

叶片式旋流畸变发生器生成旋流角的影响因素

王加乐, 程邦勤, 冯路宁, 李 军, 姚耀泽, 费晓文

(空军工程大学航空工程学院, 西安, 710038)

摘要 为提高叶片式旋流畸变发生器的设计效率,研究叶片式旋流畸变发生器生成旋流角度的影响因素,应用某型 CDA 叶型(可控扩散叶型)设计了一组整体涡旋流畸变发生器,并利用 CFD 计算研究了不同几何参数和外界条件对旋流角生成的影响。结果表明:旋流角的大小受叶片稠度和安装角的影响最大;相对而言,畸变发生器外径以及旋流向下游的发展对旋流角生成的影响较小;在所研究的亚音速范围内,马赫数与旋流角近似呈指数函数关系。综合以上影响因素,给出叶片式旋流发生器生成旋流角的拟合公式,利用拟合公式设计了对涡旋流畸变网,试验数据表明拟合公式可信度较高。

关键词 叶片;旋流角;旋流畸变发热;CDA 叶型;拟合公式

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2020.03.006

中图分类号 V231.1 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2020)03-0031-07

An Investigation on Affecting Factors of Swirl Angle Generated by Stream Vane Swirl Distortion Generator

WANG Jiale, CHENG Bangqin, FENG Luning, LI Jun, YAO Yaoze, FEI Xiaowen

(Aeronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: A set of bulk swirl distortion generators is designed by using a certain type of CDA profile (controllable diffusion profile) in order to investigate the effect mechanism of swirl angle generated by the stream vane swirl distortion generator and improve the design efficiency of the StreamVane swirl distortion generator. The influence of different geometric parameters and external conditions on the formation of swirl angle is studied by CFD. The results show that both the blade solidity and the installation angle have the greatest influence on the swirl angle; Relatively speaking, the outside diameter of the distortion generator and the development of the swirl flow have little influence on the generation of the swirl angle; The relationship between Mach number and swirl angle is exponential within the range of the subsonic speed studied in this paper. On the basis of the above mentioned factors, a fitting formula of swirl angle generated by the stream vane swirl distortion generator is given, and a twin swirl distortion screen is designed by using the fitting formula. The experiment result show that the fitting formula is high in reliability.

Key words: blade; swirl angle; swirl distortion generator; CDA profile; fitting formula

旋流畸变与总压畸变、总温畸变是进气道出口 流场畸变的主要类型,对压气机的性能和稳定性会

收稿日期: 2019-11-18

作者简介: 王加乐(1996—),男,山东莒县人,硕士生,主要从事航空压气机稳定性研究。E-mail:17782516386@163.com

通信作者: 程邦勤(1972—),男,安徽怀宁人,副教授,主要从事推进系统气动热力学理论与工程研究。E-mail:1695438620@qq.com

引用格式: 王加乐,程邦勤,冯路宁,等.叶片式旋流畸变发生器生成旋流角的影响因素[J].空军工程大学学报(自然科学版),2020,21(3):31-37. WANG Jiale, CHENG Bangqin, FENG Luning, et al. An Investigation on Affecting Factors of Swirl Angle Generated by Stream Vane Swirl Distortion Generator[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2020, 21(3): 31-37.

产生十分不利的影响,严重时甚至会导致发动机喘振。欲研究旋流畸变对发动机性能的影响,首先要获得旋流场,国内外学者对旋流场的获得方法开展了大量的研究。目前国内外较为成熟的获取旋流场的方法主要有三角翼法、旋流腔法和叶片法。

