

DOI:10.16356/j.1005-2615.2022.04.013

叶片稠度对压气机最大有效静压升影响的数值模拟

王同辉, 王志强, 王学高

(南京航空航天大学能源与动力学院, 南京 210016)

摘要: 为研究叶片稠度对压气机最大有效静压升的影响, 针对某单级低速压气机, 通过改变转静子叶片数, 构建了不同叶片稠度的压气机模型, 采用三维数值模拟的方法, 获得了不同稠度情况下的压气机特性。计算结果表明, 静子叶片数的增加能够抑制附面层分离, 拓宽压气机稳定工作范围, 压气机近失速点的压比增大, 压气机的最大压升能力增强, 其最大有效静压升增大; 转子叶片数的增加能够抑制气流分离, 减小流动损失, 从而使得近失速工况下压气机效率和压比增大, 压气机近失速点压升能力增强, 其最大有效静压升增大。通过对叶片数不同时各压气机的最大有效静压升系数与 Koch 最大有效静压升预测曲线的对比, 从数值模拟的角度验证了以最大有效静压升作为压气机稳定性判据的有效性。

关键词: 压气机; 叶片数; 最大有效静压升; 数值模拟

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2022)04-0662-08

Numerical Simulation of Influence of Blade Number on Maximum Effective Static Pressure Rise of Compressor

WANG Tonghui, WANG Zhiqiang, WANG Xuegao

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

Abstract: In order to study the effect of blade consistency on the maximum effective static pressure rise of a single-stage low-speed compressor, a compressor model with different blade consistency is constructed by changing the number of rotor stator blades. The compressor characteristics under different consistency are obtained by using three-dimensional numerical simulation method. The results show that the increase of stator blade number can inhibit the boundary layer separation, delay the compressor to enter the numerical stall, increase the pressure ratio near the stall point, enhance the maximum pressure rise capacity of the compressor, and increase the maximum effective static pressure rise; the increase of the number of rotor blades can inhibit the flow separation and reduce the flow loss, so as to reduce the pressure drop in the low flow condition with the increase of compressor efficiency and pressure ratio, the ability of pressure rise near stall point increases, and the maximum effective static pressure rise increases. By comparing the maximum static pressure rise coefficient of each compressor with Koch correlation curve when the number of blades is different, the effectiveness of using the maximum static pressure rise as the compressor stability criterion is verified from the perspective of numerical simulation.

Key words: compressor; blade number; maximum effective static pressure rise; numerical simulation

压气机的长度、重量在整台发动机中占比很高, 其性能对整台发动机的性能有决定性的影响。因此, 压气机是航空发动机最关键的部件之

收稿日期: 2021-01-06; 修订日期: 2021-09-21

通信作者: 王志强, 男, 博士, 副教授, E-mail: wangzq1981@126.com。

引用格式: 王同辉, 王志强, 王学高. 叶片稠度对压气机最大有效静压升影响的数值模拟[J]. 南京航空航天大学学报, 2022, 54(4): 662-669. WANG Tonghui, WANG Zhiqiang, WANG Xuegao. Numerical simulation of influence of blade number on maximum stall static pressure rise of compressor[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2022, 54(4): 662-669.

一,其性能优劣直接影响整机的研制^[1]。

压气机的不稳定工作状态主要有旋转失速和喘振两种。旋转失速和喘振现象是叶轮机械中最严重的气动问题。对航空燃气涡轮发动机而言,进入旋转失速和喘振状态不仅会对压气机耐久性造成影响,而且会引起性能降低,严重时甚至导致发动机熄火。因此在发动机实际运行过程中要确保压气机不能进入旋转失速和喘振状态。因而在压气机的设计过程中,需要一种可靠的方法来评估一台新压气机的稳定裕度,压气机的稳定边界预测问题显得十分重要^[2]。正因为如此,迄今为止,压气机稳定边界预测方法仍然作为外国公司的核心商业机密不予公布。

多年来,随着人们对压气机内部流动不断深入研究,主要得到了3类关于压气机稳定性的分析方法。第一类是经验关联法。在研究压气机稳定性的早期,科研工作者对大量的实验数据进行总结分析和研究,将多个设计参数和工作参数关联起来,建立起判断压气机稳定性的准则参数,以此作为压气机失稳的判断标准。在这一阶段,Emmons等^[3-9]提出了多种评估压气机稳定边界的经验准则,其中具有代表性的有:Dunham^[7]提出将压气机压升系数和流量系数关联曲线上导数为零的点作为压气机的失稳边界点;Leiblein等^[8]提出将扩散因子作为压气机稳定性判断的近似准则;Koch^[9]提出用最大静压升系数来评估压气机的最大压升潜力。在这类方法中,Koch提出的最大静压升系数法最具代表性,其关联的影响因素最为全面。第二类方法以小扰动的线性稳定性理论为主,用于预测风扇/压气机或压缩系统的工作稳定性^[10-11]。第三类方法不仅关心风扇/压气机或压缩系统在平衡工作点受小扰动的稳定性,还非常重视有限扰动对稳定性的影响及其发展情况,以及压气机失速后两类失速流态——旋转失速和喘振的性质,这类方法为建立在时域上的时间推进法^[12-18]。

