

多级轴流风扇 / 压气机非设计点性能计算方法^{*}

赵 勇, 胡 骏, 屠宝锋, 王志强

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘 要: 为更好反映现代轴流风扇内部流动特征, 将适合于高马赫数来流的双激波模型引入基元叶栅法, 发展了一种多级轴流风扇、压气机非设计点性能计算方法。该方法通过引入雷诺数修正, 考虑了雷诺数对风扇 / 压气机性能的影响, 并使最大静压升系数法可在宽广雷诺数变化范围内预测风扇 / 压气机稳定边界。该方法灵活、可靠, 并经过高压压气机、跨声速风扇及大涵道比风扇 / 增压级等典型的压气机试验结果验证, 既可用于多级轴流风扇 / 压气机非设计点性能计算, 又可发展成为高空低雷诺数条件下高性能风扇 / 压气机设计和研究的重要工具, 有着广泛的工程应用前景。

关键词: 风扇; 压气机; 基元叶栅法⁺; 双激波模型⁺; 边界; 雷诺数

中图分类号: V231.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2008) 02-0219-06

Calculation of multistage axial fan/compressor off-design performance

ZHAO Yong HU Jun TU Bao-feng WANG Zhi-qiang

(Coll. of Energy and Power Engineering Nanjing Univ. of Aeronautics and Astronautics Nanjing 210016 China)

Abstract A method to calculate the multistage axial fan/compressor off-design performance was established. It can catch the nature of shock system, and has better accuracy of predicting the loss owing to a dual-shock loss model suitable for high-speed flow. It is also able to estimate the effects of Reynolds number on the performance of fan/compressor, and the boundary stability of multistage fan/compressor in an extensive range of Reynolds number by means of maximum pressure rise potential. The method is flexible and reliable, validated by test results of three different compressors, such as high-pressure compressor, transonic fan and high bypass ratio fan/booster. Besides predicting the performance of a fan/compressor, it may as a tool of design and researching a fan/compressor in the case of lower Reynolds number. Thus it has an abroad engineering applications foreground.

Key words Fan; Compressor; Element cascade method⁺; Dual-shock model⁺; Boundary; Reynolds number

1 引 言

自上世纪 80 年代以来, 计算流体力学的快速发展, 使基于 Reynold 平均的可压缩非定常的 Navier-Stokes 方程求解的全三维数值模拟程序得到了广泛使用。但由于风扇 / 压气机在整个工况下内部流场复杂性及数值模拟技术本身湍流模型等条件的制约, 且数值模拟存在计算任务量大和难以应用于方案设计阶段设计参数分析等问题, 当前典型的风扇 / 压气机设计体系仍然基于二维或准三维设计理论和经验数

据。对于风扇 / 压气机非设计点性能计算来说, 其主要的困难在于所建立的损失模型和与之配套的经验数据是否充分反映风扇 / 压气机的实际物理过程^[1]。

随着现代轴流风扇设计向着高负荷、高切线速度和高效率的方向发展, 大量结果已清晰地显示出现代风扇内的激波波系的真实结构 (如图 1 所示)^[2, 3], 即前缘通道斜激波加通道近似正激波的双激波结构。因此, 对于风扇性能计算来说, 发展一个相对准确和有效的激波损失模型是必要的。