Genssler 等人^[1]最早利用三角翼来产生对涡旋流,并且发现通过调节三角翼的攻角可改变对涡旋流的强度。Pazur^[2]和 Schmid^[3]等人在风洞中开展了相关的试验,并研究了对涡对压气机性能的影响。三角翼式的旋流畸变发生器制造成本低且加工简单,但它只能产生对涡旋流场,无法模拟其他样式的旋流场。Sheoran^[4]和 Bruce^[5]设计了一种腔室型旋流畸变发生器,可通过改变进气方式、调节腔室调节板的尺寸位置等方法来产生不同结构样式的旋流场,主要有整体涡、对涡和偏移对涡等。但是腔室型旋流畸变发生器仍然无法模拟飞机在实际飞行中产生的复杂流场,并且很难对流场进行精准的控制,最终使得这种方法逐渐被放弃。早在 Tornado 战机研制后不久,国外的 Genssler^[1]等人便采用了类似发动机进口导流叶片的装置来产生旋流畸变,由于受当时工业水平的限制,Genssler 设计的旋流畸变发生器采用的是直叶片,故获得的旋流场与目标流场有较大差异。Flitcroft^[6]和 Govardhan^[7]设计了整体涡旋流畸变发生器,着重研究了旋流畸变对压气机性能的影响,并没有对畸变发生器产生流场的精度开展细致的研究。姜健等^[8-10]设计的叶片式旋流畸变发生器,通过改变叶片的布局和构型产生了不同强度的整体涡、对涡以及偏移对涡。屠宝锋^[11]设计了一款可调叶片式旋流畸变发生器,通过改变叶片的安装角以及叶片数目来改变旋流强度。上述叶片式旋流畸变发生器仅可产生一般样式的旋流场,没有利用叶片式旋流畸变发生器复现实际飞行中飞机内部的复杂旋流场,也没有目标流场,无法研究其畸变发生器获得的流场精度。随着旋流畸变研究的深入,对于能产生实际飞行中复杂旋流场的旋流畸变发生器设计方法的需求也更加迫切。Kevin^[12]首次根据目标流场来反推畸变发生器的结构样式,并且随着现代制造工艺的提升和加工能力的极大提升,所设计的叶片式旋流畸变发生器也不再是独立叶片的组合,而是利用 CAD 技术将叶片融合在一起做成了旋流畸变网,其结构更加稳定,复现流场的精度更高。张磊^[13]也做了相关的研究。虽然旋流畸变网结构稳定而且可复现任意结构样式的旋流场,但在设计过程中需反复调整叶片安装角和弦长等几何参数才能与目标流场吻合,耗费时间和精力过多,设计效率较低。

1 初始计算模型的设计

张磊^[14]采用平面叶栅研究了气流转角与叶型安装角的关系,但其模型和实际情况贴合性不强。本文改用整体涡模型研究不同因素对旋流角生成的影响,如图 1 所示,本文在圆形截面中沿周向均匀布置 12 条叶片,采用此布局主要基于以下 3 点:①此种布局与大多数叶片式旋流畸变发生器的布局相同,均是在圆形截面中布置叶片;②可直观地观察叶片稠度与旋流角的大致关系;③可观察旋流角的均匀程度。

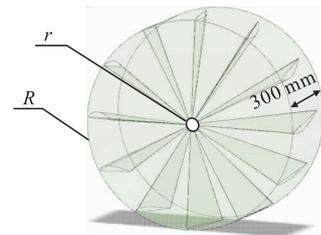


图 1 整体涡旋流畸变网

数值模拟模型的叶型选用某型气体流动性能较好的可控扩散度叶型(CDA 叶型)(见图 2)来消除或抑制附面层分离,同时减小压力损失,以期产生分布均匀的旋流角。初始模型的结构尺寸如图 1 所示,外圆半径 300 mm,内部圆环半径 30 mm,畸变段长度 300 mm,模拟的是空军工程大学低速轴流压气机试验台^[15]的结构尺寸。

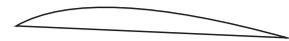


图 2 旋流畸变网采用的叶型

2 数值计算方法

2.1 几何模型

本文计算域的设置是根据空军工程大学等离子体实验室单级低速轴流压气机试验台(图 3)设定。计算域共分为前置管道、畸变段和后置管道,见图 4。其长度分别为 1 800 mm、300 mm 和 800 mm,管道直径为 600 mm,AIP(气动交界面)初始设置在畸变段出口一倍管径 600 mm 处。

