

文章编号: 1000-8055(2004) 01-0069-05

雷诺数对轴流压气机稳定性的影响

王英锋, 胡 骏

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 利用 Koch C C 提出的“有效静压升系数法”估算了宽广雷诺数范围内的多级轴流压气机的不稳定边界。不同雷诺数条件下的计算结果表明, 随雷诺数的降低, 压气机的稳定性下降, 下降的幅度取决于雷诺数及其本身的设计。本文采用的方法可以分析宽广雷诺数范围内各级和整台压气机的增压能力及稳定性, 从而对高空低雷诺数下的压气机设计提供指导性的帮助。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 雷诺数; 压气机; 稳定性

中图分类号: V231.3 文献标识码: A

The Effects of Reynolds Number on the Stability of Axial compressors

WANG Ying-feng, HU Jun

(Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In this paper, the stability of a multi-stage compressor in an extensive range of Reynolds number is estimated by using the method of estimating the maximum pressure rise potential. The results prove that the stability of compressors deteriorates with the decline of Reynolds number. The method used in this paper can analyse the pressure-rise potential and stability of each stage and the whole compressor as well in an extensive range of Reynolds number. It is envisaged to provide helpful information on the designing of the axial compressors working at low Reynolds number.

Key words: aerospace propulsion system; reynolds number; compressor; stability

C_h 静压升系数

C_p 定压比热

T 温度

P 压强

k 比热比

U 叶片圆周速度

V 气流速度

Re 雷诺数

s 叶栅节距

RNI 雷诺数指数

A 绝对气流角

B 相对气流角

H 飞行高度

Ma 马赫数

n 转速

P^* 总压比

m_a 流量/(kg/s)

下标:

0 来流参数

收稿日期: 2003- 04- 21; 修订日期: 2003- 08- 08

基金项目: 国家高技术研究发展计划—863 计划 资助项目(2002AA753022)

作者简介: 王英锋(1977-), 男, 河南濮阳人, 南京航空航天大学能源与动力学院博士生, 主要从事叶轮机气动力学研究。

ef 有效值
1 进口参数
2 出口参数
rotor 转子
stator 静子
stage 级
ref 参考值

上标:

' 相对值
* 滞止参数

高空低雷诺数下高性能发动机设计技术是制约高空飞行器研制的瓶颈之一。现有航空发动机在高空低雷诺数条件下的典型特征是气动性能和稳定性下降, 难以满足需要。

喘振和旋转失速是轴流压气机运行中出现的危害极大的不稳定工况。随着雷诺数因高度的增加而降低, 压气机稳定性下降, 使得喘振和旋转失速对高空低雷诺数下工作的航空发动机的危害尤为突出。因此, 提高压气机在低雷诺数下的稳定性成为发展高空低雷诺数条件下高性能航空发动机设计技术的重要内容。

然而, 解决压气机的不稳定边界问题存在很大难度。而且, 如果所设计压气机的原型不能满足一定的稳定性要求, 通过改进提高稳定性也是很困难的。因此, 设计者有必要在设计初期预先判断所设计的压气机是否满足稳定性要求。针对这样的需要, 本文基于一个考虑雷诺数对压气机特性影响的用基元叶栅法计算轴流压气机特性的程序^[2~4], 采用 Koch C C 提出的“有效静压升系数法”, 发展了可以在宽广的雷诺数范围内预估轴流压气机的不稳定边界的方法。本文采用的方法可以发展成为开展高空低雷诺数条件下高性能风扇/压气机设计和研究的有力工具。

1 方法介绍

本文对于不稳定边界的判定采用了 Koch C C 提出的“有效静压升系数法”^[1]。这是一个基于级平均的方法。此法利用由实验得到的半经验的关联将失速压升系数与叶栅通道的几何特征、叶尖间隙、叶排轴向间隙和雷诺数等因素联系起来, 并考虑了速度三角形的影响。具体如下。

1.1 有效静压升系数的定义

有效静压升系数 $(C_h)_{ef}$ 定义为:

$$(C_h)_{ef} = \frac{C_p T_1 \left[\left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]_{stage} - \frac{(U_2^2 - U_1^2)_{rotor}}{2}}{\frac{(V_{1, rotor}^2 - V_{1, stator}^2)_{ef}}{2}} \quad (1)$$

式中, 带有下标 ef 的速度平方项为有效动压头, 其定义为:

$$\frac{V_{1, ef}^2}{V_1^2} = \frac{V_1^2 + 2 \cdot 5V_{min}^2 + 0.5U_1^2}{4 \cdot 0V_1^2} \quad (2)$$