* 收稿日期: 2007-03-01; 修订日期: 2007-07-19。

作者简介: 赵 勇 (1972—), 男, 博士生, 研究领域为叶轮机气动力学。Email: jjoer@sohu.com

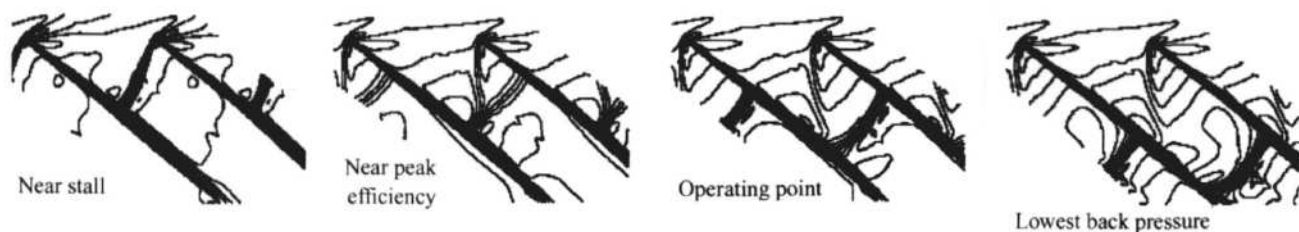


Fig 1 Contour map of shock wave system

本文在文献[4]的基础上,增加了适用于高马赫数来流的双激波模型,更好地反映了现代轴流风扇的实际工况和物理本质;同时为满足高空飞行器技术的发展需求,通过引入雷诺数对流动损失的修正,考虑了雷诺数对风扇/压气机性能的影响,并利用最大静压升系数法,发展了可在宽广雷诺数变化范围内预测轴流风扇/压气机稳定边界的方法。

2 计算方法

本文预测风扇/压气机非设计点性能的方法为基元叶栅法^[4]。所谓的基元叶栅法就是利用已获得的关于基元叶栅的落后角和流动损失与其主要影响因素(如马赫数、雷诺数和攻角等)的关联式,结合无叶区流场的计算预测风扇/压气机非设计点气动性能的方法。在此方法中,整台风扇/压气机的性能可视为不同半径位置的一系列基元叶栅性能沿叶高的迭加;无叶区流动视为定常、轴对称、绝热无粘。在风扇/压气机几何参数、转速、流量和进口条件一定的情况下,无叶区控制方程与各基元叶栅落后角和流动损失关联式进行迭代,可确定出各基元叶栅的性能,沿叶高叠加后可确定出整排、整级乃至整台压气机的性能。关于控制方程、定解条件及经验关联式等,详见文献[4]。

2.1 激波损失模型

激波损失的确定是基元叶栅法的核心之一,在使用经验或半经验法预测风扇/压气机性能时,算法中采用的激波损失模型对计算结果的影响很大。

(1)对于以NACA 65 C4和DCA等跨、亚声速常规叶型为工作叶片的风扇/压气机来说,由于级负荷不高、相对马赫数较低及二次流损失相对较小,上世纪60年代初Miller发展的二维通道正激波模型能够较成功预测风扇/压气机激波损失^[5]。

(2)对于现代高负荷、高切线速度的风扇来说,叶型损失和二次流损失在风扇运行过程中变化相对比较平缓,激波损失却随着马赫数的增加而增大,占据着全部损失的重要地位。对于这一类风扇,正激波

模型难以反映其实际工况,预测的激波损失偏大,风扇效率偏低。因而对于现代轴流风扇性能预测来说,发展一个相对准确和有效的激波损失模型是必要的。

Wennerström等发展了一种考虑叶片积叠线影响的三维激波模型^[6],Kling等提出了超声速叶片损失模型^[7],Bloch等在此基础上研究了来流条件和叶栅背压对激波结构和损失的影响^[3,8],Boyer等将Bloch等的方法引入了流线曲率法计算程序中^[9]。

本文在风扇/压气机转子叶尖马赫数不高的情况下,延用了具有较好预测精度的正激波模型;针对现代高负荷、高切线速度的风扇的双激波结构,增加了适用于高马赫数的双激波损失模型^[10]。该损失模型考虑了来流马赫数和攻角变化,能够较真实地反映高马赫数风扇的实际工况,从而扩展了本方法预测风扇/压气机非设计点性能的能力,有关双激波模型方程详见文献[10]。

2.2 雷诺数修正

雷诺数 Re 是衡量流体粘性对风扇/压气机性能影响的重要准则之一。在风扇/压气机大多数工况下,雷诺数处于自模化区域,此时不需考虑雷诺数对风扇/压气机流动特性的影响;但雷诺数是随着飞行高度的增加而降低的,当雷诺数低于临界雷诺数时,叶栅流动损失将持续上升;随着雷诺数的进一步降低,叶栅通道内将形成大尺度开式分离,即所谓的低雷诺数效应。