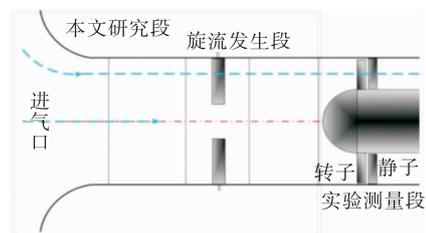


图 3 低速轴流压气机实验系统

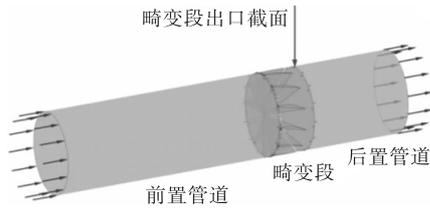


图 4 计算域

2.2 求解方法及网格无关性验证

计算采用 ANSYS CFX 17.0,进口边界条件为总压 101 325 Pa,总温 288 K,出口边界条件初始设置质量流量 6.5 kg/s,壁面采用绝热无滑移边界条件,计算采用 $k-\omega$ 湍流模型,收敛准则设置为各个待求解量的相对变化值下降到 10^{-5} ,并监控进出口流量平衡情况。整个计算域网格总数达到 900 万,计算在 1 台 48 G 内存 16 核的计算机上进行。

针对计算域特点,前置管道和后置管道采用 O 型结构网格,畸变段采用正四面体非结构网格,对叶片前后缘进行线加密,针对中间涡核位置结构密集复杂特点,创建一个加密区。计算时共划分了 4 套网格,以总压恢复系数 σ (旋流畸变发生器进出口截面总压比)为准则参数,计算结果如表 1 所示,当网格数量达到 600 万时,继续增加网格数量对计算结果的影响可忽略,最终畸变段网格数量 650 万,近壁面处网格 $y^+ < 3$,满足精度要求。

表 1 网格数量与总压恢复系数

| 网格类型 | 网格数量/ 10^5 | σ |
|------|--------------|----------|
| A | 350 | 0.985 2 |
| B | 600 | 0.999 7 |
| C | 650 | 0.999 8 |
| D | 1 050 | 0.999 8 |

3 结果分析

当前旋流畸变评价指标主要采用 AIR-5686^[16] 给出的标准,此标准基于旋流角,采用 3 个指标和 2 个子参数来评价旋流畸变,其中旋流角是最基础的评价指标,旋流角 α 的定义式为:

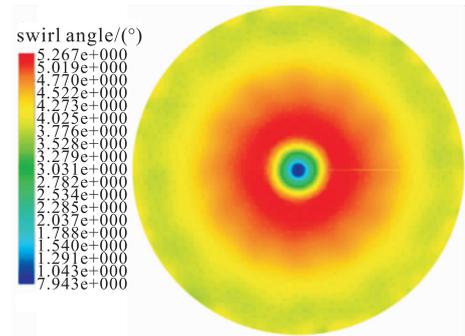
$$\alpha = \arctan(U_\theta / U_x) \quad (1)$$

式中: U_θ 为 AIP 上某点周向速度分量; U_x 为 AIP 上某点轴向速度分量。

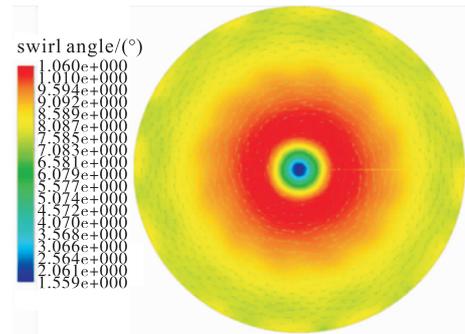
3.1 稠度的影响

为探究稠度对旋流角生成的影响,设置了等弦长为 100 mm,弯角分别为 5° 、 10° 、 15° 和 20° 的 4 个整体涡模型,首先在 SolidWorks 中绘制模型,采用 ANSYS ICEM 进行网格剖分,计算采用 ANSYS