20世纪80年代,Koch提出了采用最大失速静压升判断压气机气动稳定性的方法^[9],该方法属于经验关联法,这类型的方法依据实验数据,使用经验关系式来判断压气机状态点是否失稳,因此有一定的误差,但是其优点是使用简单、便捷。相对于另外两种方法,其优势为:(1)在压气机设计阶段,已知压气机设计参数时,就可以使用该判据进行稳定性判别;(2)该判据适用性较广,可以用于其他气动计算程序中。

上述3类压气机稳定性分析方法均存在不足

之处,但有文献表明,Koch最大有效静压升系数法经过不断发展之后,至今仍然被GE公司使用,此前,已有一些关于最大有效静压升的应用^[19-23],但是文献[9]公布的最大有效静压升的预测曲线是否准确,国内尚无人开展过系统的验证,并且国内对于设计参数对压气机有效静压升影响的研究甚少,对该方法的有效性和适用性也没有开展系统的研究。

为探究相关设计参数对压气机最大有效静压升的影响,本文针对某单级低速压气机,通过改变转静子叶片数,构建了不同叶片稠度的压气机模型,采用三维数值模拟的方法,研究了叶片稠度的改变对压气机最大有效静压升系数的影响。

1 研究对象

本文的研究对象为课题组设计的一台等内外径的单级轴流压气机,负荷系数为0.35,静子叶片的固定形式为悬臂式,该压气机的设计参数如表1所示,其中,转静子的设计参数值用斜杠隔开。由于仅研究轴向均匀进气情况,各工况的流场均可近似认为轴对称分布,叶栅各通道流动状况相似,为了节省计算资源和计算时间,本文针对不同计算模型,均开展了单通道的数值模拟。计算模型的3D视图如图1所示。

表1 压气机设计参数

Table 1 Compressor design parameters

参数名称	参数值
设计转速/($r \cdot \min^{-1}$)	2300
外径/mm	900
轮毂比	0.75
叶片数/个	36/39
展弦比(中径)	1.41/1.41
叶尖间隙/mm	1/1
稠度	1.15/1.25
中径轴向间距/mm	36.66
中径弦长/mm	80/80

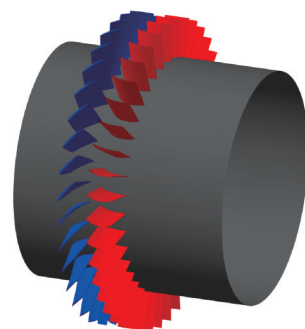


图1 计算模型

Fig.1 Computational model

2 数值模拟方法

本文的数值模拟计算采用 NUMECA FINE/Turbo 软件包,计算类型为定常,求解流动方程为雷诺平均的 N-S 方程,湍流模型使用 Spalart-Allmaras(S-A)一方程模型。网格划分采用 O4H 网格,即叶片周围采用 O 网格,主流区及进出口区域采用 H 网格。对上述计算模型进行了网格无关性验证,最后确定的满足计算要求的网格数为 305 万个,第一层网格厚度为 0.006 mm。计算结果显示壁面处的 Y^+ 都在 10 以内,说明第一层网格的厚度满足 S-A 湍流模型的计算要求。

为了研究叶片稠度对压气机最大有效静压升的影响,针对上述单级低速压气机,通过改变转静子叶片数,构建了不同叶片稠度的压气机模型,稠度变化方案如表 2 所示。表中, R36-S39(ori) 表示基准型压气机,其转子叶片数为 36,静子叶片数为 39, R33-S36 表示此压气机的转子叶片数为 33,静子叶片数为 36,其余与之类似,表中还给出了不同叶片数情况下,压气机转静子叶片的稠度和无量纲扩散长度 L/g_2 。

表 2 压气机转静子叶片数改变方案

Table 2 Scheme of changing the number of compressor stator blades

名称	转子叶片数	静子叶片数	稠度	$(L/g_2)_R$	$(L/g_2)_S$
R36-S39(ori)	36	39	1.15/1.25	1.43	1.3
R33-S36	33	36	1.06/1.15	1.31	1.2
R33-S39	33	39	1.06/1.25	1.31	1.3
R33-S42	33	42	1.06/1.34	1.31	1.4
R36-S36	36	36	1.15/1.15	1.43	1.2
R36-S42	36	42	1.15/1.34	1.43	1.4
R39-S36	39	36	1.25/1.15	1.55	1.2
R39-S39	39	39	1.25/1.25	1.55	1.3
R39-S42	39	42	1.25/1.34	1.55	1.4

