

基于一维模型的跨声速轴流压气机特性预测研究*

王何建, 刘波, 张博涛

(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

摘要: 为发展一套对于现如今多级跨声速轴流压气机特性预测较为精准、快捷的计算程序, 选取了合适的压气机参考攻角模型, 建立了适用于双圆弧大弯角叶型的设计点/非设计点落后角模型。采用某套大弯角平面叶栅在多个工况下的实验数据对新建立的落后角模型进行校验, 并将攻角、落后角模型嵌入到HARIKA算法中, 实现对HARIKA算法原模型的替换, 用新建立的HARIKA算法和三维数值计算软件NUMECA对某型两级跨声速轴流压气机在设计/非设计转速下进行特性计算。结果表明: 本文建立的落后角模型对于叶栅出口气流落后角预测值与实验值较好地吻合, 平均误差为 0.42° , 预测误差较小。新的HARIKA算法对于压气机特性的预测结果相比于三维数值计算结果更贴近于实验值, 其中压比最大预测误差2.54%, 效率最大预测误差3.68%, 总体预测误差较小, 证明本文建立的非设计点落后角模型具有一定的准确性与适用性, 改进后的HARIKA算法在多级跨声速轴流压气机特性预测方面具有一定的工程实用性。

关键词: 落后角模型; 跨声速轴流压气机; 大弯角平面叶栅; 特性计算; HARIKA算法

中图分类号: V231.3 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2021) 06-1256-09

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.190858

Characteristics Prediction of Transonic Axial Compressor Based on One-Dimensional Model

WANG He-jian, LIU Bo, ZHANG Bo-tao

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to develop a more accurate and fast program for characteristic calculation of present multi-stage transonic axial-flow compressors, a suitable reference incidence angle model was selected, and a design/off-design point deviation angle model suitable for large-camber, double-arc blade profile was established. Thereafter, the experimental data of a large camber plane cascade under multiple working conditions were used to verify the newly established deviation angle model, and the incidence angle model and deviation angle model were embedded in the HARIKA algorithm to realize the replacement of original model in the HARIKA algorithm. In addition, the newly established HARIKA algorithm and the three-dimensional numerical calculation software NUMECA were used to calculate the characteristics of a two-stage transonic axial compressor at design / off-design speeds. Finally, the results show that the values calculated by the deviation angle model established in this paper are in good agreement with the experimental values for the deviation angle of the airflow at cascade outlet,

* 收稿日期: 2019-12-12; 修订日期: 2020-02-19。

基金项目: 国家自然科学基金 (51676162; 51790512); 国家科技重大专项 (2017-II-0001-0013)。

作者简介: 王何建, 博士生, 研究领域为叶轮机械气动热力学。E-mail: hejian_wang@126.com

通讯作者: 刘波, 博士, 教授, 研究领域为先进叶轮机械气动设计与实验。E-mail: liubo704@nwpu.edu.cn

引用格式: 王何建, 刘波, 张博涛. 基于一维模型的跨声速轴流压气机特性预测研究[J]. 推进技术, 2021, 42(6): 1256-1264. (WANG He-jian, LIU Bo, ZHANG Bo-tao. Characteristics Prediction of Transonic Axial Compressor Based on One-Dimensional Model[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(6): 1256-1264.)

with an average error of 0.42° , which is small. The characteristic prediction results of the new HARIKA algorithm for the compressor are closer to the experimental values than the three-dimensional numerical calculation results. The maximum prediction error of the pressure ratio is 2.54%, the maximum prediction error of the efficiency is 3.68%, and the overall prediction error is small. Based on these results, it can be seen clearly that the off-design point deviation angle model established in this paper has certain accuracy and applicability, and the improved HARIKA algorithm has certain engineering practicability in characteristic prediction of multi-stage transonic axial-flow compressors.

Key words: Deviation angle model; Transonic axial compressor; Large camber plane cascade; Characteristic calculation; HARIKA algorithm

1 引言

压气机作为航空发动机的关键部件,向着大流量、高负荷、高效率的方向不断发展,对目前压气机性能预测方法提出了更高的要求,快速有效地预测压气机的气动性能是目前压气机设计体系中不可或缺的一环。以此为背景,基于级叠加方法的一维性能预测方法 HARIKA 算法被广大学者所运用。但是, HARIKA 算法中的落后角模型是基于 20 世纪低速低负荷压气机的大量实验数据拟合得出的,对于如今的多级跨声速轴流压气机的特性计算结果误差较大,这时可通过建立新的适用于多级跨声速轴流压气机的落后角模型对 HARIKA 算法中的原始模型进行替代,提高其对于目前多级跨声速轴流压气机的特性预测精度。

在攻角、落后角模型领域,许多学者都做了大量的研究。攻角模型方面,Johnsen 等^[1]基于 NACA-65 系列叶栅的低速实验数据总结出了一套参考攻角经验关系式,Lieblein^[2]引入三维效应的修正,但只限于较低马赫数,Cetin 等^[3-4]给出了与马赫数相关的三维效应修正关系。落后角模型方面,Creveling 等^[5]将落后角分为基准落后角与非基准落后角,Lieblein^[2]提出了一种计算参考状态下落后角的经验模型,Cater^[6]提出了可以应用于双圆弧与多圆弧叶型的落后角模型。Cetin 等^[3-4]将三维效应引入设计点落后角公式,Howell 等^[7]对 Lieblein^[2]模型进行改进,使之能适用于进口导叶和抛物线叶型,Hearsey^[8]考虑流道面积收缩、三维效应和马赫数的影响提出了非设计点落后角模型,由设计点落后角模型与四个分量:Horlock^[9]的轴向密流比、压气机中流线在展向不同位置时的修正、Jansen 等^[10]的马赫数修正及攻角变化修正组成。王掩刚等^[11]建立了一种用于多级轴流压气机设计、非设计损失和落后角模型组合,刘波等^[12]在 Cater 基础上建立了新的参考落后角模型,使之能适用于

