

DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2025.03.002

# 进气条件对多级高压压气机的稳定性影响

徐昊天, 胡骏, 黄臣

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

**摘 要:**基于彻体力模型思想设计三维计算程序,对某型多级高速压气机进行地面标准大气状况、高空低雷诺数状态 and 稳态周向总压畸变 3 种不同进气条件下性能及稳定性的数值仿真计算。研究给出不同进气条件下的压比特性与等熵效率特性,地面标况特性与实验结果吻合良好;对彻体力程序中有关雷诺数的基准损失系数进行修正,计算出的低雷诺数特性与实验结果有较好的一致性;稳态周向总压畸变会造成压气机性能下降。

**关键词:**多级高压压气机;低雷诺数;稳态周向总压畸变;彻体力

**中图分类号:**TH138.9   **文献标志码:**A   **文章编号:**1671-5276(2025)03-0013-06

## Effect of Intake Condition on Stability of Multi-stage High Pressure Compressor

XU Haotian, HU Jun, HUANG Chen

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

**Abstract:**Based on the main idea of the dynamic model, a three-dimensional calculation program is designed to numerically simulate the performance and stability of a modern multistage high-speed compressor under three different air intake conditions involving ground standard atmospheric conditions, high altitude low Reynolds number state and steady state circumferential total pressure distortion. The characteristics of pressure ratio and isentropic efficiency under different intake conditions are studied, and the ground conditions are in good agreement with the experimental results. The basic loss coefficient of Reynolds number in the toroidal force program is modified, and the calculated low Reynolds number characteristics well consist with the experimental results. The steady-state circumferential total pressure distortion will cause compressor performance degradation.

**Keywords:** multi-stage high pressure compressor; low Reynolds number; steady-state circumferential total pressure distortion; body force

## 0 引言

压气机的稳定性<sup>[1]</sup>是指从气体动力学角度出发,在其被干扰情况下保持稳态工作状态的能力。压气机由于大气密度下降,黏性系数增大,进口雷诺数将随之降低,当低于临界雷诺数时,易在逆压力梯度下发生分离,进而影响压气机的稳定性<sup>[2]</sup>。WASELL<sup>[3]</sup>分析压气机实验数据与不同叶栅实验之后,建立了压气机效率与弦长雷诺数之间的雷诺数修正模型。肖洪与郭捷等<sup>[4-5]</sup>发现可定量评估该模型。王英锋等<sup>[6]</sup>估算了宽广雷诺数范围内压气机的不稳定边界,结果表明:随着雷诺数的降低,压气机的稳定性也随之下降,幅度取决于雷诺数的大小及其本身的设计。牛子天<sup>[7]</sup>研究低雷诺数对压气机气动稳定性影响规律及机制,研究表明:随着雷诺数的降低,压气机稳定裕度呈现下降趋势,雷诺数越低,其稳定裕度下降越显著。

21 世纪以来,三维彻体力模型的理论逐渐被应用于求解压气机进气畸变的问题。尹超等<sup>[8-10]</sup>建立了轴流压气机进气畸变的三维分析模型 CSAC,结果表明:均匀进气下 CSAC 与 CFD 计算特性最大误差不超过 1.5%;总压畸变传递到第三级时畸变度衰减为 0。郭晋等<sup>[11-15]</sup>建立了可预测进气畸变对多级轴流压气机流场特性影响的三维数值计算模型,结论如下:周向总压畸变将导致发动机整机性能恶化,周向总压畸变在转子叶尖处的衰减程度大于叶根,在近叶尖处由总压畸变诱导出的总温畸变强度也远大于根部,这与高倩、赵红亮等<sup>[16-17]</sup>的结论一致。闫建东等<sup>[18]</sup>采用实验方法探究了 3 种不同周向畸变强度的进气边界对压气机失稳演化的影响机制,结果表明:当进口存在周向畸变时,压气机的失稳演化过程从局部喘振转变成了突尖波,静子叶根处会出现不稳定低频扰动,从而导致失稳。