为了评估雷诺数对风扇/压气机性能的影响,本文采用以下雷诺数对叶型损失影响的修正关联式^[11]

$$\left. \begin{aligned} \tilde{\omega} &= 489.8 Re^{-0.5} & Re < 10^5 \\ \tilde{\omega}_{Re=10^6} &= 13.8 Re^{-0.19} & 10^5 < Re < 10^6 \\ &= 1.0 & 10^6 < Re \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

式中 $\tilde{\omega}_{Re=10^6}$ 为 $Re=10^6$ 时的总压损失系数; $Re=10^5$ 为层流到湍流的转捩雷诺数。当 $Re>10^6$ 时,雷诺数处于自模化区,叶型损失不再受雷诺数影响。当然,仅对叶型损失进行修正是不全面的,落后角以及二次流损失等都受雷诺数的影响,应加以修正。但当没有

严重分离时,一般忽略其影响。

2.3 稳定边界的判定

本文采用最大静压升系数法^[12]来判定稳定边界。该方法将轴流风扇/压气机最大失速静压升系数 $C_{h, stall}$ 与叶栅通道的几何特征、叶排径向间隙、轴向间隙以及雷诺数等因素关联起来,并考虑了速度三角形的影响。

风扇/压气机的有效静压升系数 $C_{h, ef}$ 定义为

$$C_{h, ef} = \frac{C_p T_1 \left[(p_2/p_1)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]_{stage} - \frac{(U_2^2 - U_1^2)_{Rotor}}{2}}{(V_{l, rotor}^2 - V_{l, stator}^2)_{ef}} \quad (2)$$

式中带有 ef 的速度平方项为有效动压头速度。有效动压头的引入,考虑了速度三角形的影响,定义为

$$\frac{V_{l, ef}^2}{V_1^2} = \frac{(V_1^2 + 2.5V_{m, in}^2 + 0.5U_1^2)}{4.0V_1^2} \quad (3)$$

式中 V_1 为进气速度,而

$$V_{m, in} = V_1 \sin(\alpha_1 + \beta_1) \text{ 中 } (\alpha_1 + \beta_1) \leq 90^\circ$$

$$V_{m, in} = V_1 (\alpha_1 + \beta_1) > 90^\circ$$

$$V_{m, in} = U, \text{ 对于 } \alpha_1 < 0^\circ \text{ 的转子}$$

$$V_{m, in} = U, \text{ 对于 } \beta_1 < 0^\circ \text{ 的静子}$$

计算时,将各级 $C_{h, ef}$ 与修正后的 $C_{h, stall}$ 比较,若某一级的 $C_{h, ef}$ 大于 $C_{h, stall}$ 则认定压气机失速。

该方法可配合多级轴流风扇/压气机非设计点性能计算使用,在宽广的雷诺数变化范围内预测风扇/压气机的稳定边界;也可辅助分析风扇/压气机级的静压升变化以及确定喘振先发级、优化级匹配等。

3 计算结果及分析

为验证本方法的工程应用能力,本文针对具有代表性的三种不同类型的风扇/压气机进行了分析研究,涵盖了当前工程实际应用中的轴流压气机的类型。

3.1 高压压气机

该压气机为 RB199(研究用)五级高压压气机,其设计转速为 13.860 kr/min 设计点流量为 4.68 kg/s 设计点压比为 2.87。压气机流路较为平直(如图 2 所示),进、出口轮毂比分别为 0.84 和 0.91,无进口导流叶片,转、静子叶片分别采用 DCA 和 NACA65 常规叶型,三级静子和四级转子间有约 3% 旁路放气。

图 2 所示为设计状态下计算收敛后该压气机子午流面计算站点分布情况。压气机三级静子和四级转子间的旁路放气,用一空叶排进行模拟,并指定放气量。

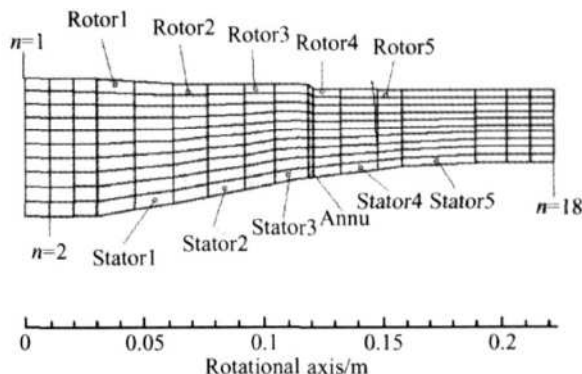


Fig 2 Meridian plane of high-pressure compressor

该高压压气机的计算性能与试验性能的比较如图 3 所示,图中分别给出了 60%, 70%, 80%, 86.7%, 93.3%, 100% 和 106.7% 七条等转速线的总压比和效率曲线计算与试验的对比。可见除低转速下效率吻合程度略差一点而外,所得的计算值与实验结果十分一致。

