

轴流压气机考虑展向掺混的数值计算

李 涛¹, 吴亚东^{1,2}, 欧阳华^{1,3}

(上海交通大学 机械与动力工程学院¹ 燃气轮机研究院²; 上海 200240; 3. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100083)

摘要: 为了更加准确地反映压气机内部流场的展向分布特性并提高计算精度, 基于流线曲率法发展了 1 种考虑压气机内部展向掺混作用的计算方法。应用 Gallimore-Cumpsty (G-C) 掺混模型模拟紊流扩散的作用, 在 2 维 Carter 公式基础上引入改善的 Roberts 修正模型对落后角进行预估, 通过落后角反映二次流的作用, 并对 3 级轴流压气机 3S1 进行了计算分析和比较。结果表明: 不考虑掺混因素时所得计算数据的展向分布情况与实际流场相差较大; 只有同时考虑紊流掺混和二次流 2 种因素, 才能得到最优结果。该方法能够较好地模拟轴流压气机的展向掺混作用, 得到更加贴近实际的气动参数分布, 可为压气机设计和优化提供参考。

关键词: 气动设计; 轴流压气机; 流线曲率法; 展向掺混; 落后角

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2018.02.015

Numerical Calculation of Axial Compressor Considering Spanwise Mixing

LI Tao¹, WU Ya-dong^{1,2}, OUYANG Hua^{1,3}

(1. School of Mechanical Engineering, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China; 2. Institute of Gas Turbine, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China; 3. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100083, China)

Abstract: In order to reflect the spanwise distribution characteristics of inner flow field of compressor more accurately and to improve calculation accuracy, a calculation method considering spanwise mixing in the axial compressor was developed, based on streamline curvature method. The turbulent diffusion was simulated by applying Gallimore-Cumpsty (G-C) mixing model. The deviation angle, which was used to reflect the effect of secondary flow, was predicted by the modified Roberts model based on the Carter's 2D formula. and the computational analysis and comparison of a three-stage axial compressor 3S1 were performed. The results show that the spanwise distribution of the calculation taking no account of mixing is much different from the actual flow field, and the optimal results can be achieved only if turbulent diffusion and secondary flow are considered simultaneously. The method can simulate the spanwise mixing performance of axial compressors better and obtain reliable aerodynamic parameter distribution, which is helpful to the design and optimization of compressor.

Key words: aerodynamic design; axial compressor; streamline curvature method; spanwise mixing; deviation angle

0 引言

轴流压气机是航空发动机与燃气轮机 3 大核心部件之一, 准确、快速、完整地获得其整体性能指标和各排叶片的展向参数分布, 是其气动设计的基础。叶轮机内部 3 元流动分析方法始于吴仲华教授 20 世纪 50 年代提出的 2 类相对流面理论, 并在 50~70 年代经历了快速发展, 积累了大量有关气动损失、落后角、堵塞因子的模型和经验关联式, 逐渐成为叶轮机

机械性能分析的主要工具。1990 年以来 CFD 技术快速发展, 但其计算模型、计算成本和计算精度都仍有很大提升空间, 且较多应用于压气机气动设计的正问题, 以及局部流场的优化。在压气机气动设计领域, 流线曲率法依然是初始反问题计算和优化的主要工具。轴流压气机的气动设计一直向着更高的级负荷和更低的展弦比发展, 这意味着级间通流的展向掺混作用更明显, 紊流强度增大, 二次流动增强。因此, 在流线曲率法的计算中引入展向掺混模型有助于更加准确

收稿日期: 2017-09-04

作者简介: 李涛(1993), 男, 在读博士研究生, 研究方向为轴流压气机气动设计; E-mail: troylt@sjtu.edu.cn。

引用格式: 李涛, 吴亚东, 欧阳华. 轴流压气机考虑展向掺混的数值计算[J]. 航空发动机, 2018, 44(2): 87-91. LI Tao, WU Yadong, OUYANG Hua. Numerical calculation of axial compressor considering spanwise mixing[J]. Aeroengine, 2018, 44(2): 87-91.