**基金项目:**国家科技重大专项项目(2017-II-0004-0017)

**第一作者简介:**徐昊天(1999—),男,江苏盐城人,硕士研究生,研究方向为叶轮机械气动热力学,447924557@qq.com。

本文以某型七级高压压气机为对象,结合彻体力计算程序数值计算结果与部件实验结果,研究分析3种不同进气条件对七级高压压气机稳定性的影响,为工程类项目研究提供数值计算借鉴。

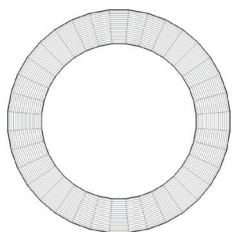
## 1 物理模型与计算方法

本文根据郭晋在三维彻体力理论基础上构建的适用于多级轴流压气机均匀/畸变进气下性能及稳定性分析的三维计算程序 bfm,对某型高压压气机进行数值计算,关于三维彻体力模型理论方法及三维计算程序详见文献[11]。

该压气机由进口导叶与七排转静子构成,且在第四级静子的机匣出口进行级间引气。有叶区沿轴向、径向、周向分别划分35、20、36个网格单元,总网格数约为50万。压气机子午流道示意图与周向网格如图1所示。在计算过程中,压气机进口给定总压、总温及进气方向,出口给定背压,通过调整背压来获得特性参数。



(a) 七级压气机子午流道示意图



(b) 周向网格

图1 子午流道与周向网格示意图

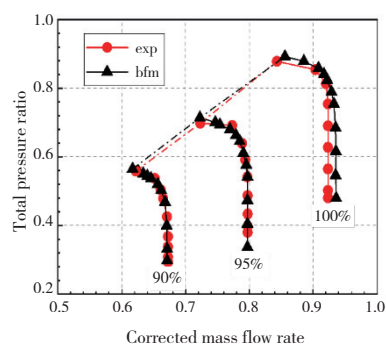
## 2 计算结果与分析

### 2.1 地面标况均匀进气特性

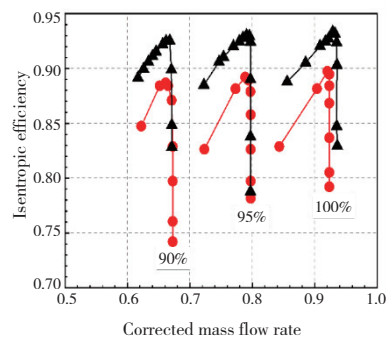
在地面标准大气状况下(压力为101 325 Pa,温度为288.15 K),图2给出了均匀进气3种转速下 bfm 计算捕获的高压压气机的总压比特性线及等熵效率无量纲特性线。bfm 所获总体性能计算结果与实验数据吻合良好,稳定边界点流量与压比相对误差均不超过2.5%。

表1给出了不同转速下计算结果与实验结果的相对误差。效率峰值与效率峰值点压比较实验数据有4%多的误差,彻体力的损失与落后角模型依赖具体压气机的叶型形状,而该压气机采取的

是任意叶型设计,因此会造成偏差。



(a) 压比特性



(b) 等熵效率特性

图2 均匀进气无量纲特性

表1 七级压气机计算结果与实验结果误差分析 单位: %

| 转速百分比 | 效率峰值误差    | 效率峰值点压比误差 | 效率峰值点流量误差 |
|-------|-----------|-----------|-----------|
| 100   | 4.0       | -2.9      | 0.9       |
| 95    | 4.3       | -4.4      | 0.2       |
| 90    | 4.3       | -4.6      | 1.0       |
| 转速百分比 | 稳定边界点流量误差 | 稳定边界点压比误差 | 堵塞边界点流量误差 |
| 100   | 1.5       | 1.6       | 1.4       |
| 95    | -0.1      | 2.3       | -0.1      |
| 90    | -0.8      | 1.0       | -0.2      |