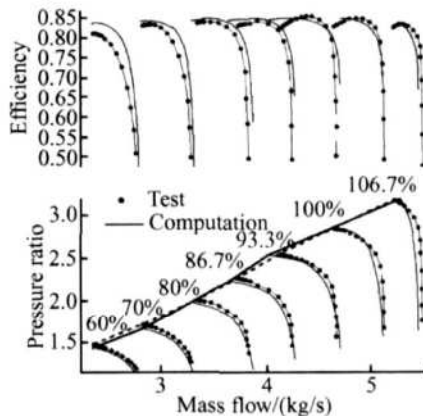


Fig 3 Overall performance of high-pressure compressor

3.2 风 扇

该风扇为带进口导向器、中等流量的三级跨声速风扇。风扇的流路收缩明显,进口轮毂比较低,具有较高的通流能力。设计转速下,第一级转子叶尖切线速度与俄美现役风扇水平相当,叶尖相对马赫数超过 1.5。

对于常规叶型,高马赫数将带来高激波损失。为降低高马赫数下的激波损失以及激波与附面层的相互作用,风扇叶型尖部薄而平直,整个叶型形成具有预压缩作用的“S”形。当气流流经叶栅通道时,叶背

的凹面上将产生连续的压缩波,气流速度降低,从而降低相应的激波损失。

图 4 为计算得到的第一级转子尖部激波损失情况。可以看出,双激波模型计算的损失与总损失近于平行,随马赫数增加而增大,叶型损失和二次流损失对马赫数敏感度相对较小。两种激波损失模型计算结果的比较表明,在高马赫数下,正激波损失大于双激波模型,随着马赫数进一步增加,其计算损失可能要超过试验的总损失。这是由于在正激波模型的假设下,激波强度仅与马赫数有关,并随着马赫数的增加而增强。双激波模型考虑了马赫数和攻角的变化带来的工况变化,更为真实地反映了风扇实际工况。

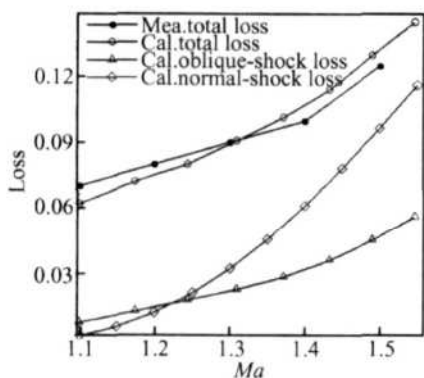


Fig 4 Shock loss of the first rotor

图 5 为 60% 至 100% 相对转速下计算结果与试验结果对比情况。除高转速堵点流量偏离试验值外,计算所得各转速下性能曲线与试验结果吻合很好。

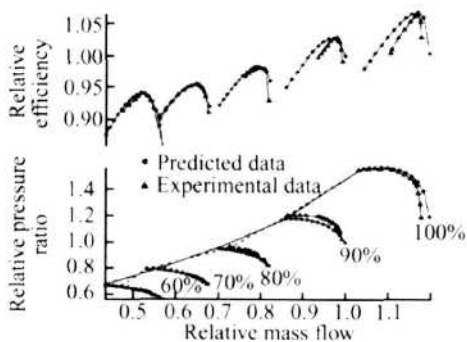


Fig 5 Overall performance of transonic fan

3.3 大涵道比风扇增压级

该大涵道比风扇增压级试验件是由风扇转子、外涵静子和带导向器的四级增压级组成。该试验件设计点的内外涵压比分别为 2.73 和 1.629,效率为 0.891 和 0.889,涵道比为 5.45^[13]。风扇转子外径较大,设计转速下转子叶尖相对马赫数可达到 1.46,而增压级切线速度低,负荷较重。风扇转子选用超声速