更宽的弯角及稠度范围,巫骁雄等^[13]改进 Cater 落后角模型,使得在弯度过大或过小的叶型计算中落后角误差减小到 1° 以内。

对于 HARIKA 算法,黄杰^[14]研究了 HARIKA 算法的构成及计算方法,楚武利等^[15]将最大静压升系数法应用于 HARIKA 算法,较好地预测了压气机最先失速级,陈江等^[16]利用 HARIKA 算法对某五级轴流压气机进行了计算,验证了 HARIKA 算法的可行性,史磊等^[17]将遗传算法应用到 HARIKA 算法中对某十级压气机进行性能预测,结果发现优化使效率特性及裕度等均有所提升。斯夏依等^[18]将 HARIKA 算法的效率模型及不稳定工作边界预测方法进行修正,取得了较好的结果。

尽管前人在落后角模型方面做了很多改进与修正,使之能适用于更多的压气机工况及叶型,但大多是在 lieblein^[2]模型及 Cater^[6]模型的基础上进行非设计状态修正。lieblein^[2]模型对于较小弯角叶型落后角预测精度较高,但是对于弯角 45° 以上的较大弯角叶型的落后角预测误差较大,因此利用新的实验数据对模型进行修正是十分必要的,同时前人在对 HARIKA 算法的优化过程中也并未研究落后角模型的替换对 HARIKA 算法计算精度的影响。在此研究背景下,本文旨在建立一种适用于双圆弧大弯角叶型的设计点/非设计点落后角模型,并通过在 HARIKA 算法中进行落后角模型的替换,发展一套适用于现如今多级跨声速轴流压气机的一维特性计算程序。

2 方法

2.1 实验系统与测量方法

本次叶栅吹风实验在西北工业大学翼型/叶栅空气动力学实验室的连续式高亚音速叶栅风洞上进行,实验装置简图及部分实验装置实物图分别如图 1,图 2 所示。

实验过程中,三台罗茨鼓风机给风洞供气,气流

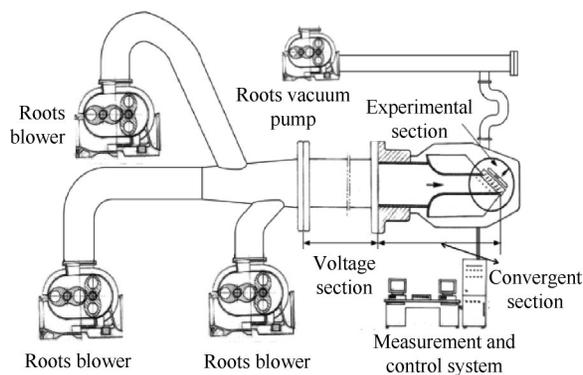
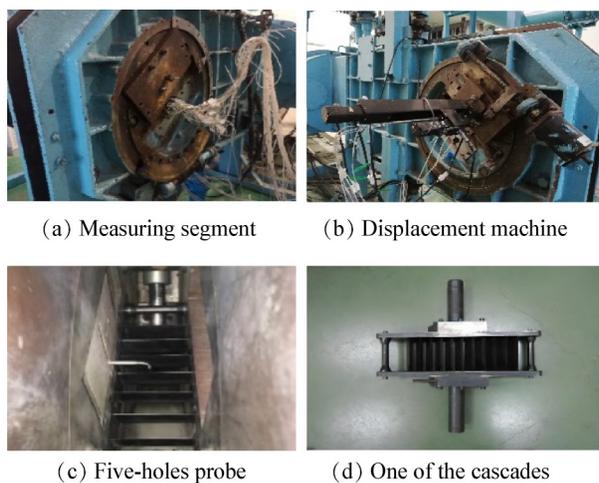


Fig. 1 Schematic diagram of experimental equipment



(a) Measuring segment (b) Displacement machine

(c) Five-holes probe (d) One of the cascades

Fig. 2 Pictures of some entities in the experiment

通过稳压段流速达到均匀,并在收敛段均匀加速达到较高马赫数。叶栅进口马赫数通过调节气源节流阀开度进行调节,由于此实验台是水平进气,故通过调节叶栅安装角度以改变进口攻角。罗茨真空泵用于叶栅端壁的附面层抽吸,通过调节放气蝶阀阀门开度以调节端壁附面层的抽吸量,从而改变轴向密流比 AVDR 值;放气蝶阀阀门开度越大,端壁附面层抽吸量越大,AVDR 值越小。

实验中需测得的气动参数包括:大气温度的、大气压力、进口总温、进口总压、栅前壁面静压、栅后总压、栅后静压、出气角和栅后壁面静压。其中,大气温度的由 WR 型铂电阻大气温度的机测得,大气压力由 BQY 型气压计测得。气流总温、总压在稳压段主流区分别由总温测针和总压测针测得,栅前/后壁面静压则在试验段叶栅前/后壁面分别由六个壁面静压孔测值取平均所得,测得叶栅进口总压、静压即可计算出进口马赫数,叶栅出口气流参数由五孔探针测得,经计算可得出口气流总压、静压、马赫数、出口气流角等参数。

改变叶栅进口马赫数、进口攻角以及不同端壁附面层抽吸量(100%,40%,20%,8%)对多套大弯角

平面叶栅进行详细的吹风实验,由此可得到叶栅在多个工况下的落后角实验数据。其中叶栅实验件叶型弯角为 $49^\circ \sim 60^\circ$,考虑到风洞马赫数限制以及大弯角叶栅在大攻角来流下分离较为严重,可能产生较大回流区,造成端壁附近落后角测量值准确度不高,叶栅进口马赫数选为 $0.4 \sim 0.8$,进口攻角选为 $-8^\circ \sim 6^\circ$,实验过程中 AVDR 变化为 $0.9821 \sim 1.4629$ 。