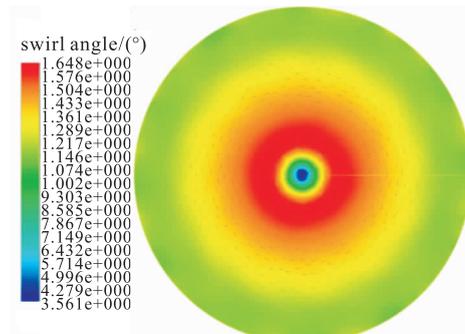
CFX,仿真计算结果如图 5 所示。可见等弦长模型产生的旋流角很不均匀,并且随着稠度的减小,产生的旋流角随之减小。



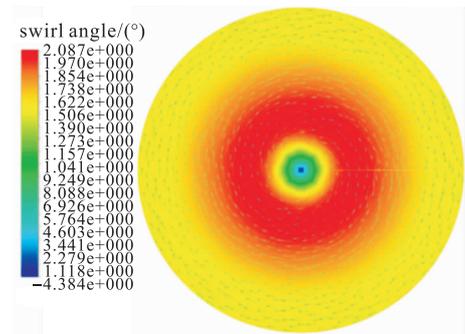
(a) 5°



(b) 10°



(c) 15°



(d) 20°

图 5 不同角度的整体涡旋流畸变网速度矢量和旋流角云图

从图 5 可见,随着半径的变化,即叶片稠度的变化,AIP 上产生的旋流角度随之变化。在流场中沿径向设置一条线段(见图 6),可得到线上任意位置的旋流角,初步得到稠度与 AIP 旋流角的大致关系如图 7 所示。

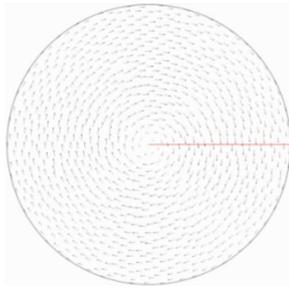


图 6 采样线

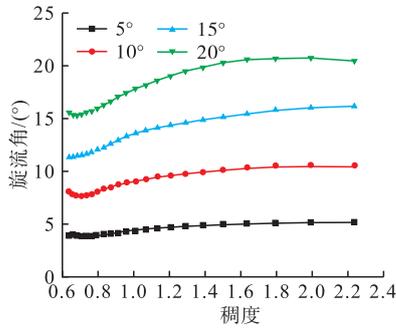


图 7 等弦长模型稠度与旋流角关系图

随着稠度的增加,旋流角度变大,考虑到气流向下游发展的过程中会相互掺混影响,采样位置与 AIP 相应位置的旋流角并非真实对应的关系。为寻求更精准的稠度与旋流角的关系,将同一个整体涡旋畸变发生器的所有叶片设置成同一稠度,将 AIP 的平均旋流角认为是该稠度对应产生的旋流角。

图 7 中发现,当稠度小于 1 时,旋流角复现效率较低,当稠度大于 2 时,稠度的变化对 AIP 上旋流角变化影响不大,故设计模型时,将叶片稠度范围设置为 1~2,间距为 0.1,共 11 个稠度,每个稠度对应设置叶片弯角为 5°、10°、15°和 20°的整体涡模型,这样共计建立 44 个整体涡模型。

由于整体涡模型中间位置未布置叶片,且未布置叶片区域的半径为 0.03 m,考虑到该区域无法反映真实的旋流角,如图 8 所示,选取 AIP 上半径 0.06~0.3 m 的圆环上旋流角的平均值认为是该稠度下产生的旋流角度。经计算后,获得不同弯角的整体涡模型,在不同稠度下所获得的旋流角角度见图 9。

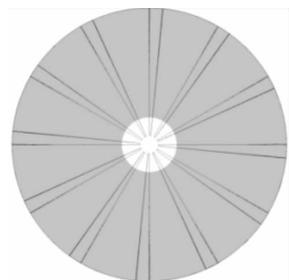


图 8 采样环

从图 9 可以看出,随着稠度的增大,AIP 上的旋流角随之增大,且叶片弯角越大的,旋流角随稠度增大的越多。

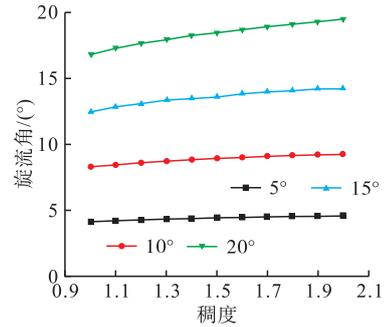


图 9 等稠度模型稠度与旋流角的关系图

将不同弯角模型获得的旋流角除以对应叶片弯角后定义为单位旋流角,则不同弯角条件下,稠度与单位旋流角的关系如图 10 所示,将 4 组单位旋流角取平均后,(红线)可拟合为式(2)。