图3展示了不同设计转速下稳定边界点各级 $E$ 值分布。 $E$ 值的定义为该级有效静压升系数 $C_{h,ef}$ 与其失速静压升系数 $C_{h,stall}$ 的比值,即 $E = C_{h,ef}/C_{h,stall}$ 。通过 $E$ 值可以判断首发失稳级,根据KOCH最大静压升系数法的理论,当 $E \geq 1$ 时则认为该级失稳。从图3看出3种转速下,压气机第五级率先失稳。该压气机装有进口导流叶片,100%转速时未调节进口导流叶片,而在折合转速低于设计转速时调节静叶安装角,这使压气机脱离了“前喘后涡”状态,使本该率先失稳的前面几

级仍然处于稳定工作状态,扩大了压气机的工作范围。

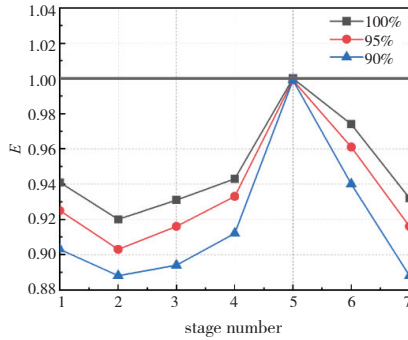


图3 七级压气机不同转速下各级  $E$  值分布

## 2.2 低雷诺数对压气机的影响

压气机多数工况下雷诺数一般处于自模化区,叶型损失不受雷诺数影响,而随着飞行高度的增加,雷诺数将很难满足自模化条件,会逐渐下降,此时将不能忽略叶型损失带来的影响,使压气机压比和效率特性下降。bfm 使用文献[19]中的方法修正雷诺数对基准损失系数的影响,如式(1)所示。

$$\frac{\overline{w}_{\text{ref}}}{\overline{w}_{\text{ref}, Re=10^6}} = \begin{cases} 489.8Re^{-0.5} & Re < 10^5 \\ 13.8Re^{-0.19} & 10^5 < Re < 10^6 \\ 1.0 & Re > 10^6 \end{cases} \quad (1)$$

式中:  $Re = 10^5$  为层流向湍流发展的转换雷诺数;  $Re > 10^6$  时认为压气机满足雷诺数自模化条件。由于高度上升引起雷诺数下降的主要原因为气体的密度下降,而密度由温度与压力决定,故通过改变压气机进口总压与总温来调整雷诺数大小。

bfm 计算当中,当  $Re > 10^6$  时,计算结果与实验结果有较好一致性;而当  $Re < 10^6$  时,计算结果与实验结果有一些偏离,且计算结果较实验结果往左下方偏离,说明当  $Re < 10^6$  时,该压气机的基准损失系数偏大,而获得的雷诺数均在  $Re > 10^5$  的范围,于是对  $10^5 < Re < 10^6$  情况下的基准损失系数进行修正,在其基础上乘一个小于 1 的系数  $\lambda$ ,如式(2)所示。经实验结果表明,当  $\lambda = 0.7$ 、 $10^5 < Re < 10^6$  时所捕获的计算结果与实验结果吻合良好。

$$\frac{\overline{w}_{\text{ref}}}{\overline{w}_{\text{ref}, Re=10^6}} = \begin{cases} 489.8Re^{-0.5} & Re < 10^5 \\ 13.8Re^{-0.19} \times \lambda & 10^5 < Re < 10^6 \\ 1.0 & Re > 10^6 \end{cases} \quad (2)$$

按照文献[20]定义的雷诺数指数(RNI)来表示雷诺数大小,定义为相同折合转速下工作状态雷诺数与参考状态雷诺数的比值,参考状态选取

不同转速地面工作状态时的雷诺数,如式(3)所示。图4给出了不同雷诺数条件下计算得出的压比及等熵效率特性,实线为实验结果,虚线为计算结果,其中 100% 转速有两个状态均在 10 km 以上,其雷诺数均低于  $10^6$ ,不再满足雷诺数自模化条件。图4中彻体力计算结果与实验结果较为吻合,相同折合转速下,随着雷诺数的减小,等转速线朝着小流量小压比方向移动,且到雷诺数自模化区以下时,压气机在整个工作范围内有着不同的损耗,下降幅度比雷诺数自模化区以上时更显著,其中效率峰值与稳定边界点压比有明显下降。

$$R_{\text{NI}} = \frac{Re}{Re_{\text{ref}}} = \frac{P/P_{\text{ref}}}{T/T_{\text{ref}}} \quad (3)$$

