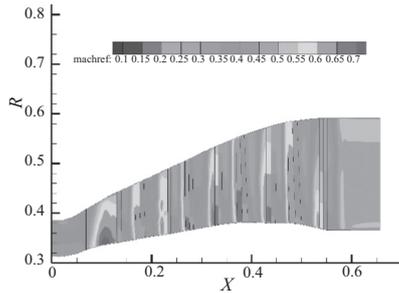


图 3 GE-E3 五级低压涡轮马赫数云图

图 4 为通流计算得到的出口截面与进口截面总温比和总压比同实验值^[16]对比。整体上计算得到的总温比较实验值稍高,二者温度最大相差不超过 7 K。总压比计算值与实验值吻合很好,在上、下端壁处由于边界附面层的存在,使总压损失增加,产生明显的总压分布梯度。

图 5 为出口截面绝对气流角沿径向分布。计算结果与实验值沿径向的分布趋势相一致,但略低于实验值。

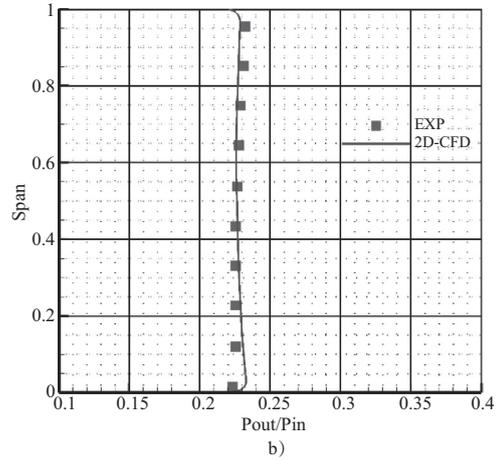
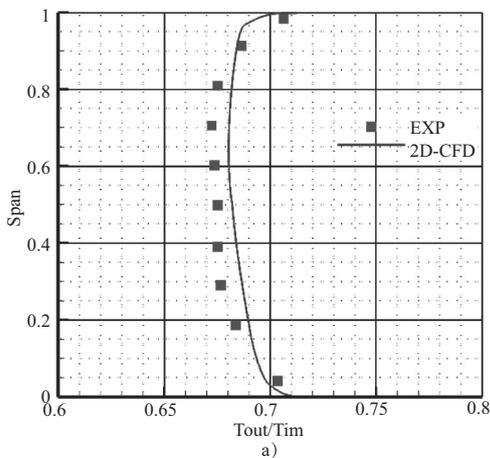


图 4 GE-E3 低压涡轮出口温度与压力沿径向分布

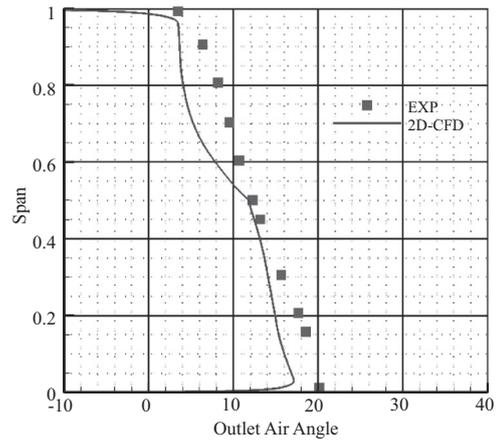


图 5 出口气流角沿径向分布

图 6 为出口截面效率沿径向分布,计算的效率值与实验值分布吻合,但在两端壁位置效率沿径向梯度误差较大,主要是通流计算模型中端壁附面层厚度与实验中的附面层厚度有一定偏差,其余位置相差不超过 2%,说明课题组开发的通流计算程序能够有效预测出多级低压涡轮气动布局。

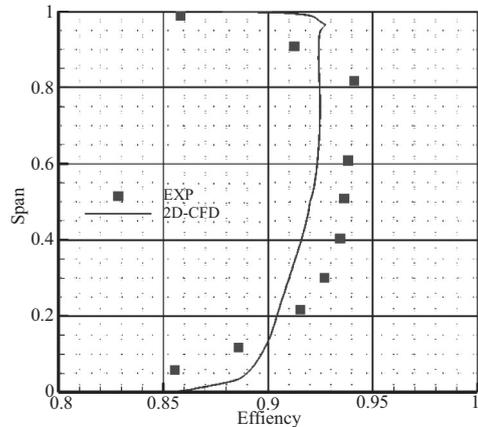


图 6 出口界面效率沿径向分布

2.3 某航改地面燃机高低压+动力涡轮一体化气动系统通流计算结果

本文将通流计算方法应用于一体化设计的某航改地面燃机涡轮系统性能预测与分析。该系统由单级高压涡轮、单级低压涡轮、过渡段和四级动力涡轮组成。

一体化设计不仅是为缩短设计周期,更重要的是尽可能实现各涡轮部件之间的流场匹配,以提高效率和扩宽工作范围。表3是最终得到的该地面燃机涡轮系统通流性能预测结果与某所提供的设计值对比。各部件落压比与设计值存在一定偏差。总体上该航改地面燃机一体化涡轮系统通流计算结果满足性能预测要求。