其中:

$$\begin{cases} V_{min} = V_1 \sin(A + B) & (A + B) \leq 90^\circ \\ V_{min} = V_1 & (A + B) > 90^\circ \\ V_{min} = U & A < 0^\circ \text{ 的转子} \\ V_{min} = U & B < 0^\circ \text{ 的静子} \end{cases}$$

有效动压头的引入, 考虑了速度三角形的影响。有效动压头的形式是由经验所得的。

1.2 失速静压升系数的关联

参考文献[1]中通过对大量低速轴流压气机实验结果的分析, 把失速静压升系数很好地归结为基元叶栅通道无因次长度的函数, 而且得到了有限的高速压气机实验数据的有效验证。

为了反映叶尖间隙、径向间隙及雷诺数等对压气机级压升能力的影响, 根据实验结果对关联得到的有效失速静压升系数进行了修正。

以上关联, 在进口轮毂比从 0.40~0.92, 进口叶尖相对马赫数从 0.1~1.6, 反力度从 0.4~1.1, 叶片展弦比从 0.35~5.0 的宽广范围内, 能很好地与实验数据相符合^[1]。

1.3 失速的判定

分别根据以上 $(C_h)_{ef}$ 的定义计算各级的有效静压升系数, 并与修正后的关联失速静压升系数比较。若某一级的 $(C_h)_{ef}$ 大于失速静压升系数 $((C_h)_s)$, 则认定为失速。

该方法配合计算轴流压气机非设计点性能的程序使用, 可以在相当宽的雷诺数范围内估算压气机的性能和不稳定边界。此外, 由于该方法基于级平均参数, 在压气机的设计和改进中, 可分析级不同工作状态下压升变化, 辅助对压气机级的改进; 也可分析同一状态下各级的压升, 确定发生喘振的级, 辅助对级匹配的优化。

2 多级压气机稳边界的计算和分析

2.1 不同雷诺数下的压气机稳定性计算

作者基于一个考虑雷诺数影响的轴流压气机

非设计点性能计算程序^[2~4], 采用以上介绍的“有效静压升系数”法, 在从地面到 20000 m 高空的宽广雷诺数变化范围内, 计算了研究用的 RB-199 五级高压压气机的不稳定边界。

考虑到促使雷诺数随高度的升高而下降的主要因素是气体的密度下降, 而密度取决于温度和压力, 所以通过改变压气机进口的总温、总压来改变雷诺数。为了便于比较, 采用雷诺数指数来表示雷诺数的大小。

雷诺数指数(RNI)^[5]定义为在相同折合转速 (n/T_1^*) 下工作雷诺数(Re)与参考状态雷诺数(Re_{ref})的比值:

$$RNI = \frac{Re}{Re_{ref}} = \frac{P/P_{ref}}{T/T_{ref}}$$

在计算中, 分别选用各折合转速下的地面工作状态为参考状态。

在以下的各图中 $\bar{n}$ 表示等转速线的折合转速与设计点折合转速的比值。

图 1 给出了参考状态时计算特性(实线表示)与实验特性(虚线表示)的比较。可见, 在常规雷诺数下, 计算得到的不稳定边界与实验结果吻合良好。

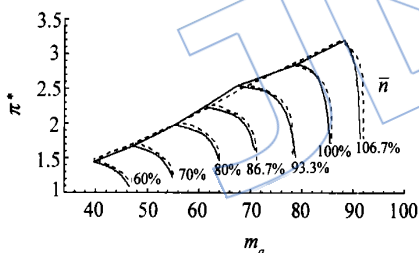


图 1 参考状态特性

Fig. 1 Performance at reference state

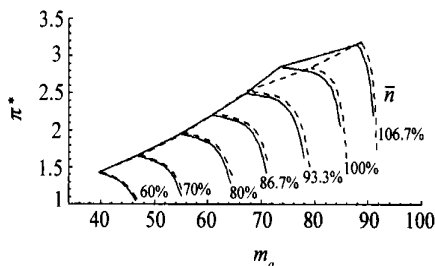


图 2 RNI= 0.61867(H= 5000 m)

Fig. 2 RNI= 0.61867 (H= 5000 m)