叶型,其它叶片均采用常规亚声速叶型。整个试验件根据涵道比沿叶高可划分为内、外涵两部分,在涵道比变化不大的情况下,可将内、外涵看成两个在某种程度上互不相关的压气机。

图 6 分别给出了该风扇增压级内、外涵计算结果与试验结果的对比情况。从图中可看出,内、外涵各转速线的计算值与试验值基本一致,内涵失速边界与试验结果吻合很好,只是外涵低转速效率和内涵高转速效率与试验结果偏离较大。此外,内、外涵高转速堵点流量也与试验值有较大偏离,这与计算中未考虑涵道比变化的影响有关,而中低转速涵道比变化很小,试验和计算流量基本吻合。需要指出的是,外涵中、低转速下,试验并未达到喘点。

图 7 为该试验件近设计点附近外涵出口总压比、总温升比的径向分布与试验值的对比情况。可看出,除试验的端壁区外,两者的总压比分布基本相同;而从温升比来看,两者的趋势近似,但试验值明显低于计算值,这主要是由于近设计点的试验效率高(如图 6(a)所示)。从总温升比图还可看出,计算曲线在约 50% 叶高有一个间断,这是由于目前双激波模型启动条件是门限值判断,为间断性条件,这需要在激波模型方面做进一步完善。

3.4 雷诺数的影响

为验证本方法可行性,本文还模拟了从地面到 20 km 高空雷诺数的变化对 RB-199(研究用)五级高压压气机性能和稳定性的影响。

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) 定义为在相同折合转速 ($n/\sqrt{T_1^*}$) 下工作雷诺数 (Re) 与参考状态雷诺数 (Re_{ref}) 的比值

$$RNI = \frac{Re}{Re_{ref}} = \frac{p/p_{ref}}{(T/T_{ref})^{1.25}} \quad (4)$$

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。从地面到 20 km 高空, RNI 的变化范围为 1.0 到 0.100 72。

地面参考状态下压气机计算性能与试验性能的比较,在 2.1 节已有所描述。图 8~ 图 13 分别给出了不同雷诺数指数下压气机性能与参考状态性能的比较。可以看出,压气机的折合流量和压比都随雷诺数的降低而下降,稳定边界随雷诺数的降低而下移。这样的结果与雷诺数的降低会降低压气机性能和稳定性的认识是相符的。另外,自 12 km 以上高空,随