$$\alpha = (0.044 9\tau^3 - 0.268 1\tau^2 + 0.597 2\tau + 0.459 7)\beta \quad (2)$$

式中: τ 为叶片稠度; β 为叶片弯角。

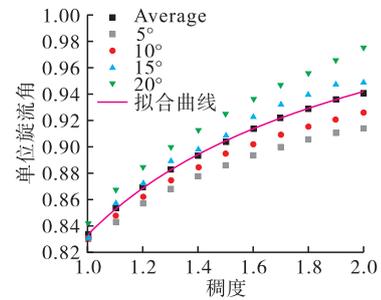


图 10 稠度与单位旋流角的关系图

由于各曲线上旋流角与取平均后的曲线存在误差,经处理后发现,其误差近似为线性关系,式(2)变为式(3),其中 5°、10°、15°和 20°曲线对应的系数 B_1 、 B_0 见表 2。

$$\alpha = (0.044 9\tau^3 - 0.268 1\tau^2 + 0.597 2\tau + 0.459 7 + B_1\tau + B_0)\beta \quad (3)$$

表 2 B_0 、 B_1 系数表

| 角度/(°) | B_1 | B_0 |
|--------|----------|----------|
| 5 | -0.002 1 | -0.004 7 |
| 10 | -0.001 2 | -0.003 0 |
| 15 | 0.001 0 | 0.000 2 |
| 20 | 0.002 3 | 0.007 5 |

3.2 AIP 选取位置的影响

观察图 11 可知,随着气流向下游的发展,旋流角逐渐变小,这是由于气流之间相互掺混造成的。

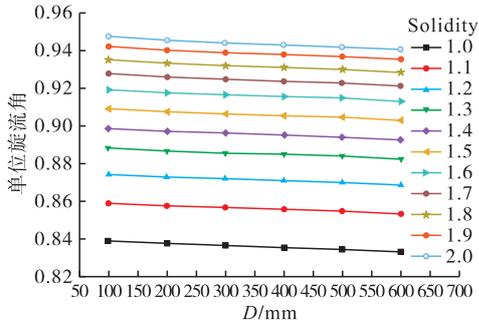


图 11 单位旋流角发展趋势

为进一步衡量旋流角随着气流向下游发展的变化,在距离畸变段后每隔 100 mm 设置一个观测截面,第一个截面距离畸变发生器后的距离定义为单位距离 D_0 ,观测各截面上旋流角的生成情况,得出变化趋势如图 11 所示,将数据处理后发现,在任意相邻两截面,下一截面旋流角与该平面旋流角值之比为 0.998。式(3)为 AIP 上旋流角表达式,则在畸变段出口截面到 AIP 之间任一截面的旋流角可用式(4)表示。

$$\alpha = (((0.044 9\tau^3 - 0.268 1\tau^2 + 0.597 2\tau + 0.459 7) \times (0.998)^{-\frac{R-D}{D_0}}) + B_1\tau + B_0)\beta \quad (4)$$

式中: D 为畸变段出口截面距离计算域进口的距离; R 表示所选取的 AIP 距离计算域进口的距离; $(R-D)$ 表示所选取的 AIP 与畸变段出口截面的距离。

3.3 安装角增量的影响

从上文的研究中发现,稠度选取比较密集,相邻稠度之间对旋流角变化影响不大,故在此选取稠度 1.1、1.5 和 2 的 12 个整体涡模型来研究安装角增量对旋流角的影响。将所有模型均增大 5° 的安装角,得到旋流角增量如图 12 所示。