地反映压气机的内部流场的展向分布特性,提高计算精度。在计及展向掺混的分析研究领域,Adkins 和 Smith^[1]认为展向掺混由二次流决定;而 Gallimore 和 Cumpsty^[2-3]根据试验认为小尺度的紊流扩散起主导作用;Wisler^[4]得到了更为全面而严谨的结论,认为大尺度的二次流和小尺度的紊流在展向掺混过程中都起到重要作用,只是因压气机展向位置和运行工况的变化而有不同的表现;通过对 N-S 方程进行理论分析^[5-7],也可得到类似结论:对 N-S 方程进行质量加权的概率平均和周向平均,可得到 S_2 流面基本方程组^[5]。由运动方程可看出,影响 S_2 流面动量输运的有分子黏性应力、紊流脉动应力和周向非均匀应力,而周向非均匀应力包括二次流在内的 3 维大尺度因素。

基于上述分析,本文采用 Wisler 的观点,在基本的 S_2 通流计算中同时引入了紊流扩散和二次流的模型,以评估展向掺混对流场的作用。将计算结果与公开发表的数据进行对比和分析,表明考虑展向掺混后流线曲率法能较好地预测出压气机的流场特性。

1 数值方法

1.1 控制方程

在实际叶轮机械中,气体的流动是非定常、黏性、全 3 维的流动。计算过程中作定常、绝热和轴对称的假设,在叶片排前后缘及叶片通道内部均设置计算站,基于 N-S 方程推导出流线曲率法在 S_2 流面上的控制方程,分别是沿流线方向和沿计算站方向的速度梯度方程、流量连续方程及焓方程^[8]。

对于给定各叶片排出气角分布的反问题,注意到环量与出气角的关系

$$V_{u,r} = \omega r^2 + r V_m \tan \beta \quad (1)$$

在跨声流动中,为得到子午 $Ma < 1$ 而相对 $Ma > 1$ 的超声速解,可通过式(1)将正问题转化为反问题迭代求解。所以上述方法可用于相对跨声流动问题。

1.2 紊流扩散模型

紊流扩散采用 G-C 模型,该模型表达的物理过程是因紊流扩散导致的动量和热量的展向掺混,并用涡黏系数 μ_t 和紊流热传导系数 k_t 来度量。 μ_t 通过掺混系数 ε 确定, k_t 和 μ_t 通过紊流 Prandtl 数相关联

$$\mu_t = \rho \varepsilon Sc_t \quad (2)$$

$$k_t = \frac{\mu C_p}{Pr_t} \quad (3)$$

掺混系数 ε 可由轴向速度 V_z 、轴向级长度 L_z 和雷诺数确定

$$\varepsilon = \frac{V_z L_z}{Re} \quad (4)$$

实际计算中 L_z 可取进口叶片轴向平均长度,和 Re 的值可通过经验给出,进而确定涡黏系数及紊流热传导系数^[9-10]。

计及掺混作用时,作用于切向面和轴向面上的应力忽略不计,计算方程组的黏性应力项也需有所变动,径向、切向、轴向分量分别为

$$\begin{aligned} E_r &= \frac{4}{3} \frac{\mu_t}{\rho} \left(\frac{\partial^2 V_r}{\partial r^2} + \frac{\partial V_r}{r \partial r} \frac{V_r}{r^2} \right) \\ E_u &= \frac{\mu_t}{\rho r} \left[\frac{\partial^2 (V_u r)}{\partial r^2} - \frac{\partial (V_u r)}{r \partial r} \right] \end{aligned} \quad (5)$$

$$E_z = \frac{1}{\rho} \left[\frac{\partial}{\partial r} \left(\mu_t \frac{\partial V_z}{\partial r} \right) + \frac{\mu_t}{r} \frac{\partial V_z}{\partial r} \right]$$