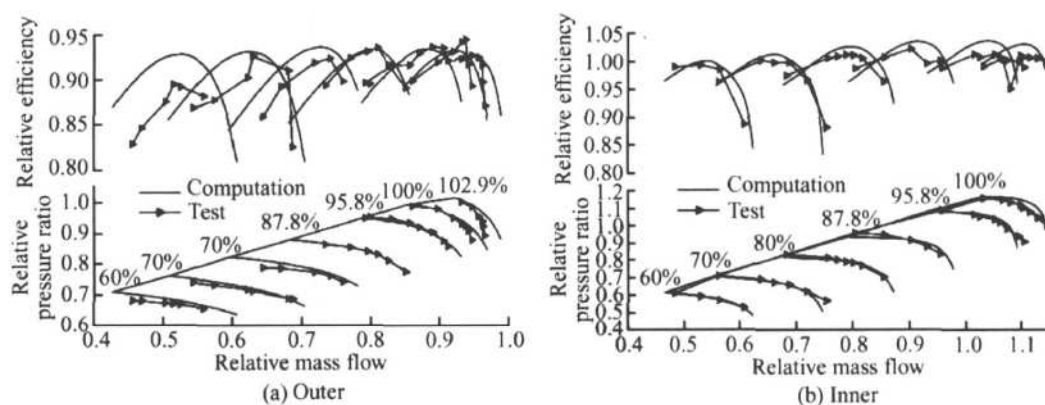


Fig. 6 Overall performance of high bypass ratio fan/booster

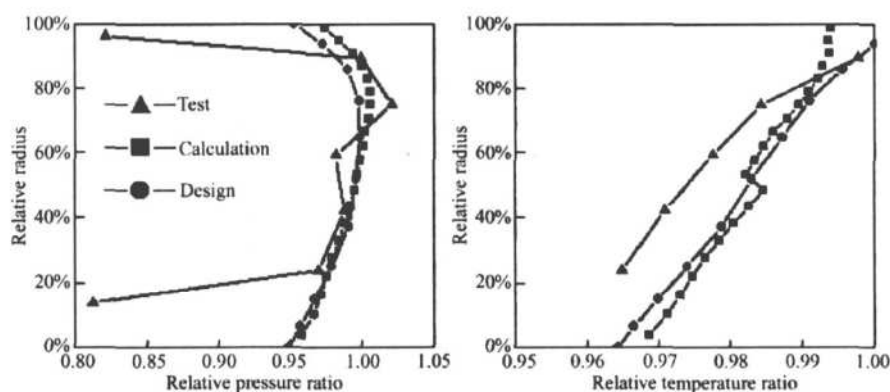


Fig. 7 Outer parameters distribution of high bypass ratio fan/booster

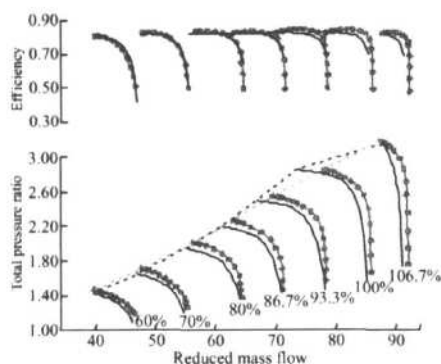
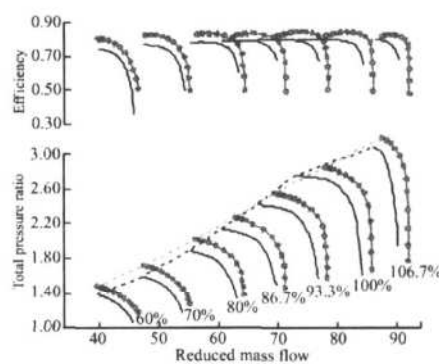
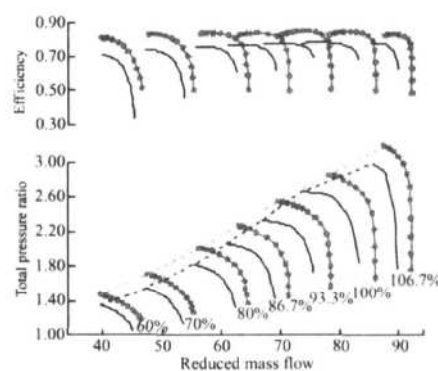
高度增加, 雷诺数减小, 该压气机的性能及稳定边界下降很快, 这主要是由于高压压气机的弦长较小, 随着高度的增加, 其叶片工作雷诺数的减小尤为迅速, 从而导致压气机性能和稳定边界下降很快。

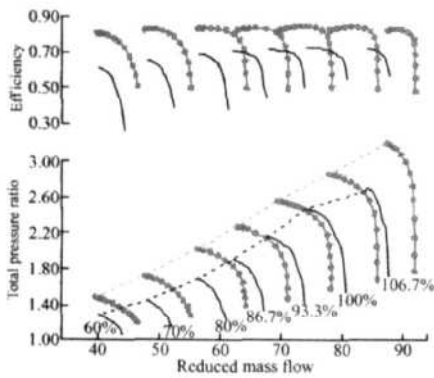
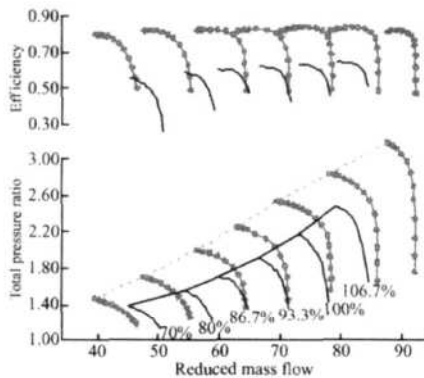
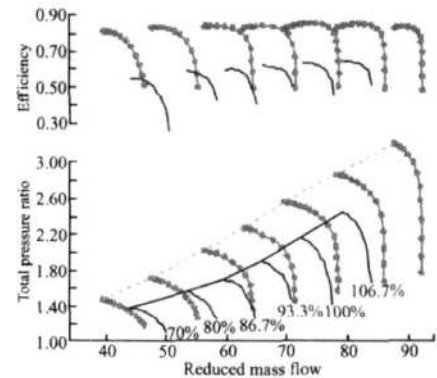
虽然由于目前尚缺乏低雷诺数下的压气机性能试验数据, 在低雷诺数下的计算结果的准确性无法检验。但是, 可以相信, 随着相应的叶栅试验数据库的建立和充实, 本方法可以很好地估算宽广雷诺数变化范围内轴流压气机性能和稳定边界。