2.2 HARIKA 算法

HARIKA 算法基于级叠加方法,在转子与静子平均半径处求解质量方程、动量方程、能量方程与理想气体方程等。如图 3 所示,计算站设置在各级转子进出口截面,给定压气机进口总温、总压、第一级转子进口绝对气流角、设计转速下第一级转子叶尖圆周速度以及压气机几何参数,即可对压气机设计点/非设计点的级性能在平均半径处进行求解,得出其平均半径处的速度三角形,并用经验关系式求出该级的总压比以及绝热效率,同样的方法可以求出级出口截面的速度三角形。将计算出来的出口条件作为下一级的入口条件,求解下一级性能,直到压气机出口,即可得到整台压气机的总性能参数^[14]。

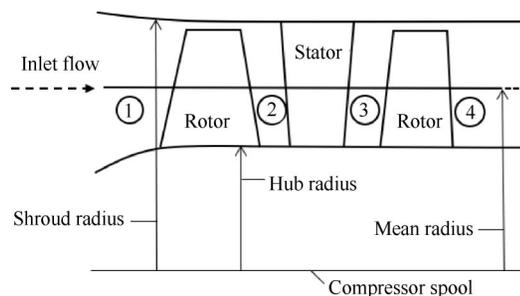


Fig. 3 Schematic of meridional view of compressor geometry

HARIKA 算法中并没有总压损失模型,而是通过级加工量模型与效率模型求出级加工量 H_z 和级效率 η_{st} ,以第一级为例,通过式(1)~(3)即可得出级等熵加工量 H_{ad} 以及第一级出口总压 p_3^* 、总温 $T_3^{*[16]}$,其中 p_1^* 、 T_1^* 分别为第一级进口总压、总温, k 为绝热指数, R 为气体常数。在级加工量的计算中,落后角的预测值准确与否直接影响了级加工量的计算精度,从而决定了级出口总温、总压的计算精度;可见,落后角模型的适用性是影响 HARIKA 算法对压气机特性计算精度的主要因素,这也是本文对 HARIKA 算法进行优化与改进的切入点所在。

$$H_{ad} = H_z \cdot \eta_{st} \quad (1)$$

$$T_3^* = T_1^* + \frac{(k-1)H_z}{kR} \quad (2)$$

$$p_3^* = p_1^* \left(1 + \frac{k-1}{kRT_1^*} H_{ad} \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (3)$$

2.3 参考攻角模型

攻角特性线上通常存在着一个最低损失点,即参考状态所对应的参考攻角,又叫最小损失攻角即选在这个点上,如图4所示为某套叶栅的攻角特性曲线(叶栅参数见表1所示),可见图中标注攻角即为马赫数0.8攻角特性曲线对应的参考攻角。且可以发现,随着马赫数的增加叶栅损失总体增加,低损失区逐渐变窄,在不同马赫数下,损失在正攻角范围急剧增大,这是由于叶栅弯角较大,正攻角下叶背分离损失严重。

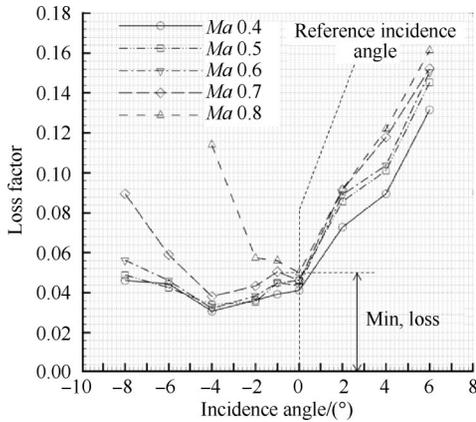


Fig. 4 Incidence angle characteristic curve

原始HARIKA算法中没有参考攻角模型,在使用本文新建立的落后角模型替代HARIKA算法中的原始落后角模型时,由于新的落后角模型需要在参考攻角模型的基础上进行计算,于是引进参考攻角模型。本文采用了广泛使用的Johnsen等^[1]基于NACA-65-(A10)叶型实验数据得到的参考攻角模型,见式(4)所示。

$$i^* = k_{sh,i} k_{ti} (i_0^*)_{10} + n\theta \quad (4)$$

式中 $k_{sh,i}$ 为叶型修正因子,对于不同的叶型 $k_{sh,i}$ 取值不同,对C系列叶型, $k_{sh,i}$ 取值为1.1;对NACA-65系列叶型, $k_{sh,i}$ 取值为1;对双圆弧叶型, $k_{sh,i}$ 取值为0.7。 k_{ti} 是当叶型的相对厚度不是10%的时候的厚度修正因子,是叶型最大相对厚度 t_b 的函数

$$k_{ti} = -0.0214 + 19.17t_b - 122.3t_b^2 + 312.5t_b^3 \quad (5)$$

$(i_0^*)_{10}$ 为Johnsen等^[1]基于NACA-65系列10%相对厚度的零弯度叶型建立的经验关系式,是稠度 σ 和

进口相对气流角 β_1 的函数

$$(i_0^*)_{10} = (0.001477 + 0.08326\sigma)\beta_1 - (0.000055 + 0.0001133\sigma)\beta_1^2 \quad (6)$$

$n\theta$ 是叶型弯度不为0时对参考攻角的修正,斜率 n 是稠度 σ 与进口气流角 β_1 的函数

$$n = (-0.063 - 0.2274\sigma) + (-0.0035 + 0.0029\sigma)\beta_1 - (0.0000379 + 0.0000111\sigma)\beta_1^2 \quad (7)$$