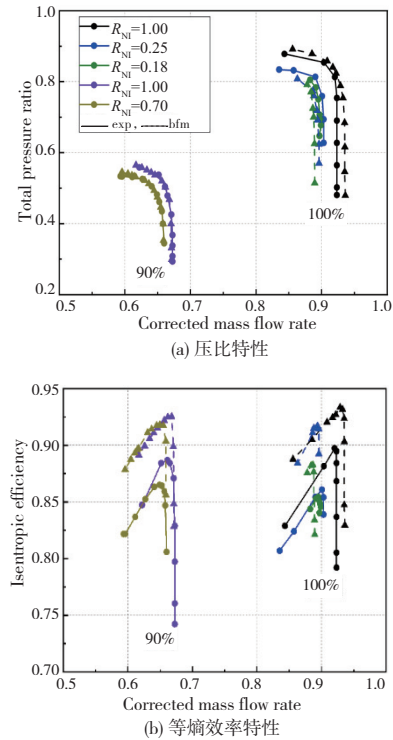


图4 七级压气机在不同雷诺数下的特性

图5展示了稳定边界点流量与压比随雷诺数指数的变化。在较大雷诺数下,稳定边界点流量变化不大,压比随雷诺数的减小而减小;当不满足雷诺数自模化条件时,稳定边界点压比有着较大的减小,由于缺少相应实验支撑,故雷诺数极低 ( $Re < 10^5$ ) 的情况并未考虑在内。综合雷诺数对稳定边界点流量与压比随雷诺数指数变化的影响,反映在特性图上,即:在雷诺数下降幅度不大时,特性线朝压比减小的方向移动,稳定边界下移,但是幅度均不大;而当雷诺数下降到一定程度以后,随着雷诺数减小,特性线朝着压比减小方向移动幅度增大,稳定边界下移幅度也增大,偏离参

考状态较多,这与王英锋得出的结论一致。

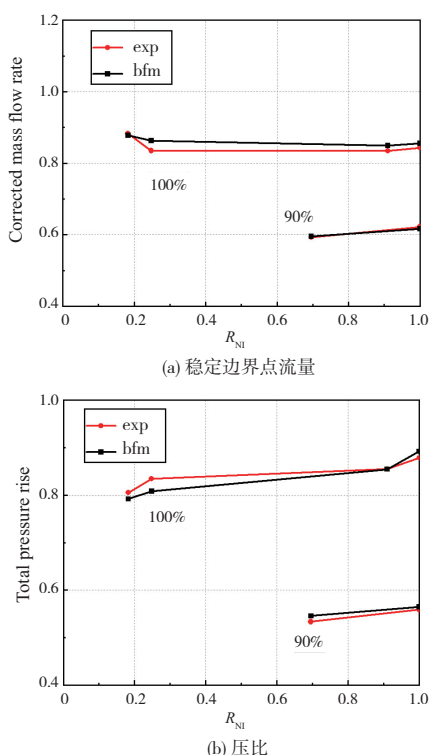


图5 雷诺数对稳定边界点流量与压比的影响

### 2.3 周向标准总压进气畸变的影响

在压气机进口截面给定  $180^\circ$  稳态周向总压畸变,利用 bfm 程序研究 3 种不同强度的总压畸变,畸变区总压较未畸变区下降分别是 5%、10% 和 15%,未畸变区总压为 101 325 Pa,总温为 288.15 K,进气方向为轴向进气。畸变指数  $d_p$  定义如式(4)所示,进口总压分布如图 6 所示。

$$d_p = \frac{P_L^*}{P_0^*} \times 100\% \quad (4)$$

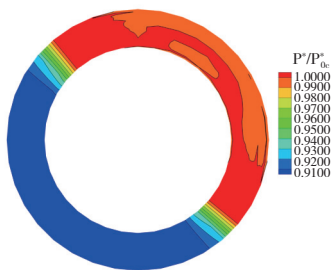


图6 压气机进口总压周向分布

图 7 给出了进口  $180^\circ$  稳态周向总压畸变下,总压畸变指数  $d_p$  分别为 5%、10% 和 15% 时的不同折合转速的特性与稳定边界。从图 7 中可以清晰地看出:随着总压畸变指数的增加,即畸变区压