观察图 12 发现,叶片弯角相同的模型增大相同的安装角,发现叶片稠度越大,其旋流角增量越大,呈线性关系。

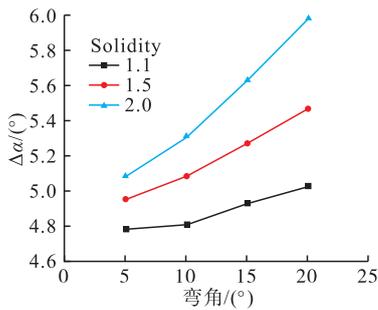


图 12 旋流角增量与弯角关系图

从图 13 发现稠度相等的模型增大相同的安装角,叶片弯角越大,旋流角增量越大,且近似呈线性关系。

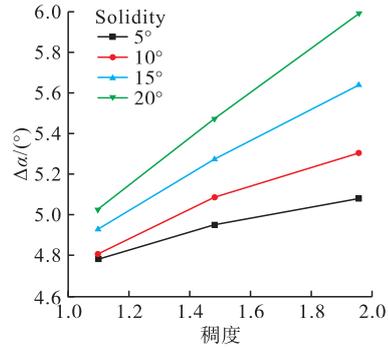


图 13 旋流角增量与稠度的关系

3.4 马赫数的影响

选取叶片弯角为 20° 、叶片稠度为 1.5 的整体涡模型,将后置段出口反压分别设置为 70 kPa、80 kPa、90 kPa 以及 95 kPa,对应气流流经畸变段后的马赫数为 0.71、0.55、0.31 以及 0.06。距离畸变段出口截面每 100 mm 取一检测截面,发现旋流角与马赫数关系如图 14 所示。在亚音速阶段,旋流角和马赫数之间近似呈指数关系。这是由于随着马赫数越大,气流流动速度越快,气流运动越紊乱。不同马赫数的气流向下游发展相同的距离时,马赫数低的气流掺混更加均匀,旋流角相对较小。

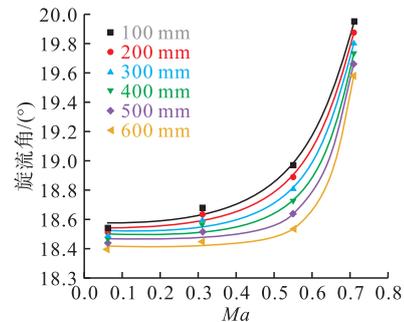


图 14 不同截面下旋流角与马赫数关系图

3.5 畸变发生器直径的影响

选取弯角 20° 、稠度为 1.5 的整体涡模型,进口条件为总压 101.325 kPa,总温 288 K,出口设置反压 80 kPa,分别将外径设置为 200 mm、400 mm,计算结果如图 15 所示。可见管径在 200~600 mm 范围内,随着畸变发生器外径的减小,旋流角会随之增大,近似呈线性关系,通过图 15 纵坐标来看,畸变发生器的外径对旋流角的影响较小。综合考虑各类影响因素,旋流角的生成可用式(5)表示,此公式对叶片式旋流畸变发生器的高效设计有一定参考价值。

$$\alpha = \left(\left((A_3\tau^3 - A_2\tau^2 + A_1\tau + A_0) \left(\frac{\alpha_{P_{i+1}}}{\alpha_{P_i}} \right)^{-\frac{R-D}{D_0}} \right) + B_1\tau + B_0 \right) \beta \quad (5)$$

式中: α_{P_i} 为第 i 个截面的旋流角。

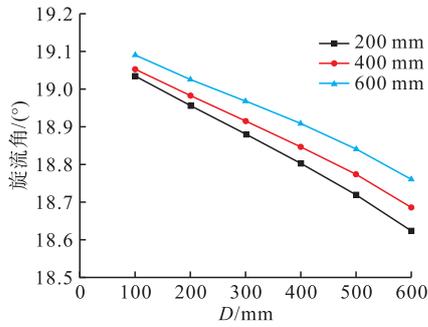


图 15 不同管径旋流角向下游发展趋势

3.6 拟合公式有效性验证

利用所获得的拟合公式设计了标准对涡旋流畸变网(图 16), 基于单级低速轴流压气机实验台(图 17)开展试验测量验证, 测量距畸变网出口截面下游 600 mm 截面的旋流角。