2.4 落后角模型

2.4.1 设计点落后角模型

本文设计点落后角模型采用广泛使用的Lieblein^[2]落后角模型作为设计状态落后角模型的公式框架,对模型中各类式子的关系图像进行采点拟合(本文仅给出 $(\delta_0^*)_{10}$ 的拟合图,见图5),得到参数化的表达式,最后通过大量叶栅吹风实验数据对公式进行修正,从而得到新的设计点落后角模型

$$\delta^* = k_c [k_{sh,\delta} k_{t\delta} (\delta_0^*)_{10} + m\theta] \quad (8)$$

式中 k_c 取值为1.387,是基于实验数据得出的落后角修正因子; $k_{sh,\delta}$ 为叶型修正因子,其取值与 $k_{sh,i}$ 一致; $k_{t\delta}$ 为不同叶型厚度对落后角的修正

$$k_{t\delta} = 6.25t_b + 37.5t_b^2 \quad (9)$$

$(\delta_0^*)_{10}$ 与稠度 σ 和进口气流角 β_1 有关

$$(\delta_0^*)_{10} = (0.029 - 0.0258\sigma)\beta_1 + (-0.0005552 + 0.001055\sigma)\beta_1^2 \quad (10)$$

$m\theta$ 代表叶型弯度变化对落后角的修正,斜率 m 是单位稠度 $\sigma=1.0$ 时斜率 $m_{1.0}$ 的函数,可通过(11)~(14)式求得

$$m = \frac{m_{1.0}}{\sigma^b} \quad (11)$$

$$m_{1.0} = 0.249 + 0.074x - 0.132x^2 + 0.316x^3 \quad (12)$$

$$x = \frac{\beta_1}{100} \quad (13)$$

$$b = 0.9625 - 0.17x - 0.85x^3 \quad (14)$$

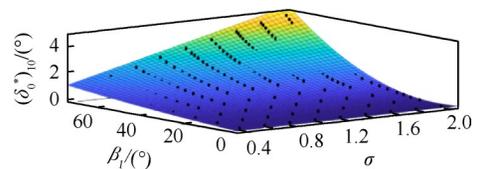


Fig. 5 $(\delta_0^*)_{10}$ fitting map

2.4.2 非设计点落后角模型

当来流攻角偏离参考攻角 i^* 时,落后角也会发生改变,此时需要根据攻角的变化对落后角进行二维

修正,本文采用Creveling等^[5]落后角修正模型公式作为非设计状态落后角修正模型的公式框架,同样进行系数的采点拟合,并通过大量平面叶栅吹风实验数据对公式进行修正,从而得到新的非设计点落后角二维修正模型

$$\delta_i = \left(\frac{\delta - \delta^*}{\varepsilon^*} \right) \varepsilon^* \quad (15)$$

$$\varepsilon^* = \theta + i^* - \delta^* \quad (16)$$

$$\left(\frac{\delta - \delta^*}{\varepsilon^*} \right) = 0.7751 \left(\frac{i - i^*}{\varepsilon^*} \right) - 0.4061 \left(\frac{i - i^*}{\varepsilon^*} \right)^2, \left(\frac{i - i^*}{\varepsilon^*} \right) \geq 0 \quad (17)$$

$$\left(\frac{\delta - \delta^*}{\varepsilon^*} \right) = 0.66576 \left(\frac{i - i^*}{\varepsilon^*} \right) - 0.4788 \left(\frac{i - i^*}{\varepsilon^*} \right)^2, \left(\frac{i - i^*}{\varepsilon^*} \right) < 0 \quad (18)$$

式中 δ_i 为非设计状态进口攻角偏离设计攻角时对落后角的修正, i^* 代表参考攻角, ε^* 代表参考气流折转角。

早期压比较低的轴流压气机,其轮毂与机匣接近于平行,可假定其子午流面为圆柱流面,而对于如今的高负荷压气机,气流压比沿轴向变化很大,子午流面沿轴向收缩,呈圆锥形。子午流面沿轴向的收缩以及壁面附面层沿轴向的增长导致流管的收缩,如图6所示,而通过流管的气流质量流量是不变的,即 $\rho_1 v_{m1} A_1 = \rho_2 v_{m2} A_2$,则使得 $\rho_2 v_{m2} / \rho_1 v_{m1}$ 大于1,即AVDR值大于1。

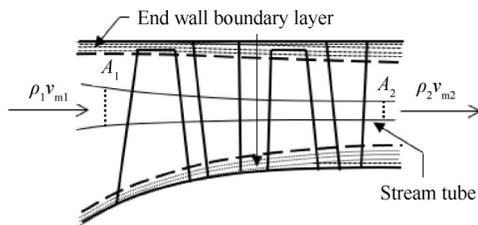


Fig. 6 Diagram of stream tube convergence

经研究,轴向密流比AVDR值大于1时,有推迟叶片吸力面气流附面层分离的积极影响,从而导致叶片出口落后角减小^[9,19]。因此,本文也在大量叶栅吹风实验数据的基础上,将AVDR值对落后角的影响机理进行了研究。图7为某套大弯角平面叶栅(叶栅参数见表1)在进口马赫数为0.7时,出口气流落后角值随攻角、AVDR值变化的关系图,可见随攻角增大,落后角总体增大,且在较大正攻角范围,落后角的增大趋势明显,这是由于在负攻角和较小正攻角工况下,叶片吸力面附面层分离程度较小,落后角随攻角