表3 该地面燃机涡轮系统设计点通流计算结果

高压涡轮	设计值	通流计算	三维计算
流量/(kg/s)	61.50	63.32	62.50
落压比	4.070	4.304	4.140
效率	0.883	0.870	0.890
低压涡轮	设计值	通流计算	三维计算
流量/(kg/s)	61.50	63.32	62.50
落压比	1.69	1.59	1.61
效率	0.920	0.900	0.928
动力涡轮	设计值	通流计算	三维计算
流量/(kg/s)	61.50	63.32	62.50
落压比	3.54	3.61	3.69
效率	0.930	0.950	0.943
输出功率/MW	17.65	18.50	—

图7为通流计算得到的该涡轮系统子午流面相对马赫数云图。在高压涡轮静子出口叶根处和转子出口叶尖处马赫数略 >1 ,其余各级转静子不存在激波,且呈现静子出口叶根处马赫数较高,转子出口叶尖处马赫数较高,与实际情况较吻合。整体上轮毂和机匣壁面均无分离,马赫数分布较为合理。在过渡段中动力涡轮进口面积比低压涡轮出口面积稍大,在动力涡轮进口段有一个明显的减速扩压过程。

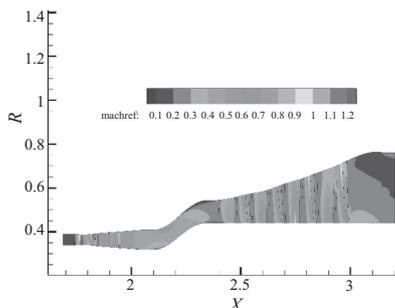


图7 该地面燃机涡轮系统子午流面相对马赫数云图

对该涡轮系统进行三维数值模拟,并将计算结果进行周向平均。将通流计算得到的马赫数和气流角沿径向分布情况与三维计算结果进行对比分析,进一步说明本文通流模型对涡轮系统的性能预测和分析能力。

图8分别为高、低压和动力涡轮进出口相对气流角沿径向分布情况,其中实线为通流计算结果,虚线为三维计

算结果。图中高压涡轮进出口气流角通流计算结果与三维计算结果吻合良好;进气为轴向进气,进气角为 0° ;出气角通流计算值较三维计算值略高 2° 左右。低压涡轮进口 90% 以上叶尖位置两者存在 10° 左右偏差,其余位置两者趋势一致。动力涡轮进气角在叶尖位置存在较大偏差,分析是由于三维计算更好地反映了动力涡轮前过渡段上壁面拐角处的局部分离情况,而通流计算在周向平均后对于分离的捕捉存在偏差。

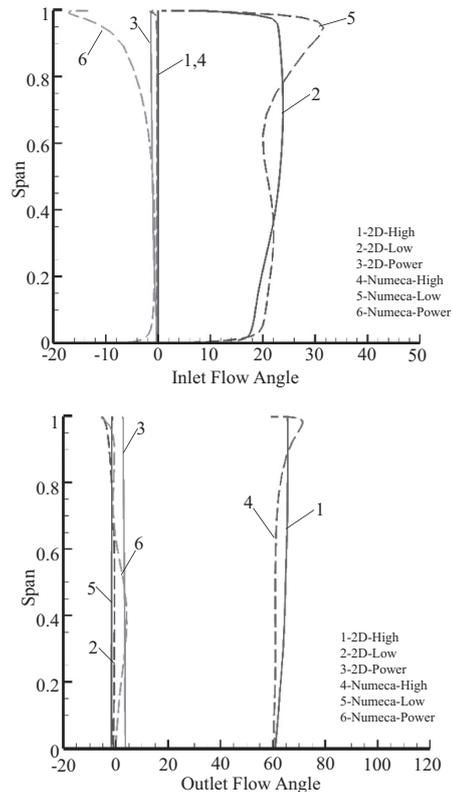
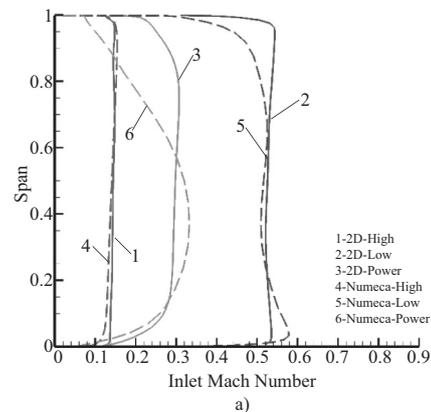