图 16 对涡旋流畸变网的安装

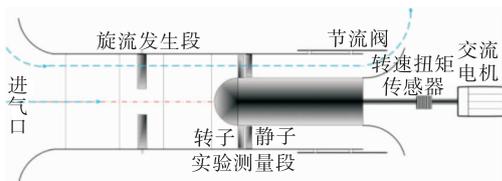


图 17 单级低速轴流压气机实验台系统

如图 18 所示, 在每个测量截面布置 3×12 共 36 个测点, 采用五孔探针测量出每个测点的总压、静压、气流迎角 α 和气流偏转角 β , 可计算获得每个测点的三维速度, 最终可计算获得旋流角。试验在实验台设计转速 3 000 r/min, 流量 6.5 kg/s 的工况下进行, 试验时大气温度 293 K、大气压力 101.050 kPa。

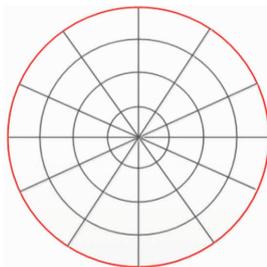


图 18 测点示意图

在旋流场内设置 3 个测环(图 19), 在 3 个测环

上目标流场、CFD 模拟结果以及试验结果的旋流角分布如图 20(a)~(c)所示, 其两两之间旋流角的误差如表 3 所示。

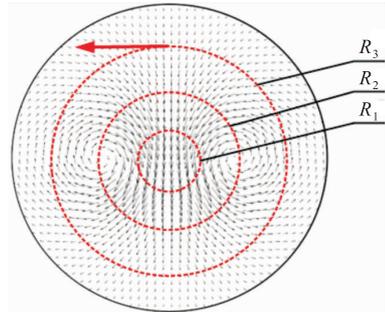


图 19 测环示意图

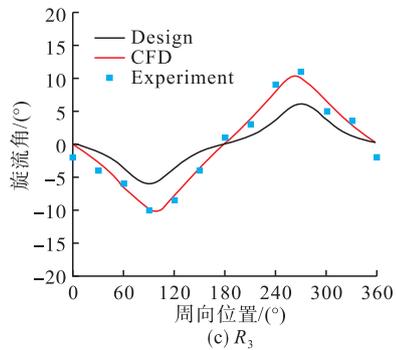
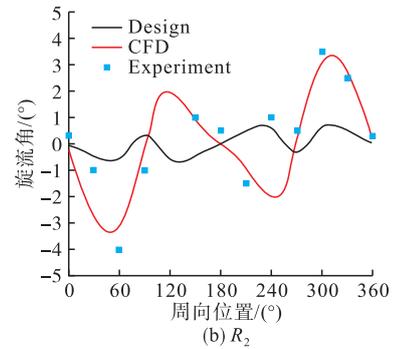
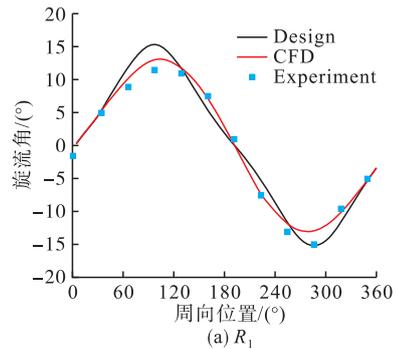


图 20 设计值、CFD 以及试验测量的旋流角分布

表 3 目标流场、CFD 以及试验结果的旋流角误差

| 测环 | 设计值与 CFD | 设计值与实验值 | CFD 与实验值 |
|-------|----------|---------|----------|
| R_1 | 0.92 | 1.52 | 0.96 |
| R_2 | 1.45 | 1.49 | 0.71 |
| R_3 | 2.28 | 2.84 | 1.02 |
| 平均 | 1.55 | 1.95 | 0.89 |

从图中可以看出,在 R_1 和 R_3 测环上CFD模拟和试验结果与设计值吻合较好,在 R_2 测环,由于叶片布置密集,且存在支撑结构的影响,导致CFD以及试验结果与设计值误差较大。