增大而增大的趋势较小,而在较大正攻角来流工况下,叶片吸力面附面层分离程度增加,落后角随攻角增大而增大的趋势变大。而在不同来流攻角及马赫数下,落后角总体值随AVDR值的升高而减小,且减小趋势明显,证明AVDR值对落后角的影响较大。

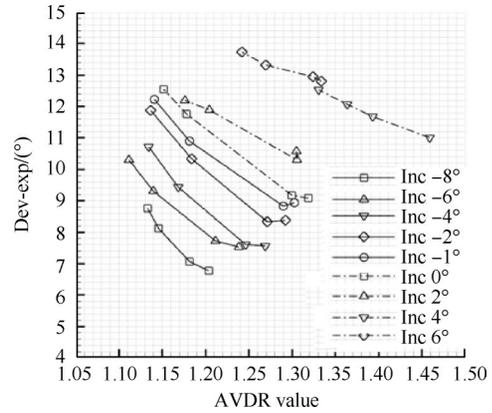


Fig. 7 Variation diagram of deviation angle with AVDR value

如图8所示,当AVDR值大于1时,若落后角模型不考虑AVDR值的影响,会导致预测落后角 δ_{cal} 偏大于实际落后角 δ_{act} ,因此在落后角的计算中不能忽视AVDR值的影响。本文在大量叶栅吹风实验的基础上,采用多套大弯角平面叶栅吹风实验数据对AVDR值进行拟合,拟合图见图9所示,得到AVDR值对落后角模型的三维修正公式(19)(公式及图8中 A_{vdr} 即表示AVDR值)。联立本文建立的设计点落后角模型、二维攻角修正模型、三维AVDR修正模型,即得到本文最终建立的非设计点落后角模型,其模型公式见式(20)所示。

$$\delta_{va} = 16.142 - 16.142A_{vdr} \quad (19)$$

$$\delta = \delta^* + \delta_i + \delta_{va} \quad (20)$$

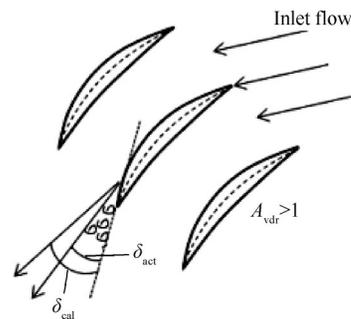


Fig. 8 Diagram of deviation angle

2.5 落后角模型的准确性校验

用于校验的实验对象为一套大弯角平面叶栅,其叶型参数如表1所示。

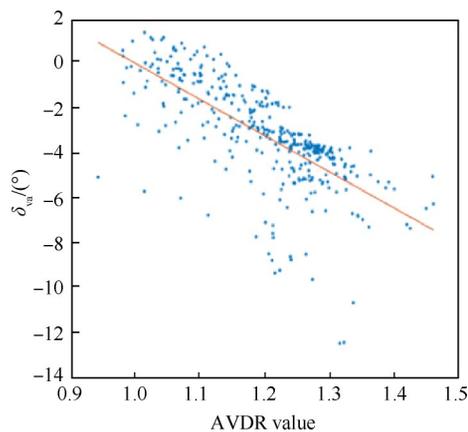


Fig. 9 AVDR fitting map

Table 1 Cascade design parameters

Parameter	Value
Height/mm	100
Chord length b /mm	65
The relative thickness	0.066
Consistency σ	1.73
Blade inlet angle/($^{\circ}$)	47.08
Blade outlet angle/($^{\circ}$)	1.98
Camber angle/($^{\circ}$)	49.06
Stagger angle/($^{\circ}$)	21.27

在进口攻角 $-8^{\circ} \sim 6^{\circ}$,进口马赫数 $0.4 \sim 0.8$,真空泵放气蝶阀阀门开度 100% , 40% , 20% , 8% 等不同工况下对叶栅进行详细的吹风实验,得到叶栅在不同工况下的落后角实验数据。采用本文建立的非设计点落后角模型以及由Lieblein^[2]落后角公式、Creveling等^[5]二维修正公式、Horlock^[9]AVDR三维修正公式组成的非设计点落后角模型分别对此叶栅进行落后角预测,并与实验值对比。

2.6 落后角模型的适用性校验

本文落后角模型适用性校验的研究对象为一台两级跨声速轴流压气机,该压气机几何数据与实验结果取自NASA技术报告CR-120859^[20]。该型两级轴流压气机第一级转子叶片数量为28,叶片展弦比为2.48,第二级转子叶片数量为60,叶片展弦比为2.69;主要设计参数如表2所示。

将本文建立的非设计点落后角模型嵌入到HARIKA算法中,实现对HARIKA算法原始落后角模型的替代,由于该型压气机实验数据较少,故仅选取实验数据点较多的三个等换算转速(100% , 85% , 70%)用基于修正落后角模型的HARIKA算法、原始HARIKA算法对该型两级轴流压气机进行特性计算,两者的计算除落后角模型不同外,输入参数及其余模型均保持一致,压气机进口条件选取总压为

Table 2 Main design parameters of two-stage axial compressor

Parameter	Value
Stage number	2
Design pressure ratio	2.8
Design efficiency/%	83.9
Average stage pressure ratio	1.673
Design rotation speed/(r/min)	10720
Mass flow/(kg/s)	83.5
Design tip velocity/(m/s)	441.96

101325Pa ,总温为 288.15K 。将两者的特性计算结果分别与实验值进行对比,再用三维数值计算结果对新模型的计算结果进行校验。其中,三维数值计算结果由NUMECA fine/turbo软件包计算求解得到,采用O4H结构计算网格,包含140万网格节点,如图10所示。近壁面网格尺寸为 10^{-5}m 量级,以充分捕捉附面层内的流动特征,采用中心差分格式的离散方法,选取Spalart-Allamars湍流模型。