黏性耗散项为

$$\begin{aligned} \Phi &= \mu_t \left[\left(\frac{\partial V_z}{\partial r} \right)^2 + \left(\frac{\partial (V_u r)}{r \partial r} - 2 \frac{V_u r}{r^2} \right)^2 \right] + \\ &\frac{2}{3} \mu_t \left[2 \left(\frac{V_r}{r} \right)^2 + 2 \left(\frac{\partial V_r}{\partial r} \right)^2 - 2 \frac{V_r}{r} \frac{\partial V_r}{\partial r} \right] \end{aligned} \quad (6)$$

1.3 落后角计算及修正

二次流的作用通过落后角来体现。在正问题中需要采用合适的模型预估落后角的分布。目前已经有多种落后角预估模型,有些方法要求已知流场的若干气动参数,需要进行迭代计算。2 维 Carter 公式是计算落后角的经典公式,仅根据叶型的几何参数就可初步得到落后角的分布。这里根据文献[11]采用 Carter 公式的另一种形式

$$\delta_{2D} = \frac{0.23(2\bar{a})^2 + 0.002\beta_2^*}{\frac{\sqrt{\sigma}}{\theta} - 0.002} \quad (7)$$

式中: $\bar{a}$ 为叶型最大厚度沿弦长的相对位置,计算中取 0.5 即可得到较为满意的结果。

修正落后角可应用 Roberts^[12-13]的方法。该模型基于 NASA 压气机中间级的试验数据,以 2 维 Carter 公式为基础表达了 3 维流动对落后角的影响。叶栅通道内的流体受到旋转的影响,在离心作用下产生向顶部流动的趋势。低能流体在顶部的聚集,会因间隙的存在进一步影响流动。因此,Roberts 认为转子的落后角在叶根处表现为过转折,而在叶尖处表现为欠转折。静子的流动现象更加明显,由于叶栅通道垂直气流运

动方向压力梯度的存在,流体会在端部附近的区域形成2个大小相同、方向相反的二次流旋涡。这在落后角上就表现为欠转折。对已有的数据进行插值拟合后,要求在端壁处表现为过转折。Roberts 研究发现,静子落后角与壁面边界层厚度、叶型折转角和稠度关系较大,转子落后角与壁面边界层厚度、叶顶间隙和展弦比关系较大。

Roberts 的落后角修正模型在叶根处总是表现为过转折,但事实上在叶根附近是存在欠转折的,而且 Roberts 建立模型使用的数据也能明显反映这一现象,但是其最终模型并没有体现这一点^[4]。动叶内的流体受离心力的影响有向顶部流动的趋势,但其叶根处仍然会有二次流涡团的存在。本文在研究中对转子叶根处取 $2^{\circ}\sim 4^{\circ}$ 的欠转折,然后计算分析其他参数,对各修正点重新进行插值拟合,得到改善后的落后角展向分布结果。

2 计算结果与分析

压气机 3S₁ 是 PW 公司的试验压气机,是 1 台 3 级低速压气机,展弦比为 0.81,轮毂比为 0.915,设计转速为 5455 r/min,设计压比为 1.357,设计流量为 4.3 kg/s。轮毂和机匣均为圆柱形状,流道没有收敛。文中采用的试验数据来自文献[15]和[16],与流线曲率法的计算结果进行对比。本算例从轮毂到机匣选定 11 条流线,各排叶片前后缘分别设置计算站,每排叶片通道内设置 3 个计算站,上下游各设置 5 个计算站,共 43 个计算站。具体的计算网格如图 1 所示。图中每个格点代表 1 个计算站,水平方向格点相连代表流线。

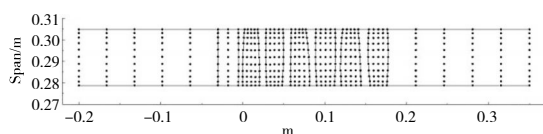


图 1 方案(4)的计算网格

针对该算例,给出 5 种方案的数据,分别为:

- (1) 无黏无掺混,落后角由 Carter 公式给出。
- (2) 无黏无掺混,落后角由 Carter 公式经 Roberts 修正给出。
- (3) G-C 模型,落后角由 Carter 公式给出。
- (4) G-C 模型,落后角由 Carter 公式经 Roberts 修正给出。
- (5) 文献数据。

本文进行了 5 种方案的计算。第 3 级转子和静子的出口气流角计算结果与文献给出的数据的对比如图 2、3 所示。由于出口气流角与落后角有直接关系,观察到 Carter 公式和改善后的 Roberts 修正各自计算结果的准确性。从图 2 中可见,Roberts 修正在转子的叶尖附近取得了很好的效果,与文献数值基本重合,同时叶根处欠转折的趋势也明显与文献数据相符,但是幅度上偏小。从图 3 中可见,Roberts 修正使静子两端部的流动计算均取得明显改善,展向分布形态更接近文献数据。

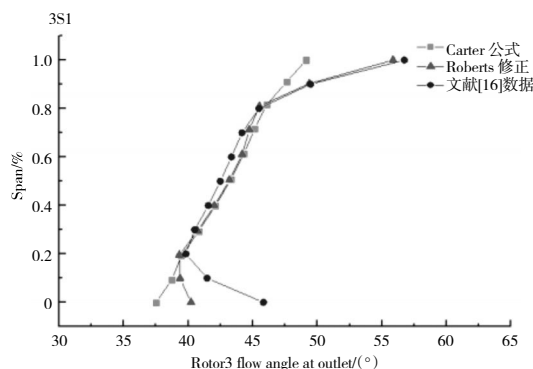


图 2 转子 3 出口气流角

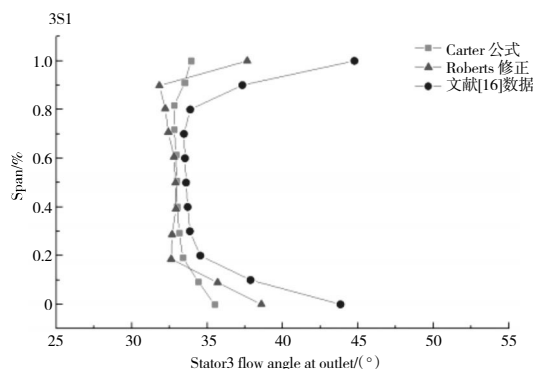


图 3 静子 3 出口气流角

第 3 级转子和静子的出口子午速度分别如图 4、5 所示。从图 4 中可见,前 4 种方案在 20%~80% 叶身部分的数据差距很小,其中方案(1)和(3)的数值与文献数据更接近,数值上比方案(1)和(3)小 0.5 左右,但端壁区相差过多。方案(2)和(4)显著改善了端壁区的情况,这正反映了改善后的 Roberts 模型使端部流动计算得到明显优化。方案(4)的展向数值均比方案(2)的稍小,总体上优于方案(2)的。图 5 的情况与图 4 类似,主流区 4 种方案相差不大,端壁区是方案(2)和(4)优于方案(1)和(3),而总体方案(4)又优于方