3 最大静压升系数法

Koch 基于大量低速轴流压气机和部分高速风扇/压气机实验数据的支持,将风扇/压气机叶栅通道类比于二维扩压器,提出了最大静压升系数的概念来评估压气机的压升潜力,得到了压气机失速时的最大有效静压升系数 $C_{h,ef}$ 与无量纲扩散长度 L/g_2 的关联曲线,如图 2 所示^[9]。利用该关联曲线即可在压气机的设计阶段,根据各级的无量纲扩散长度预估出各级的最大有效静压升系数,从而预测出整台压气机的稳定边界,为压气机的设计提供了极大的便利。

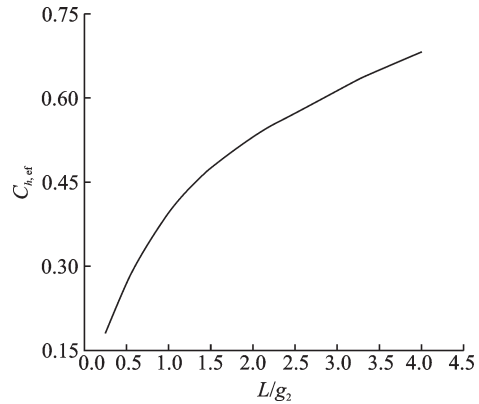


图 2 最大有效静压升系数预测曲线^[9]

Fig.2 Prediction curve of maximum effective static pressure rise coefficient^[9]

本文采用数值模拟的手段对该方法展开研究,下面将对该方法进行简单介绍。压气机各排的无量纲扩散长度的计算为

$$L/g_2 = \frac{L}{S \cos \beta_2} \quad (1)$$

式中: L 为叶片的中弧线长度, g_2 为相邻叶片通道出口宽度, S 为栅距, β_2 为几何出口角,本文计算时各几何参数均取转静子中径处的值。为综合考虑转静子的影响,要分别求出转静子的 L/g_2 ,然后对两者以转静子进口的有效动压头为权重进行加权平均,求出级平均的 L/g_2 ,表达式为

$$L/g_2 = \frac{W_{\text{lef, Rotor}}^2 (L/g_2)_{\text{Rotor}} + V_{\text{lef, Stator}}^2 (L/g_2)_{\text{Stator}}}{W_{\text{lef, Rotor}}^2 + V_{\text{lef, Stator}}^2} \quad (2)$$

式中: $W_{\text{lef, Rotor}}$ 和 $V_{\text{lef, Stator}}$ 分别代表转静子进口的有效速度,其具体计算公式见文献[9]。

压气机运行过程中实际的气动静压升系数定义为

$$C_h = \frac{C_p T_1 \left[\left(p_2/p_1 \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] - (U_2^2 - U_1^2)_{\text{Rotor}}/2}{(V_{1, \text{Rotor}}'^2 + V_{1, \text{Stator}}'^2)/2} \quad (3)$$

式中: C_p 为气体的定压比热容, γ 为绝热指数, T_1 为级进口面平均静温, p_1 和 p_2 分别为级进出口截面的静压值(本文计算时分别取为进出口截面流量平均的静压值,进口截面取距转子前缘 20 mm 处,出口截面取距静子尾缘 20 mm 处), U 为牵连速度,对于平直流动, $U_1=U_2$ 。

为了综合考虑雷诺数、叶尖间隙以及轴向间距对压气机最大静压升的影响,图 2 中的实验数据为已经折合到雷诺数 $Re=13\ 000$ 、无量纲叶尖间隙 $\epsilon/g=0.055$ 和无量纲轴向间距 $\Delta z/S=0.38$ 的状态下。采用式(3)计算得到的静压升系数要以此状态为基准状态,进行雷诺数、叶尖间隙和轴向间距修

正。雷诺数 (F_{Re})、无量纲叶尖间隙 (F_ϵ) 以及无量纲轴向间距 ($F_{\Delta z}$) 对最大静压升系数的影响曲线分别如图 3~5 所示。

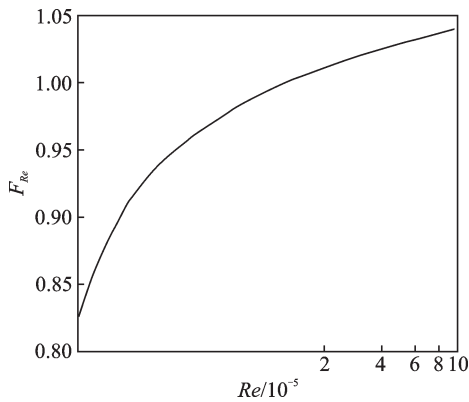


图 3 雷诺数修正系数^[9]

Fig.3 Reynolds number correction factor^[9]