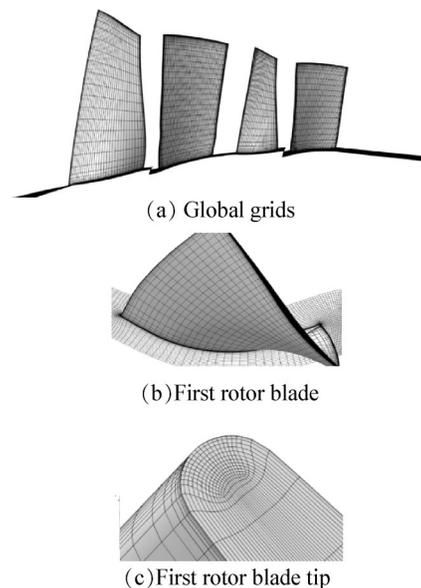


Fig. 10 CFD computation global/partial grids

3 结果与讨论

3.1 模型的准确性校验结果

为凸显AVDR值对于落后角计算值准确性的影响,本文选取叶栅在AVDR值较大即真空泵放气蝶阀阀门开度为 8% 时的实验数据对落后角模型进行校验。图11为本文建立的落后角模型以及未修正的落后角模型对该套大弯角平面叶栅的落后角计算值在不同来流马赫数下与实验值的对比图,可以发现本文建立的落后角模型的计算值在来流攻角 -8° , -6° 工况时较低于实验值,在其余攻角范围与实验值较好地

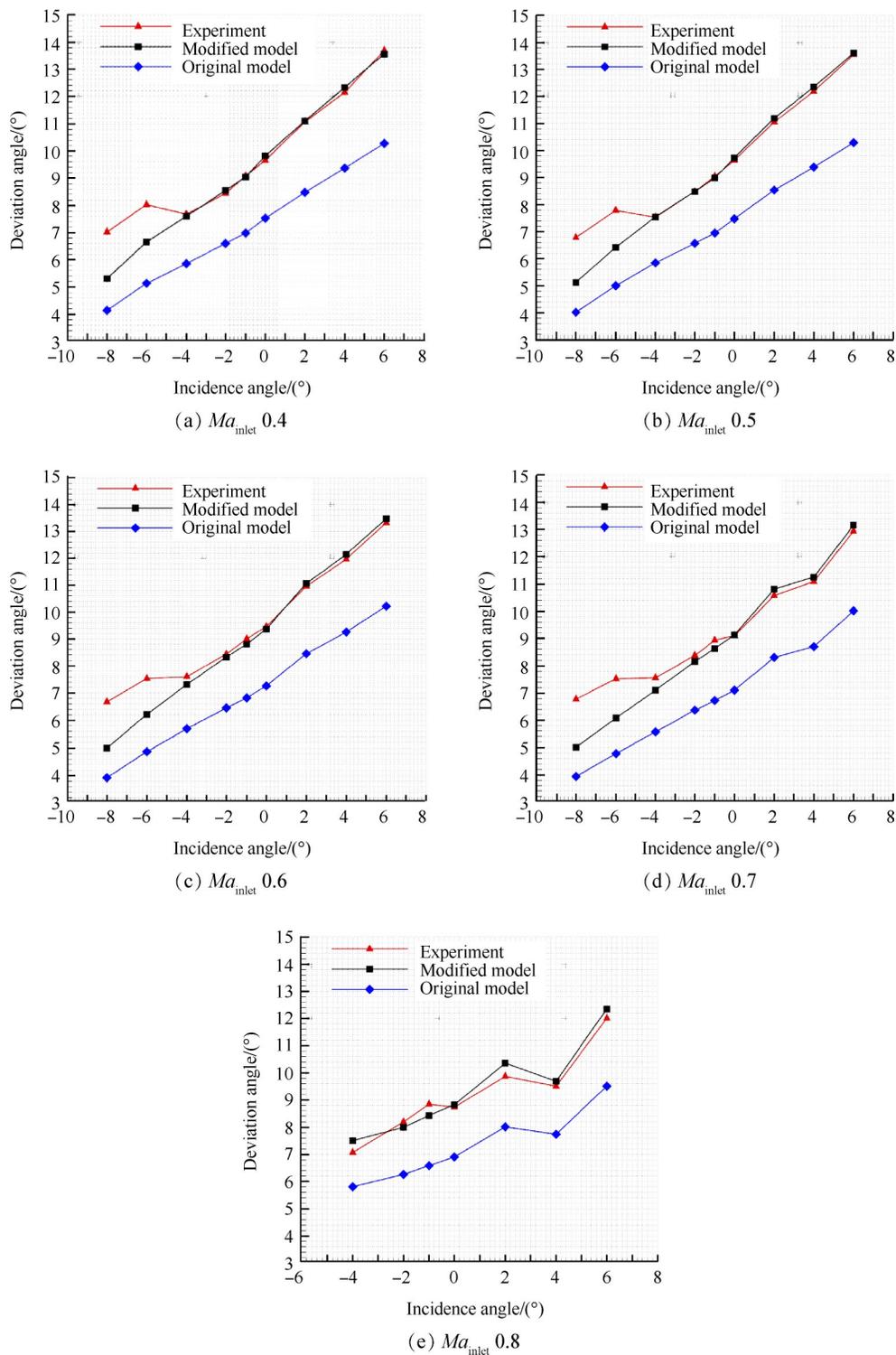


Fig. 11 Cascade deviation angle verification results

吻合,平均预测误差为 0.42° ,误差较小;而未做修正的落后角模型在不同马赫数、攻角下对该套叶栅的计算值整体低于实验值,平均预测误差 2.69° ,误差偏大。

观察图中落后角计算值与实验值的变化规律可以看出,不同马赫数下落后角计算值与实验值的变化规律基本一致,随着马赫数的变化,落后角的预测精度并未发生明显的改变,证明攻角变化相比于马