力减小幅度增大,进气总压畸变的影响逐渐加剧,使得总压比降低、效率减小、稳定边界下移,稳定工作范围减小、堵塞边界左移。

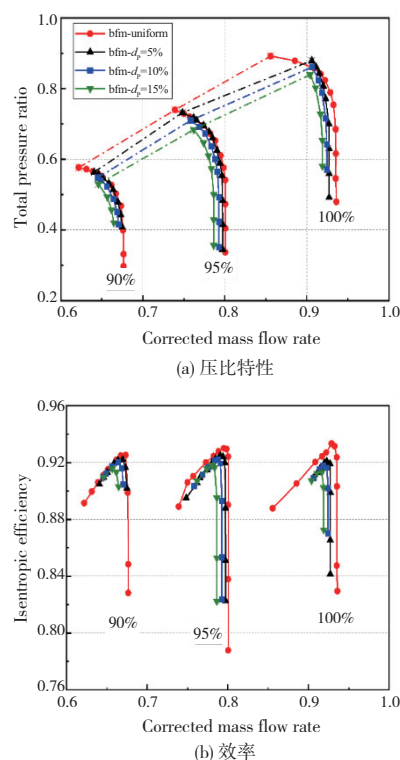


图7 周向标准总压畸变对压气机特性的影响

以该压气机在 100% 转速下的工作点为例,图 8 给出压气机进口与不同截面中径处无量纲密流  $(\rho v_z)_{\text{norm}}$  和绝对周向气流角  $\alpha$  的周向分布。无量纲密流  $(\rho v_z)_{\text{norm}}$  的定义为  $(\rho v_z)_{\text{norm}} = (\rho v_z) / (\rho_0 U_m)$ ,其中  $\rho_0$  为压气机进口截面平均气流密度,  $U_m$  为进口中径处轮缘速度。可以看出,周向总压畸变导致进口  $180^\circ$  未畸变区流量明显高于  $180^\circ$  畸变区,且畸变区的流量逐步上升,到了第一级转子进口就衰减了不少,这是因为气体从压气机进口进入,率先触碰进口导流叶片,改变了气流角,在传递过程当中畸变区的静压不断下降,所以畸变区的两侧存在一定强度的压力差,使处于非畸变区的气流随着压差不断流入畸变区,使得畸变区流量不断增加,畸变区两侧流量不断减少。在总压畸变沿轴向不断传递的过程中,畸变区与非畸变区的气体不断掺混,非畸变区气不断向畸变区流入形成周向侧流,这会影响到旋流的分布,可从图 8(a) 中清晰看出,压气机进口初始状态绝对周向气流角周向均为 0,随着气流传送到 IGV 进口,便产生了与畸变区两侧方向相反的旋流。