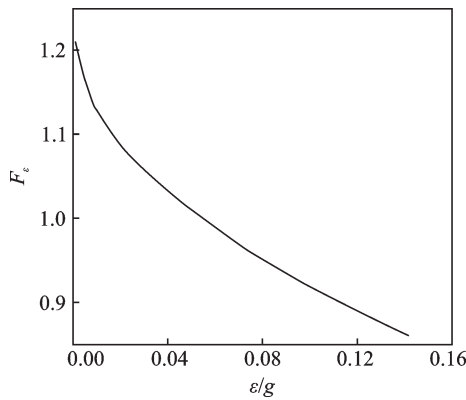


图 4 叶尖间隙修正系数^[9]

Fig.4 Tip clearance correction factor^[9]

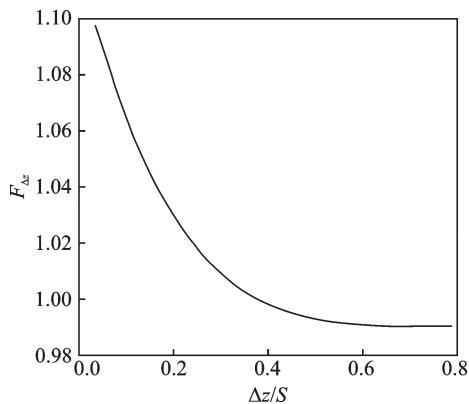


图 5 轴向间隙修正系数^[9]

Fig.5 Axial gap correction factor^[9]

无量纲叶尖间隙 ϵ/g 的计算方法为:对于转静子叶片,分别计算叶尖间隙 ϵ 与中径处通道宽度 g 的比值,然后计算转静子无量纲叶尖间隙的平均值。通道宽度 g 为

$$g = S \cdot \cos \xi \quad (4)$$

式中: S 为中径处的栅距, ξ 为中径处的安装角(与轴向夹角)。

无量纲轴向间距 $\Delta z/S$ 的计算方法为:根据转静子中径处的栅距,计算转静子栅距的平均值,然后计算转静子中径处的轴向间距与级平均栅距的比值。

同时还要考虑速度三角形的影响,用级平均的有效动压头修正系数 $F_{ef, Stage}$ (有效动压头修正系数为有效动压头和自由流动压头的比值,具体公式见文献[9])对静压升系数进行修正,最终,压气机的有效静压升系数为

$$C_{h, ef} = \frac{C_h}{F_{ef, Stage} \cdot F_{Re} \cdot F_\epsilon \cdot F_{\Delta z}} \quad (5)$$

4 计算结果及分析

本文对转静子叶片数不同的各压气机进行相同边界条件下的数值模拟,计算通过逐渐增大背压使压气机由堵塞工况(大流量)向失速工况(小流量)推进,取数值计算最后一个稳定收敛的解作为稳定边界工况点。对各压气机的计算结果进行对比,分析叶片稠度对压气机性能和最大失速静压升的影响。

图 6 为稠度不同的各压气机特性对比图,其中图 6(a)为效率特性,图 6(b)为压比特性。对比图中转子叶片数相同,静子叶片数不同的 3 组曲线可以发现,随着静子叶片数的增加,压气机大流量工况的效率和压比均有所下降,而小流量工况的压比和效率基本没有变化,此外,随着静子叶片数的增加,压气机失速点流量呈逐渐减小的趋势,说明静子稠度的增加达到了扩大压气机稳定工作范围的效果。这是因为在大流量状态下,压气机内部的流动状态相对较好,没有出现明显的流动分离现象。静子叶片稠度的增加,增大了气流与叶片之间的摩擦面积,导致摩擦损失增大,从而导致大流量状态下压气机的压比和效率都随稠度的增加而减小。而在小流量状态下,由于来流迎角的增加,逆压力梯度也随之增大,静子通道内会出现附面层分离现象。此时静子稠度的增加,虽然也增加了摩擦损失,但同时也增加了静子通道内的扩压长度,减小了逆压力梯度,达到了抑制附面层分离、减小流动损失的效果。综合来看,在小流量状态下,静子稠度的增加对压气机效率和压比的影响较小。此外,由于静子稠度的增加,具有抑制附面层分离的效果,从而使得压气机能工作在更高的背压下,即扩大了压气机的稳定工作范围。