赫数变化对于落后角模型的预测精度影响更大。

总的来说,本文建立的非设计点落后角模型对于该套大弯角平面叶栅的落后角计算值与实验值在较大的负攻角来流工况下,落后角计算值较实验值偏低,其余攻角范围落后角计算值与实验值偏差不大,证明此落后角模型具有一定的准确性。而由Li-eblein^[2]落后角公式、Creveling等^[5]二维修正公式、

Horlock^[9] AVDR 三维修正公式组成的非设计点落后角模型对于大弯角叶型的落后角预测值整体低于实验值,说明对原模型采用新的实验数据进行修正能提高模型的预测精度。

3.2 模型的适用性校验结果

原始 HARIKA 算法对两级轴流压气机的特性计算结果与实验值对比图见图 12 所示,可见在设计转速 n_d 下其效率计算值与实验值较好地吻合,其余转速下其压比、效率计算结果在特性线工作段与近失速段均低于实验值,误差较大。图 13 所示是三维数值计算结果中该型两级轴流压气机在设计转速 84.36kg/s 流量点 10%, 50% 叶高处的相对马赫数云图,第一级动叶进口相对马赫数在 10% 叶高处小于 1,在 50% 叶高处大于 1,反映出该型两级轴流压气机中的跨声速流动特性。

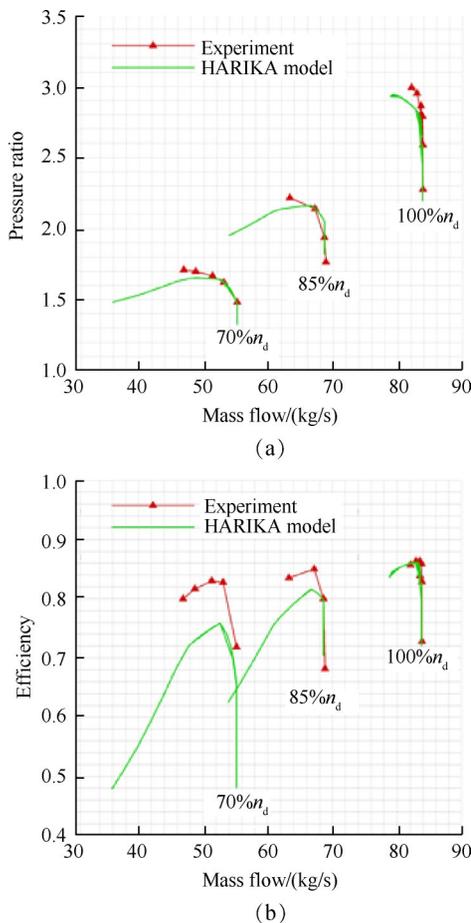


Fig. 12 Characteristic calculation results by original HARIKA algorithm

基于本文建立的落后角模型的 HARIKA 算法的特性计算结果与三维数值计算结果及实验值的特性对比见图 14 所示,从中可以看出:本文建立的落后角模型的特性计算结果在三个等换算转速下与实验值

均很好地吻合,其中压比最大预测误差 2.54%,效率最大预测误差 3.68%,总体预测误差较小。而三维数值计算结果在特性线工作段与近失速段与实验值较好地吻合,特性线堵塞段对应流量偏大于实验值。