图8 高、低压与动力涡轮进出口气流角沿径向分布

图9是高、低压和动力涡轮进出口相对马赫数沿径向分布情况。整体上而言,各涡轮部件进出口马赫数分布通流计算结果与三维计算结果较为吻合。高压涡轮为跨音涡轮,出口相对马赫数 >1 ,通流计算结果与三维计算结果吻合。低压涡轮和动力涡轮进出口叶根和叶尖区域通流计算和三维计算得到的相对马赫数有偏差,分析是由于通流计算壁面湍流附面层计算的精度和厚度没有三维计算准确,有待进一步发展通流模型。



a)

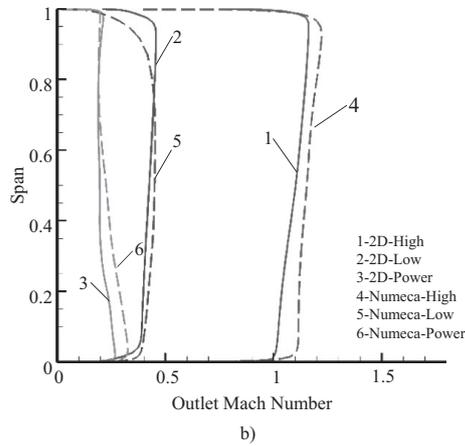


图9 高、低压与动力涡轮进出口相对马赫数沿径向分布

3 结语

本文开发了一套基于周向平均 Navier-Stokes 方程的适用于高负荷跨音涡轮、多级涡轮以及涡轮耦合系统的性能预测通流计算程序。结合理论经验和计算分析,得到结论如下:

1) 基于周向平均的 Navier-Stokes 方程通流模型相比于传统通流模型具有显著优势,能够较好地预测 GE-E3 双级高压涡轮和五级低压涡轮气动性能,通过相对马赫数云图与进出口气动参数沿径向分布情况与实验对比,准确预测了其子午流面气动布局情况,说明该通流模型对多级高、低压涡轮同样具有较好的性能预测和数值仿真能力。

2) 该通流程序对某航改地面燃机涡轮系统进行通流计算,计算结果与 Numeca 计算结果较为吻合,说明在涡轮系统一体化设计阶段对部件之间的快速气动匹配有很好的工程应用价值。

3) 本文通流计算程序在对涡轮端壁附面层的预测和转静交界面的计算精度还有待进一步完善和提高。

参考文献:

[1] WU Z H. A general theory of three-dimensional flow in subsonic and supersonic turbomachines of axial, radial, and mixed-flow types[R]. Washington: [s.n.], 1952.

[2] 杨金广,王春雪,王大磊,等.基于时间推进的通流计算方法:现状及展望[J].航空学报,2017,38(9):58-70.

[3] Smith L H. The radial-equilibrium equation of turbomachinery[J]. Asme Journal of Engineering for Power, 1966, 88(1):1-5.

[4] Jin H L, Jin D H, Li X J. A time-marching throughflow model and its application in transonic axial compressor[J]. Journal of Thermal Science, 2010, 19(6):519-525.

[5] Denton J D, Horlock J H. A review of some early design practice using computational fluid dynamics and a current perspective[J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127(1):5-13.

[6] Simon J F, Leonard O. Modeling of 3D losses and deviations in a throughflow analysis tool[J]. Journal of Thermal Science, 2007, 16(3):208-214.

[7] Mund F C, Doulgeris G, Pilidis P. Enhanced gas turbine performance simulation using CFD modules in a 2D representation of the low-pressure system for a high-bypass turbofan[J]. 2007, 129(3):143-152.

[8] Claus R, Evans A, Follen G. Multidisciplinary propulsion simulation using NPSS[C]// Aiaa/usaf/nasa/oi Symposium on Multi-disciplinary Analysis&Optimization, 1992.

[9] Wan K, Jin H, Jin D. Influence of Non-Axisymmetric terms on circumferentially averaged method in fan/compressor[J]. Journal of Thermal Science, 2013, 22(1):13-22.

[10] 金海良. 周向平均方法在多级轴流风扇/压气机设计与分析中的应用[D]. 北京:北京航空航天大学,2011.

[11] 杨晓锋. 通流模型在组合压气机分析与设计中的应用[D]. 南京:南京航空航天大学,2016.

[12] 孙逸,葛宁,舒杰. 涡扇发动机低压部件通流耦合计算[J]. 航空发动机, 2018(3),14-19.

[13] Baralon S., Erikson L E, Hall Ulf. Viscous Throughflow Modeling of Transonic Compressors Using a Time-Marching Finite-Volume Solver[C]. 13th International Symposium on Airbreathing Engines (ISABE), Chattanooga, USA. 1997.

[14] Zhu J, Sjolander S A. Improved Profile Loss and Deviation Correlations for Axial-Turbine Blade Rows[C]// ASME Turbo Expo 2005: Power for Land, Sea, and Air, 2005:783-792.

[15] 李昂. 涡轮非定常数值计算方法及应用研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2014.

[16] 曾军,王丽. 某五级低压涡轮全三维计算分析[J]. 航空动力学报, 2012, 27(7):1441-1447.

收稿日期:2018-10-11