图 2~图 6 分别给出了不同雷诺数指数下压气机特性(实线表示)与参考状态特性(虚线表示)的比较。可以看出, 不稳定边界随雷诺数的降低而

下移。这样的结果与压气机随雷诺数的降低稳定性下降的预测相符。

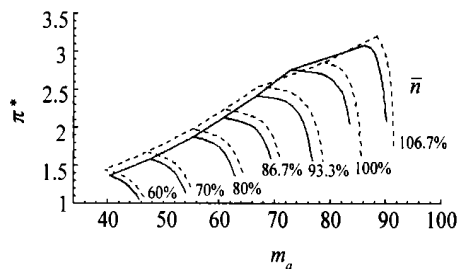


图 3 RNI= 0.35871 (H= 10000 m)

Fig. 3 RNI= 0.35871 (H= 10000 m)

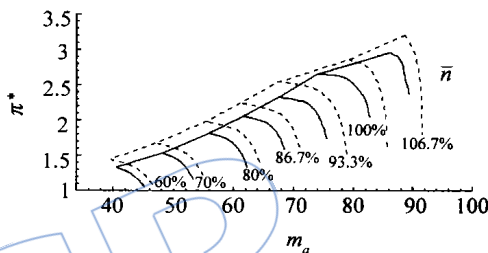


图 4 RNI= 0.27204 (H= 12000 m)

Fig. 4 RNI= 0.27204 (H= 12000 m)

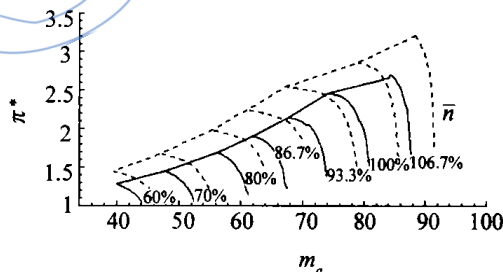


图 5 RNI= 0.16948 (H= 15000 m)

Fig. 5 RNI= 0.16948 (H= 15000 m)

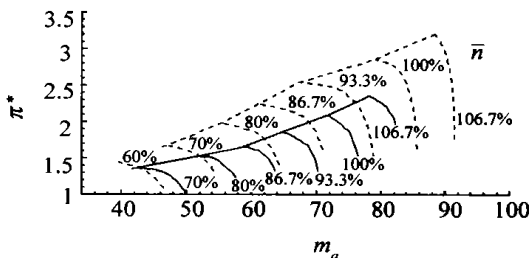


图 6 RNI= 0.09117 (H= 20000 m, Ma= 0.6)

Fig. 6 RNI= 0.09117 (H= 20000 m, Ma= 0.6)

2.2 压气机稳定性计算结果的分析

图 7 显示了不同折合转速下失速折合流量随雷诺数指数的变化。在较大的雷诺数下, 失速折合流量变化不大, 而在雷诺数小到一定程度后, 失速

折合流量随雷诺数的减小下降很快。图 8 显示了不同折合转速下失速压比随雷诺数指数的变化。失速压比随雷诺数的减小而不断降低,并且,在雷诺数小到一定程度后随雷诺数的减小而降低的速度加快。折合流量和失速压比随雷诺数变化的规律,反映在特性图上就是,在雷诺数下降不算太多时,特性线向小流量方向移动及不稳定边界下移的幅度都不大;而雷诺数下降到一定程度以后,随雷诺数的降低特性线向小流量方向移动及不稳定边界下移的幅度很快加大。从图 1~图 6 可以看出,高度在 10000 m 以下时,雷诺数降低得还不算太多,特性线和不稳定边界与参考状态偏离还不算大。然而当高度大于 10000 m 以后,由于雷诺数下降过多,特性线和不稳定边界都严重偏离了参考状态。

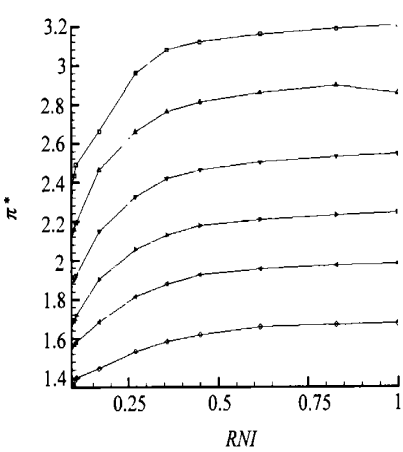


图 8 雷诺数对失速压比的影响

Fig. 8 Effect of Reynolds number to stall pressure ratio

算例中压气机的稳定性在不算太高的高度迅速恶化,主要是由于所分析的压气机为研究用的 RB-199 五级高压压气机的缘故。下面,从各级的有效静压升系数进一步说明这一点。