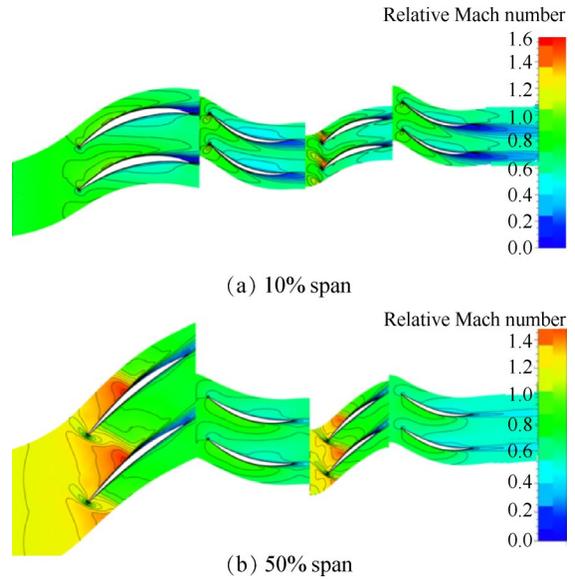


Fig. 13 Relative Mach number contour

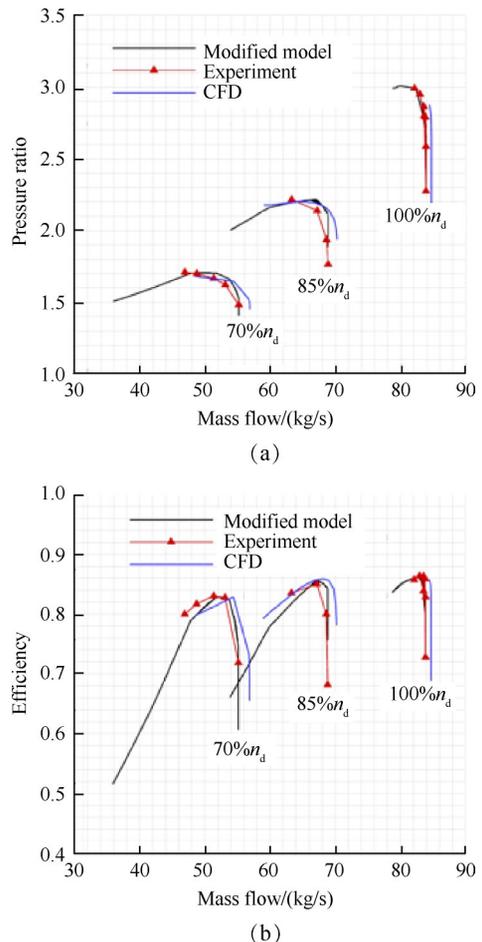


Fig. 14 Characteristic calculation results by modified model and CFD

总体看来,对原始 HARIKA 算法中的落后角模型采用本文建立的适用于双圆弧大弯角叶型的落后角模型进行替换,提高了 HARIKA 算法对多级跨声速轴流压气机的特性计算精度,证明本文建立的非设计点落后角模型在多级跨声速轴流压气机的特性预测中具有一定的适用性。且新的 HARIKA 算法特性计算结果较优于三维数值计算结果,验证了改进后的 HARIKA 算法对多级跨声速轴流压气机特性预测的准确性。

4 结 论

经过本文的研究,可以得到以下结论:

(1) AVDR 值的增大会导致落后角的减小,且 AVDR 对于落后角的影响十分显著,在落后角计算中,AVDR 的影响不能忽略。

(2) 未修正前的落后角模型对于大弯角平面叶栅的落后角预测值整体偏小,误差较大。本文基于实验数据修正建立的落后角模型对叶栅在不同来流工况下的落后角预测值与实验值较好地吻合,平均预测误差较小,为 0.42° ,验证了此落后角模型的准确性。

(3) 改进后的 HARIKA 算法对两级跨声速轴流压气机的特性预测结果与实验值较好地贴合,其中压比最大预测误差 2.54%,效率最大预测误差 3.68%,总体预测误差较小,相比于原始 HARIKA 算法的特性计算结果,精度有了很大提高,验证了本文建立的非设计点落后角模型在跨声速轴流压气机特性预测方面的适用性。

(4) 改进后的 HARIKA 算法的特性计算结果相比于三维数值计算结果较优,且其计算速度更快,可在早期设计阶段为多级跨声速轴流压气机特性分析提供具有参考价值的预测结果。

致 谢:感谢国家自然科学基金、国家科技重大专项、先进航空发动机协同创新中心的资助。

参考文献

- [1] Johnsen I A, Bullock R O. Aerodynamic Design of Axial-Flow Compressors[R]. NASA SP-36, 1965.
- [2] Lieblein S. Incidence and Deviation-Angle Correlations for Compressor Cascades[J]. *Journal of Basic Engineering*, 1960, 82(3): 575-584.
- [3] Cetin M, Uecer A S, Hirsch C, et al. Application of Modified Loss and Deviation Correlations to Transonic Axial Compressors[R]. AGARD-R-745, 1987.
- [4] Cetin M, Uecer A S, Hirsch C, et al. An Off-Design Loss and Deviation Prediction Study for Transonic Axial Compressors[C]. New York: ASME 1989 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition, 1989.
- [5] Creveling H F, Carmody R H. Axial Flow Compressor Computer Program for Calculating Off-Design Performance[R]. NASA-CR-72427, 1968.
- [6] Cater A D S. The Low Speed Performance of Related Aerofoils in Cascade[M]. London: Ministry of Supply, National Gas Turbine Establishment, 1949.
- [7] Howell A R, Calvert W J. A New Stage Stacking Technique for Axial-Flow Compressor Performance Prediction[J]. *Journal of Engineering for Power*, 1978, 100(4): 698-703.
- [8] Hearsay R M. Program HT0300 NASA 1994 Version [R]. D-6-81569TN, 1994.
- [9] Horlock J H. Some Recent Research in Turbo-Machinery [J]. *Proceedings of the Institute of Mechanical Engineers*, 1967-1968, 182(26): 571-586.
- [10] Jansen W, Moffatt W C. The Off-Design Analysis of Axial-Flow Compressors[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1967, 89(4): 453-462.
- [11] 王掩刚,曹志鹏,刘波,等.一种用于多级轴流压气机特性预估的损失和落后角模型[J].机械设计与制造,2006,(7):26-28.
- [12] 刘波,马乃行,杨小东,等.适应较大叶型弯角范围的轴流压气机落后角模型[J].航空动力学报,2014,29(8):1824-1831.
- [13] 巫骁雄,刘波,唐天全.流线曲率法在多级跨声速轴流压气机特性预测中的应用[J].推进技术,2017,38(10):2235-2245.(WU Xiao-xiong, LIU Bo, TANG Tian-quan. Application of Streamline Curvature Method for Multistage Transonic Axial Compressor Performance Prediction[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(10): 2235-2245.)
- [14] 黄杰.压气机总特性与级特性相关性研究[D].西安:西北工业大学,2001.
- [15] 楚武利,王毅,杨泳.多级轴流压气机率先失速级的预测方法研究[J].流体机械,2005,33(10):11-14.
- [16] 陈江,刘太秋,李孝堂,等.五级轴流压气机气动设计数值研究[J].工程热物理学报,2010,31(6):943-946.
- [17] 史磊,刘波,张鹏,等.商用发动机10级高压压气机一维特性优化设计[J].航空动力学报,2013,28(7):1564-1569.
- [18] 斯夏依,钟勇健,滕金芳,等.十级高压压气机气动方案设计的优化[J].流体机械,2016,44(6):24-28.
- [19] 姜正礼.轴向速度密度比 AVDR 对压气机叶栅性能影响的试验研究[J].燃气涡轮试验与研究,1995,(4):4-9.
- [20] Messenger R E, Kennedy E E. Two-Stage Fan 1 Aerodynamic and Mechanical Design[R]. National Aeronautics and Space Administration, CR-120859, 1972.

(编辑:张贺)