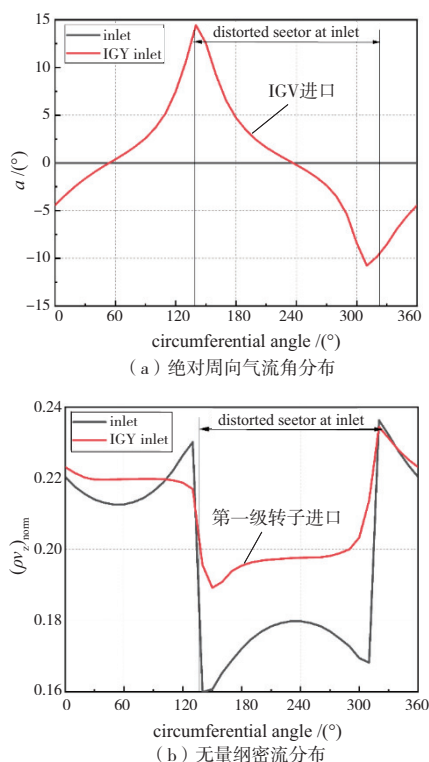


图8 不同轴向位置中径处气流参数沿周向分布

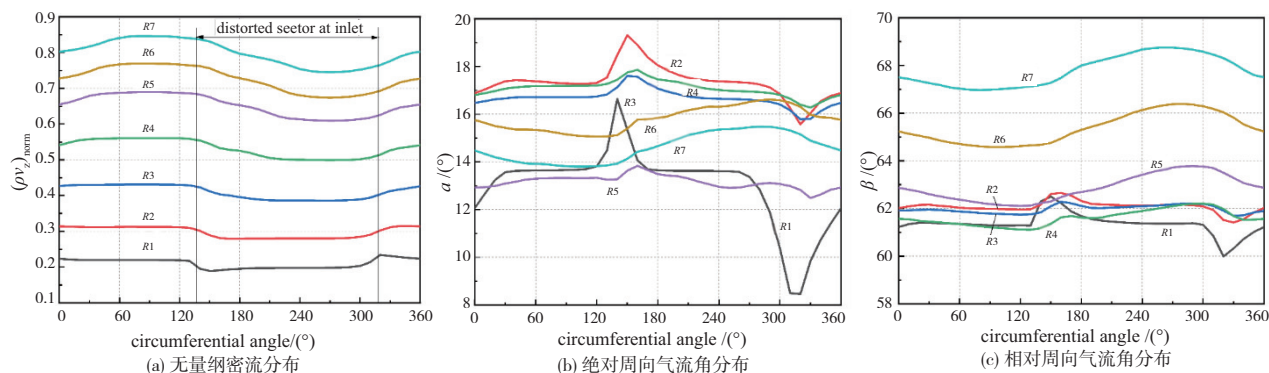


图9 各级转子进口中径处气流参数周向分布

从图9(c)中看出,第五级转子进口比第四级的相对气流角要大,与前几级的分布不太相同,这可通过图10的基元级速度三角形来解释。假设轮缘速度与绝对周向气流角不变,该压气机在第四级静子后设置级间引气,放出一部分压缩气体使得流道内的气体轴向速度减小,即  $C_{a4}$  减小,则轴向速度减小,其相对周向气流角  $\beta$  会增大。

### 3 结语

本文基于三维彻体力程序,分析了3种不同进气条件对某型七级高压压气机稳定性的影响,比对地面标况均匀特性、低雷诺数特性与实验结果,可以得出以下结论。

各级转子进口中径处无量纲密流  $(\rho v_z)_{\text{norm}}$ 、绝对周向气流角  $\alpha$  及相对周向气流角  $\beta$  沿周向的分布如图9所示。可以发现,各级转子中径处进口无量纲密流非畸变区气流流量均高于畸变区,第一、二级转子无量纲密流沿周向的分布与图8(b)类似,流量在畸变区与非畸变区有着明显的差异,而随着气流沿着压气机流动,后五级的分布整体上仍然是非畸变区流量高于畸变区,但不同的是非畸变区到畸变区之间从前几级的“陡峭”逐渐变得“平滑”。从绝对周向气流角的分布也可以看出,前五级转子进口的分布特征类似,随着气流沿着流道流动,首先经过进口导流叶片使绝对气流角发生变化,而后经过转子的加压与静子的整流,非畸变区与畸变区的绝对周向气流角之间的差距在减小,而第六级、第七级转子的绝对周向气流角分布与前五级略有不同,考虑到该七级压气机的轴向间距较短,流经前面级静子的气流尚未在畸变区两侧形成周向侧流,就经下一级转子加压,经过五级转静子之后畸变区绝对周向气流角的变化幅度小于非畸变区。

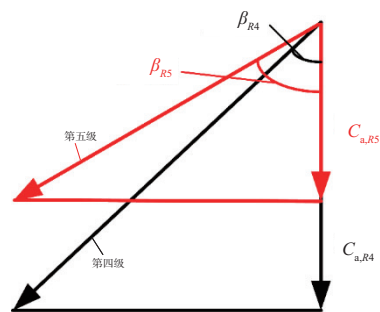


图10 第四、五级气进口速度三角形示意图

1) 该压气机地面标况均匀进气特性计算结果与实验结果吻合良好,且首发失稳级均为第五级。

2)修正有关雷诺数的基准损失系数,计算2种转速下5种不同雷诺数的特性并与实验结果对比,发现吻合良好。结果表明:随着雷诺数的减小,同转速下的等转速线朝着小流量小压比方向移动,且到雷诺数自模化区以下时,下降幅度比雷诺数自模化区以上时更显著,效率峰值与稳定边界点压比有明显下降,偏离参考状态较多。