案(2)。

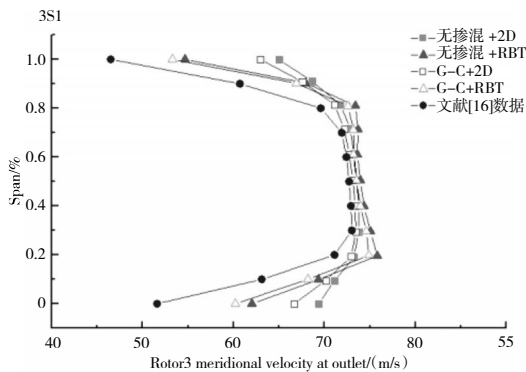


图4 转子3出口子午速度

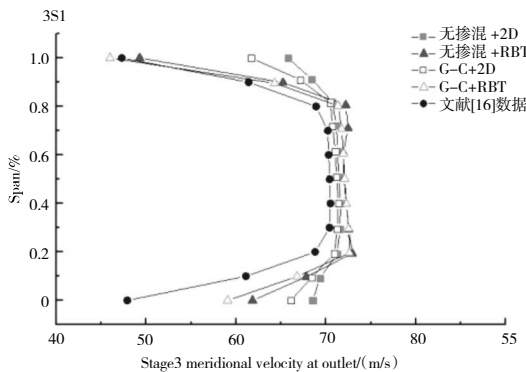


图5 第3级出口子午速度

3S₁ 第3级出口总压和总温沿展向的分布如图6、7所示。对于出口总压,方案(1)在数值上已经较文献数据偏高,且在展向分布上近似成1条直线;方案(2)的展向分布形态较方案(1)有了明显改善,但数值上比文献数据小,且绝对误差变大;方案(3)的展向分布较方案(1)在端壁区有所改善,但数值上反而更大。可以这样理解:方案(1)假定流动等熵和无黏,且滞止转焓沿流线为定值。G-C模型改变了这一假定,焓值沿流线的梯度为正值,从而温升变大。在损失系数不变的情况下,压比变大。方案(4)结合了方案(2)和(3)的优点,在数值和展向分布形态上都更加接近文献数据。主流区二者几乎重合,在端壁区方案(4)的变化幅度偏大,但总体上已经达到了较高的计算精度。对于出口总温,各方案结果与出口总压的情况类似,方案(4)同样取得最佳的结果,主流区与文献数据几乎重合,叶根和叶尖处均出现2 K左右的误差。

需要指出的是,本文对Roberts模型在转子叶根处的结果进行改进,但对于具体的取值尚需要进行更深入的理论分析和总结,得到明确的计算公式,最终

能应用于工程实际。

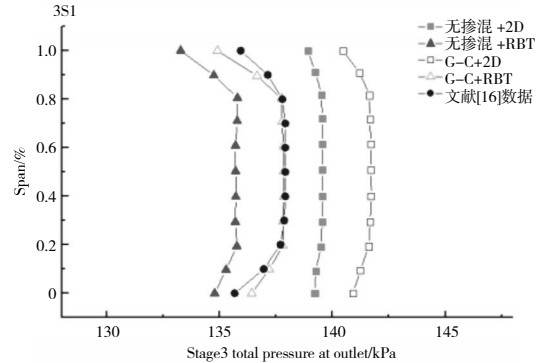


图6 第3级出口总压

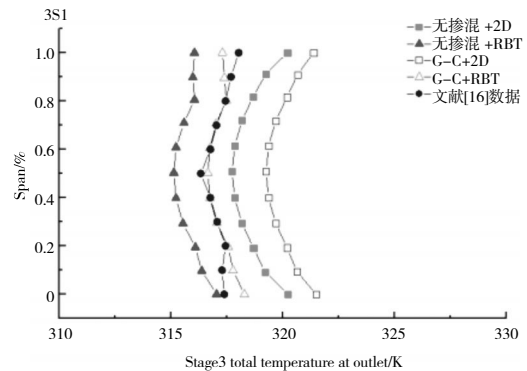


图7 第3级出口总温

3 结论

采用流线曲率法的数学模型,通过G-C模型模拟紊流扩散的作用,通过落后角反映二次流的作用。在2维Carter公式基础上引入改善的Roberts修正模型对落后角进行预估,发展了1种考虑压气机内展向掺混作用的计算方法。经过数值计算,将计算值与文献给出的数据进行对比,得到如下结论:

(1)展向掺混对轴流压气机气动参数的展向分布有重要影响。单纯的无掺混计算所得结果与实际的展向分布情况偏离较大,所以在压气机气动设计和优化过程中应当考虑掺混这一重要因素。