进一步对比图 6 中静子叶片数相同、转子叶片数不同的 3 组曲线可以发现,随着转子叶片数的增加,压气机大流量工况的效率和压比均有所下降,

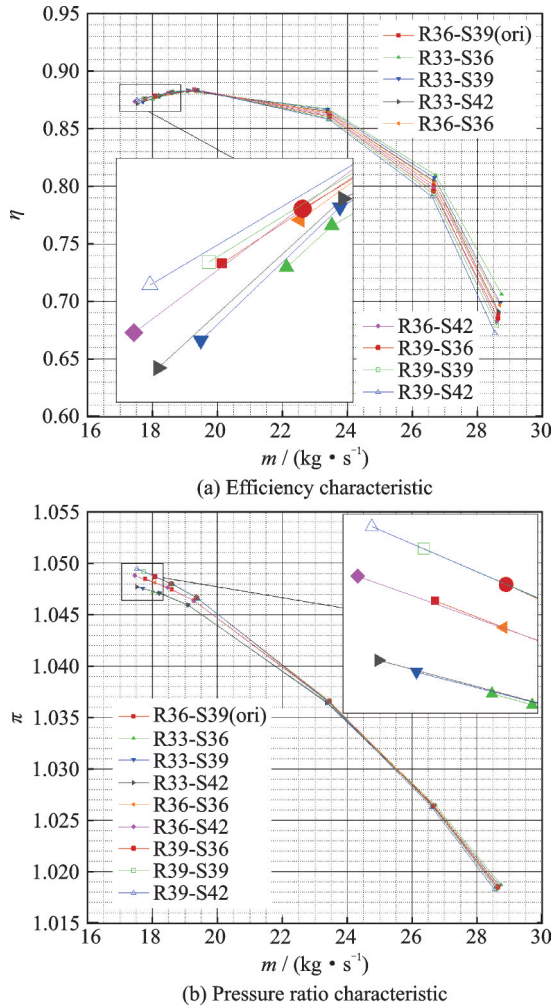


图6 叶片数不同时压气机的效率和压比特性对比图

Fig.6 Comparison diagram of compressor efficiency and pressure ratio characteristics when the number of blades is different

而小流量工况的压比和效率却是增加的。这说明与静子叶片数增加带来的影响相同,转子叶片数的增加,在大流量工况下,增大了摩擦损失,但在小流量工况下,可以达到抑制流动分离,改善压气机内部流动的效果,使得压气机效率和总压比得到提升。通过对比还可以发现,静子叶片数相同时,随着转子叶片数的增大,压气机的稳定工作范围基本不变,稳定边界点流量变化不明显,但其稳定边界点的效率和压比都随着转子叶片数的增加而增大,压气机近失速点压升能力增强。

综合转静子叶片稠度变化对压气机性能的影响可以看出,在不同工况下,转静子叶片稠度的变化对压气机性能的影响是相同的,在大流量工况下,稠度增大会增大摩擦损失,降低压气机性能,而在小流量工况下,稠度的增加,可以起到抑制流动分离,减小流动损失,提高压气机性能的作用。另外,针对本文研究的这组压气机而言,流动失稳可

能起始于静子通道,所以静子稠度的增加可以扩大压气机的稳定工作范围,而转子稠度的增加并没有与之类似的效果。

为了进一步验证上文的分析,给出了静子叶片数不同的压气机模型在近失速工况下的流场分布,图7为静子叶片通道内不同轴向截面处的相对马赫数云图。从图中可以看出,静子叶片通道内的流动分离主要集中在两个区域,一个是叶根区域由径向间隙处泄漏流引起的泄漏涡,另一个是顶部附近的叶片附面层分离。对不同压气机的马赫数云图进行对比,可以发现,静子叶片数变化时,马赫数云图变化很小。随着静子叶片数的增加,静子叶片通道内的分离涡略有减小,这是因为随着静子叶片数的增加,叶片对气流的约束略有增强,从而抑制了流动分离,减小了流动损失。结合上文压气机特性线分析,在近失速区,静子叶片数的增加一方面使得摩擦损失增大,另一方面又能够抑制流动分离,所以近失速区压气机的效率和压比基本不变。此外,从特性变化可以看出,静子叶片数的增加,可以使得压气机失速点流量减小。图7中对比的各压气机虽然都是在近失速工况下,但各压气机的工作流量是不同的。静子叶片数最多的压气机其近失速点工作流量最小、负荷最大,但其静子叶片通道内的流场结构与其他压气机相比没有恶化,这也从一个侧面说明,静子叶片数的增加可以更好地控制静叶内部的流动分离,提高压气机的扩压能力。

图8为转子叶片数不同的压气机模型在近失速工况下,转子叶片通道10%叶高S1流面熵云图。从图中可以看出,转子叶片吸力面尾缘的高熵区非常明显,这说明转子叶片吸力面尾缘发生了较严重的气流分离,造成了很大的流动损失。对比可以发现,随着转子叶片数的增加,转子叶片尾缘高熵区范围逐渐变小,且熵增也逐渐减小,这说明叶片数的增多有利于气流组织,可以抑制附面层分离,改善压气机内部流场,减小流动损失。结合上文压气机特性线分析,在近失速区转子叶片数的增加虽然使得摩擦损失增大,但同时抑制了流动分离,所以近失速区压气机的效率和压比反而增大了,相应的扩压能力也得到了提高。

图9为叶片数不同时压气机的静压升系数随流量变化曲线。从图中可以看出,叶片数不同时,压气机的静压升系数均随着流量的减小而增大,静压升系数在稳定边界工况点达到最大值,这说明将最大静压升系数作为预测压气机稳定边界的判据是可行的。