表 1 给出了 $RNI = 0.09117$ ($H = 20000\text{ m}$, $Ma = 0.6$), 各转速下进入不稳定工况时,各级的有效静压升系数 $((C_h)_{ef})$ 和失速静压升系数 $((C_h)_s)$ 。从表中可见,各转速下,都是第一级率先失速,而后面两级有效静压升系数比失速静压升系数小很多。显然,在低雷诺数指数下,后面两级的扩压能力还没有得到充分发挥整台压气机就已进入不稳定工况。这主要是由于本文计算采用的是一个五级高压压气机,在原动机中,其前面级由于低压压气机的作用,级工作雷诺数随高度的

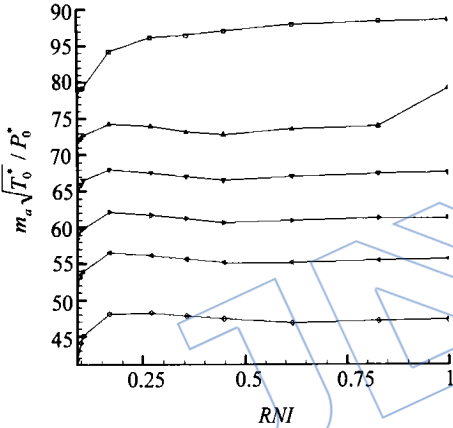


图 7 雷诺数对失速流量的影响

Fig. 7 Effect of Reynolds number to stall mass flow

表 1 $RNI = 0.09117$ ($H = 20000\text{ m}$, $Ma = 0.6$) 时的级失速分析

Table 1 Static-pressure-rise coefficients at the Reynolds number ($RNI = 0.09117$)

$\bar{n}/\%$		106.7	100	93.3	86.7	80	70
第一级	$(C_h)_{ef}$	0.354	0.351	0.349	0.344	0.340	0.334
	$(C_h)_s$	0.353	0.350	0.346	0.343	0.339	0.333
第二级	$(C_h)_{ef}$	0.319	0.307	0.300	0.285	0.277	0.279
	$(C_h)_s$	0.366	0.362	0.358	0.353	0.349	0.344
第三级	$(C_h)_{ef}$	0.361	0.333	0.308	0.285	0.266	0.241
	$(C_h)_s$	0.378	0.373	0.367	0.361	0.358	0.353
第四级	$(C_h)_{ef}$	0.272	0.242	0.231	0.197	0.160	0.070
	$(C_h)_s$	0.386	0.381	0.371	0.365	0.361	0.357
第五级	$(C_h)_{ef}$	0.229	0.196	0.123	0.101	0.100	0.040
	$(C_h)_s$	0.393	0.388	0.377	0.371	0.368	0.367

变化本不应象本文算例中这样剧烈。在本文中把原压气机的高压级作为前面级, 使得其级工作雷诺数随高度下降过快。这就造成在本文的算例中第一级率先失速。显然, 若把本文计算采用的五级高压压气机当作整台压气机使用于高空低雷诺数条件下, 应提高前面级的稳定性。

3 结 论

本文采用的 Koch C C 提出的“有效静压升系数法”能在宽广的雷诺数范围内预估轴流压气机的不稳定边界, 可以在高空低雷诺数条件下高性能压气机的设计中发挥重要作用。

从本文列举的不同雷诺数下的轴流压气机稳定性计算结果来看, 随着雷诺数的降低, 压气机的稳定性下降。压气机的稳定性随雷诺数降低而下降的幅度, 取决于其本身的设计。设计在高空低雷诺数条件下使用的压气机时, 可以结合本文采用的稳定性预估方法, 分析多级压气机的失速危险

级, 通过级参数的优化提高危险级的抗失速能力和全台压气机的稳定性。

参考文献:

- [1] Koch C C, Stalling Pressure Rise Capability of Axial Flow Compressor Stages[J]. Journal of Engineering for Power, 1981, 103: 645- 656.
- [2] 胡骏. 均匀与非均匀进气条件下多级轴流压气机性能计算——均匀进气及径向畸变的影响[J]. 航空动力学报, 2000, 15(3): 225- 228.
- [3] Aerodynamic Design of Axial-Flow Compressors[R]. NASA SP36, 1965
- [4] Wright P I, etc. An Improved Compressor Performance Prediction model[R]. ImechE 1991, C423/028: 69- 82.
- [5] Kurzke J. Calculation of Installation Effects within Performance Computer Programs[R]. AGARD- LS- 183, May 1992
- [6] Miller D C. Off-Design Prediction of Compressor Blade Losses [R]. ImechE 1987, C279/ 87: 249- 260.