3)周向标准稳态总压畸变会使压气机性能下降,随着总压畸变指数的增加,进气总压畸变的影响逐渐加剧,使得总压比降低、效率减小、稳定工作范围减小、堵塞边界左移。畸变区与非畸变区的气体由于压差不断掺混形成周向测流,周向稳态总压畸变经过流道传递之后会诱导出一定强度的旋流畸变。

### 参考文献:

- [1] 胡骏,吴铁鹰,曹人靖. 航空叶片机原理[M]. 北京:国防工业出版社,2006.
- [2] 陈懋章. 粘性流体动力学基础[M]. 北京:高等教育出版社,2002.
- [3] WASSELL A B. Reynolds number effects in axial compressors [J]. Journal of Engineering for Power, 1968,90(2):149-156.
- [4] 肖洪,吴虎,廉筱纯. 雷诺数对涡扇发动机性能及稳定性影响[J]. 航空动力学报,2005,20(3):394-398.
- [5] 郭捷,王咏梅,杜辉,等. 低雷诺数条件对涡扇发动机风扇/压气机性能和稳定性影响的试验研究[J]. 航空发动机,2004,30(4):4-6.
- [6] 王英锋,胡骏. 雷诺数对轴流压气机稳定性的影响[J]. 航空动力学报,2004,19(1):69-73.
- [7] 牛子天. 低雷诺数对压气机气动稳定性影响规律及机理分析[D]. 北京:清华大学,2021.
- [8] 尹超,胡骏,严伟,等. 多级轴流压气机进气畸变模型研究[J]. 推进技术,2016,37(12):2278-2287.
- [9] 尹超. 进气畸变下压气机性能和稳定性三维彻体力模型研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2015.
- [10] 尹超,胡骏,郭晋,等. 进气畸变对压气机性能影响的三维彻体力模型[J]. 航空动力学报,2015,30(9):2241-2250.
- [11] 郭晋. 多级轴流压气机非设计状态性能及稳定性三维计算模型研究. [D]. 南京:南京航空航天大学,2019.
- [12] 郭晋,胡骏,屠宝锋. 多级轴流压气机彻体力模型:理论方法及简化应用[J]. 航空动力学报,2018,33(8):1954-1963.
- [13] 郭晋,胡骏,屠宝锋. 多级轴流压气机彻体力模型:三维应用[J]. 航空动力学报,2018,33(9):2161-2169.
- [14] 郭晋,胡骏,尹超,等. 单级跨声速压气机进气畸变数值模拟[J]. 航空动力学报,2016,31(3):669-677.
- [15] 郭晋,胡骏,屠宝锋,等. 大涵道比风扇/增压级进气畸变数值模拟研究[J]. 推进技术,2019,40(11):2498-2504.
- [16] 高倩,杨小贺,刘世文. 大涵道比风扇增压级进气畸变性能试验研究[J]. 航空动力学报,2025,40(2):44-52.
- [17] 赵红亮. 总温与总压及复合畸变进气条件下跨音压气机流动稳定性研究[D]. 北京:华北电力大学,2024.
- [18] 闫建东,潘天宇,武文倩,等. 实验探究周向进气畸变对局部喘振型跨声速轴流压气机进气的影响[J]. 推进技术,2023,44(1):70-80.
- [19] KOCH CC. Stalling pressure rise capability of axial flow compressor stages [J]. Journal of Engineering for Power, 1981,103(4):645-656.
- [20] NI M, WEI Z J, ZHAO C Y, et al. Analysis and application of relationship between Reynolds number index and Reynolds number ratio [J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(7): 20220397.

收稿日期:2023-09-07