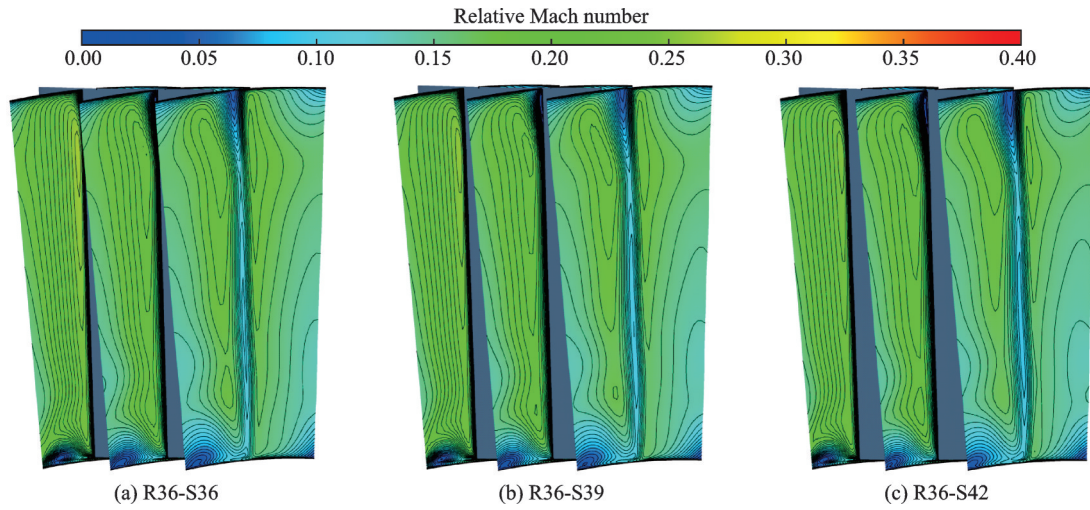


图 7 静子叶片数不同时近失速点相对马赫数分布

Fig.7 Relative Mach number distribution near stall point when the number of stator blades is different

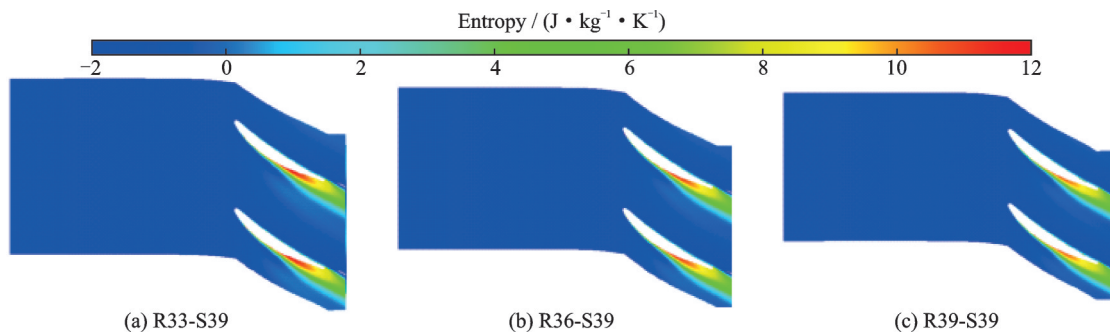


图 8 转子叶片数不同时近失速点 10% 叶高 S1 流面熵分布

Fig.8 Entropy distribution of S1 flow surface at 10% blade height near stall point when the number of rotor blades is different

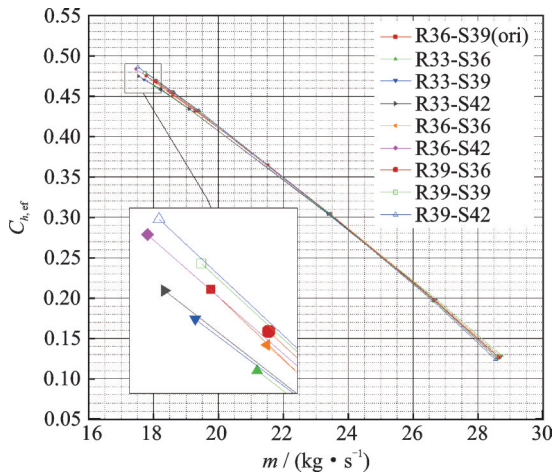


图 9 压气机的静压升系数随流量变化曲线

Fig.9 Variation curves of compressor static pressure rise coefficient with flow

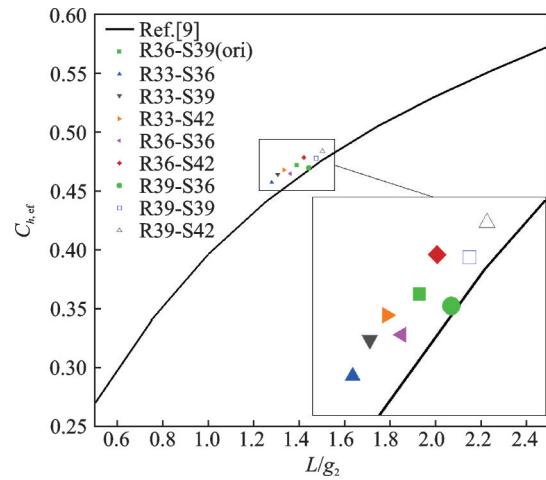


图 10 压气机的最大有效静压升系数对比图

Fig.10 Comparison diagram of maximum effective static pressure rise coefficient of compressor