4 结 论

(1) 新增的双激波模型, 考虑了马赫数和攻角的变化, 适用于高马赫数来流, 更好地反映现代轴流风扇的实际工况和物理本质。

(2) 雷诺数修正的引入, 可评估雷诺数变化对风扇/压气机性能和稳定性的影响。本方法可发展成为满足高空飞行器技术的发展需求的风扇/压气机设计研究工具。

Fig. 8 $RNI = 0.61867 (H = 5 \text{ km})$ Fig. 9 $RNI = 0.35871 (H = 10 \text{ km})$ Fig. 10 $RNI = 0.27204 (H = 12 \text{ km})$

Fig. 11 $RNI = 0.16948 (H = 15 \text{ km})$ Fig. 12 $RNI = 0.10562 (H = 18 \text{ km})$ Fig. 13 $RNI = 0.10072 (H = 20 \text{ km}, Ma = 0.8)$

(3)最大静压升系数法可在宽广雷诺数变化范围内预测轴流风扇/压气机稳定边界。

(4)本方法经过高压压气机、跨音速风扇及大涵道比风扇/增压级等典型的压气机试验结果验证,表明其灵活、可靠,具有广泛的应用范围,可应用于工程问题的分析研究,有着广泛的工程应用前景。

参考文献:

- [1] 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): 142~146
- [2] 胡国荣, 周亚峰, 陈葆实, 等. 高速、高负荷跨音速单级风扇设计与试验[J]. 工程热物理学报, 2001, 22(1): 40~43
- [3] Bloch G S, Copenhaver W W, O'Brien W F. Development of an off-design loss model for transonic compressor design[R]. AGARD-CP-571, 1996
- [4] 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
- [5] Miller G R. Shock losses in transonic compressor blade rows[J]. ASME Journal of Engineering for Power, 1961, 83(2): 235~242
- [6] Wennerstrom A J, Puterbaugh S L. A three-dimensional model for the prediction of shock losses in compressor blade rows[J]. ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1984, 106(2): 295~299
- [7] K^Ling W M, Hennecke D K, Fottner L. Improved blade profile loss and deviation angle models for advanced transonic compressor bladeings Part 2: a model for supersonic flow[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1996, 117(1): 81~87
- [8] Bloch G S, Copenhaver W W, O'Brien W F. A shock loss model for supersonic compressor cascade[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1999, 121(1): 28~35
- [9] Boyer K M, O'Brien W F. An improved streamline curvature approach for off-design analysis of transonic axial compression systems[R]. ASME GT-2002-30444
- [10] 赵勇, 胡骏, 郑大勇. 用双激波模型计算风扇/压气机非设计点的性能[J]. 南京航空航天大学学报, 2006, 38(5): 545~550
- [11] Wright P I, Miller D C. An improved compressor performance prediction model[A]. Conference on Turbo-machinery[C]. England: London, 1991: 69~82
- [12] Koch C C. Stalling pressure rise capability of axial flow compressor stages[J]. Journal of Engineering for Power, 1981, 103(4): 645~656
- [13] 郝树成. 风扇/增压级的设计及试验研究[A]. 中国航空学会动力分会第十届叶轮机学术年会文集[C]. 中国航空工业第608设计研究所, 1999: 15~19

(编辑: 郭振伶)