(2)小尺度的紊流扩散和大尺度的二次流都是展向掺混的重要因素。分析本文运用流线曲率法得到的计算结果,可以看到单独考虑Gallimore-Cumpsty模型或单独采用Roberts对2维Carter公式的修正都不能得到很好的结果,只有同时考虑这2种因素才能获得最优方案,无论展向分布还是数值都与文献数据最为贴近。

(3)本文改善了Roberts模型在转子叶根处的计算方法,但只作了初步探究,后面仍需进一步分析讨论。

(4)本文采用的方法能够较好地预测轴流压气机的气动特性,可以进一步运用到后续的分析和优化工作中。

参考文献:

- [1] Adkins G G, Smith L H Jr. Spanwise mixing in axial flow turbomachines[R].ASME 1981-GT-57.
- [2] Gallimore S J, Cumpsty N A. Spanwise mixing in multistage axial flow compressor: Part I [R].ASME 1986-GT-20.
- [3] Gallimore S J, Cumpsty N A. Spanwise mixing in multistage axial flow compressor: Part II [R].ASME 1986-GT-21.
- [4] Wisler D C, Bauer R C, Okiishi T H. Secondary flow turbulent diffusion and mixing in axial flow compressor[R].ASME 1987-GT-16..
- [5] Leylek J H, Wisler D C. Mixing in axial-flow compressor: conclusion drawn from 3D N-S analysis and experiments [R]. ASME 1990-GT-352.
- [6] 李士明,陈懋章.多级轴流压气机的径向掺混[J].航空学报,1991,12(11):593-596
LI Shiming, CHEN Maozhang. Mixing for multi-stage axial-flow compressors [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1991, 12(11): 592-599.(in Chinese)
- [7] Casey M C. Robinson. A new streamline curvature throughflow method for radial turbomachinery [J]. Journal of Turbomachinery, 2010, 132(3): 031021.
- [8] 朱方元. 计及气流展向掺混影响多级轴流压气机通流数值计算[J]. 工程热物理学报,1989,10(3):265-266
ZHU fangyuan. Through flow numerical calculation of multi-stage axial flow compressor considering spanwise mixing [J].Journal of Engineering Thermodynamics,1989,10(3):265-268.(in Chinese)
- [9] Baldwin B S, Lomax H. Thin layer approximation and algebraic model for separated turbulent flows[R]. AIAA -78-257.
- [10] Vishal M, Knight D. Evaluation of the bladwin-lomax turbulence model for two dimensional shock wave boundary layer interaction[R]. AIAA-70-741.
- [11] 朱方元,周新海,刘松龄,等.轴流跨音速压气机级的气动设计方法[J].西北工业大学学报,1979(1):17-19.
ZHU fangyuan, ZHOU xin Hai, LIU songling, et al. Aerodynamic design methods of transonic axial flow compressor stages [J].Journal of Northwestern Polytechnical University, 1979(1):17-19.(in Chinese)
- [12] Roberts W B, Serovy G K, Sandercock D M. Modeling the 3D Flow effects on deviation angle for axial compressor middle stages[R].ASME 1985-GT-189, 1986.
- [13] Britsch W R, Walter M O, Mark R L. Effects of diffusion factor, aspect ratio, and solidity on overall performance of 14 compressor middle stages[R]. NASA-TP-1979-1523.
- [14] 姚吉先. 轴流压气机气动设计方法研究[D]. 西安:西北工业大学, 1992.
YAO jixian. Research on aerodynamic design method of axial flow compressor [D].Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 1992. (in Chinese)
- [15] Burdsall E A, Canal E, Lyons K A. Core compressor exit stage study, part I. aerodynamic and mechanical design [R]. NASA-CR-1979-159714.
- [16] Behlke R F, Burdsall E A, Canal E, et al. Core compressor exit stage study II. final report[R]. NASA-CR-1979-159812.

(编辑:刘 静)