图 10 为叶片数不同时各压气机的最大有效静压升系数对比图,同时,图中还给出了文献[9]提供的最大有效静压升系数关联曲线。从图中可以看出,转静子叶片数不同时,各压气机的最大有效静压升系数较为均匀地分布于 Koch 最大有效静压升系数预测曲线的周围,计算所得的最大有效静压升

系数的变化趋势与 Koch 最大有效静压升系数预测曲线基本一致,但相对位置均有所偏高,表明数值计算得到的不同压气机最大有效静压升略高于预测值。表 3 中给出了叶片数不同时,最大有效静压升系数的数值模拟结果、预测值以及两者间的相对误差。由表 3 可知,R33-S39 的数值计算结果与预

表3 最大有效静压升系数数值计算结果与预测值的对比
Table 3 Comparison between numerical calculation results and predicted values of maximum effective static pressure rise coefficient

名称	数值计算结果	预测值	差值	相对误差/%
R36-S39(ori)	0.471 74	0.460 30	0.011 45	2.49
R33-S36	0.457 61	0.443 91	0.013 70	3.08
R33-S39	0.463 91	0.449 19	0.014 72	3.28
R33-S42	0.468 11	0.454 36	0.013 75	3.03
R36-S36	0.464 77	0.455 21	0.009 56	2.1
R36-S42	0.478 57	0.465 28	0.013 29	2.86
R39-S36	0.469 71	0.465 83	0.003 89	0.08
R39-S39	0.478 11	0.470 74	0.007 37	1.57
R39-S42	0.484 05	0.475 43	0.008 62	1.81

测值的相差最大,但相对误差也仅为3.28%,这说明本文按照 Koch 提出的最大有效静压升系数法的数值计算结果与其通过实验结果所得的关联曲线非常接近,表明计算结果的可靠性足够高,同时也从数值模拟的角度验证了以最大有效静压升作为压气机稳定性判据的有效性。为了便于读者对本文计算结果进行验证,表4给出了R36-S39算例的详细气动参数。

表4 R36-S39 气动参数

Table 4 R36-S39 aerodynamic parameters

参数名称	参数值
T_1/K	286.76
p_1/Pa	99 582.9
p_2/Pa	104 537
$V'_{1,Rotor}/(m \cdot s^{-1})$	109.65
$V_{1,Stator}/(m \cdot s^{-1})$	70.33
F_{Re}	0.968 895
F_{ϵ}	1.092 535
$F_{\Delta z}$	0.991 511
$F_{ef,Stage}$	0.959 163

其次,通过对各压气机最大有效静压升系数的对比可得,当转子叶片数相同时,压气机的最大有效静压升系数随着静子叶片数的增加而增大,当静子叶片数相同时,压气机的最大有效静压升系数也随着转子叶片数的增加而增大。结合上面的压气机特性曲线可知,当转静子叶片数增加时,压气机近失速点压比均增大,压气机的最大压升能力增强,最大有效静压升系数增大。

5 结 论

本文针对某单级低速压气机,通过改变转静子叶片数,构建了不同叶片稠度的压气机模型,通过

三维数值模拟的方法,研究了转静子叶片稠度变化对压气机最大有效静压升的影响,得出以下结论:

(1) 转静子叶片数的增加都能够抑制附面层分离,减小流动损失,在近失速点,压气机压比随着叶片数的增加而增大,压气机的最大压升能力增强,其最大有效静压升也增大。在叶片数改变时,数值计算所得最大有效静压升系数的变化规律与 Koch 最大有效静压升预测曲线的变化趋势相同,即随着叶片稠度的增大,压气机的最大有效静压升系数增大。

(2) 计算结果表明压气机在稳定边界工况点达到最大有效静压升,这说明将最大有效静压升系数作为预测压气机稳定边界的判据是可行的。其次,通过对叶片稠度不同时各压气机的最大有效静压升系数与 Koch 最大有效静压升预测曲线的对比,从数值模拟的角度验证了以最大有效静压升作为压气机稳定性判据的有效性。

参考文献:

- [1] 刘永泉. 国外战斗机发动机的发展与研究[M]. 北京: 航空工业出版社, 2016: 261-262.
LIU Yongquan. Development and research of foreign fighter engine [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2016: 261-262.
- [2] 蒋浩兴. 国外发展风扇/压气机设计体系的一些经验和启示[J]. 航空发动机, 2001(2): 45-57.
JIANG Haoxing. Experience and enlightenment of fan/compressor design system abroad[J]. Aeroengine, 2001(2): 45-57.
- [3] EMMONS H W, PEARSON C E, GRANT H P C. Compressor surge and stall propagation [J]. Transactions of the ASME, 1955, 77(4): 455-469.
- [4] STENNING A, KRIEBEL A, MONTGOMERY S. Stall propagation in axial compressors: NACA TN3580[R]. [S.l.]: [s.n.], 1955.
- [5] MARBLE F E. Propagation of stall in a compressor blade row [J]. Journal of Aeronautical Sciences, 1955. DOI:10.2514/8.3395.
- [6] SEARS W R. Rotating stall in axial compressors [J]. Zeitschrift für Angewandte Mathematik und Physik, 1955, 35(6): 429-455.
- [7] DUNHAM J. Non-symmetric flows in axial compressors [M]. [S.l.]: Institution of Mechanical Engineers, 1965.
- [8] LEIBLEIN S, ROUDENBUSH W H. Theoretical loss relation for low-speed two dimensional cascade flow: NACA TN 3662[R]. [S.l.]: [s.n.], 1956.
- [9] KOCH C C. Stalling pressure rise capability of axial flow compressor stages [J]. Journal of Engineering for

- Power, 1981, 103: 645-656.
- [10] 刘超. 燃气涡轮发动机整机稳定裕度数值模拟方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
LIU Chao. Research on numerical simulation method of gas turbine engine stability margin[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012.
- [11] 侯睿炜, 孙晓峰. 一种基于数值计算的轴流压气机旋转失速稳定性模型之一: 理论模型及算法分析[J]. 航空动力学报, 2009, 24(12): 97-104.
HOU Ruiwei, SUN Xiaofeng. A numerical simulation based rotating stall stability model for axial-flow compressor part 1: Theoretical model and algorithm analysis[J]. Journal of Aeronautical Dynamics, 2009, 24(12): 97-104.
- [12] MOORE F K. A theory of post-stall transients in axial compression systems: Part I —Development of equations[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines & Power, 1986, 108(1): 68-76.
- [13] GREITZER E M, MOORE F K. A theory of post-stall transients in axial compression systems: Part II —Application[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines & Power, 1985, 108(2): 68-76.
- [14] MOORE F K. Stall transients of axial compression systems with inlet distortion[J]. Journal of Propulsion & Power, 2015, 2(6): 552-561.
- [15] 张环. 旋转总压畸变对压气机稳定性影响的研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
ZHANG Huan. A study on the effect of rotating total pressure distortion on compressor stability [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009.
- [16] 王聪, 文彬鹤, 司文杰, 等. 轴流压气机旋转失速建模与检测: I ——基于确定学习理论与高阶 Moore-Greitzer 模型的研究[J]. 自动化学报, 2014, 40(7): 1265-1277.
WANG Cong, WEN Binhe, SI Wenjie, et al. Rotating stall modeling and detection of axial compressor: I —Based on deterministic learning theory and high order Moore Greitzer model[J]. Acta automatica Sinica, 2014, 40(7): 1265-1277.
- [17] 屠宝锋. 风扇/压气机动态失速过程和多尺度非定常气动稳定性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
TU Baofeng. Study on dynamic stall process and multi-scale unsteady aerodynamic stability of fan/compressor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009.
- [18] 苏三买, 孙占恒, 吕焯, 等. 压气机失速与喘振动态模型与仿真[J]. 推进技术, 2016, 37(5): 960-965.
SU Sanmai, SUN Zhanheng, LV Ye, et al. Dynamic model and simulation of compressor stall and surge [J]. Propulsion Technology, 2016, 37(5): 960-965.
- [19] 赵勇. 风扇/压气机非设计点性能计算和进气畸变影响预测方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.
ZHAO Yong. Study on off design point performance calculation and inlet distortion effect prediction method of fan/compressor [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008.
- [20] 张晨凯. 多级轴流压气机内复杂流动结构的实验和数值研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015.
ZHANG Chenkai. Experimental and numerical investigation of complex flow structures in a multistage axial compressor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015.
- [21] 钟勇健, 滕金芳, 徐玺, 等. 跨声速轴流压气机失速边界预测方法[J]. 航空动力学报, 2014, 29(8): 1838-1845.
ZHONG Yongjian, TENG Jinfang, XU Xi, et al. Stall boundary prediction method for transonic axial compressor[J]. Journal of Aeronautical Dynamics, 2014, 29(8): 1838-1845.
- [22] 靳楠, 胡骏, 李骏. 压气机稳定边界的数值预测研究[J]. 航空发动机, 2017, 43(4): 48-55.
JIN Nan, HU Jun, LI Jun. Numerical predicting study on compressor surge margin[J]. Aeroengine, 2017, 43(4): 48-55.
- [23] 魏婷, 胡骏. 马赫数对压气机失稳静压升系数影响的数值模拟[J]. 航空发动机, 2020, 46(4): 20-23.
WEI Ting, HU Jun. Numerical simulation of the influence of Mach number on the unsteady static pressure rise coefficient of compressor[J]. Aeroengine, 2020, 46(4): 20-23.

(编辑:夏道家)