结果表明,利用拟合公式设计的对涡旋流畸变网较高精度地复现了目标流场的旋流角设计值,只需在误差较大区域进行优化设计,即可高精度模拟目标流场,有效缩短了设计周期和时间成本。

4 结论

1)本文从整体涡旋流畸变网出发,研究叶片生成旋流角的影响因素,并运用拟合公式设计对涡旋流畸变网,经试验验证后,拟合公式可信度较高,可将结论推广至S弯进气道出口等旋流畸变网的设计中。

2)随着气流向下游发展过程中,气流掺混更加均匀,旋流角逐渐变小;增大相同安装角,稠度越大、叶片弯角越大,则旋流角增量越大,且呈线性关系;畸变发生器外径尺寸越小,生成的旋流角越大,近似呈线性关系;马赫数在一定范围内对旋流角影响呈指数关系,马赫数越大,生成的旋流角越大。

3)稠度以及叶片弯角是复现期望旋流角的主要因素,故在设计叶片式旋流畸变发生器时,对于结构较为简单、叶片间影响较小的叶片式旋流畸变发生器的设计中主要选取合适的叶片弯角,调整叶片稠度来实现期望的旋流角。在结构复杂,叶片密集的叶片式旋流畸变发生器的设计中,可局部调整安装角角度,以获得期望的旋流角度。

4)本文仅仅研究了旋流角随安装角增量、畸变发生器外径尺寸以及马赫数的变化而变化的趋势,并且仅研究了一种叶型进行研究,所归纳的拟合公式仅适用于本文所采用的CDA叶型,但基于此拟合公式以及本文叶型可设计绝大多数的旋流畸变网,若更换其他叶型,则本文拟合公式的适用性会变差。

参考文献

[1] GENSSLER H P, MEYER W, FOTTNER L. Development of Intake Swirl Generators for Turbo Jet Engine Testing[Z]. ADP005473, DTIC Document, 1987.
[2] PAZUR W, FOTTNER L. The Influence of Inlet Swirl

Distortions on the Performance of a Jet Propulsion Two-Stage Axial Compressor [Z]. V005T16A005, ASME, 1990.
[3] SCHMIDN R, LEINHOS D C, FOTTNER L. Steady Performance Measurements of a Turbofan Engine with Inlet Distortions Containing Co- and Counter-Rotating Swirl from an Intake Diffuser for Hypersonic Flight [J]. Journal of turbomachinery, 2001, 123 (2): 379-385.
[4] SHEORAN Y, BOULDIN B, KRISHNAN P M. Advancements in the Design of an Adaptable Swirl Distortion Generator for Testing Gas Turbine Engines [Z]. GT2009-59146, ASME, 2009.
[5] BRUCE B, SHEORAN Y, DAVIS M. Inlet Flow Angularity Descriptors Proposed for Use With Gas Turbine Engines [Z]. 2002-01-2919, SAE, 2002.
[6] FLITCROFT J E, DUNHAM J, ABBOTT W A. Transmission of Inlet Distortion Through a Fan [Z]. ADP 005469, DTIC Document, 1987
[7] GOVARDHAN M, VISWANATH K. Investigations on an Axial Flow Fan Stage Subjected to Circumferential Inlet Flow Distortion and Swirl [J]. Journal of Thermal Science, 1997, 6(4): 241-250.
[8] 姜健, 屈霖云, 史建邦. 进气道旋流发生器的设计与数值模拟[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2008, 21(1): 43-46.
[9] 邓小宝, 姜健, 屈霖云, 等. 进气道旋流模拟及测量的风洞试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2009, 22(4): 51-56.
[10] 叶飞, 张堃元, 姜健, 等. 进气道旋流模拟及测量的实验研究[J]. 推进技术, 2009, 30(3): 297-301.
[11] 屠宝锋, 胡骏, 尹超. 叶片式旋流畸变发生器数值模拟研究[J]. 推进技术, 2015, 36(12): 1817-1824.
[12] KEVIN M H. A New Method for Generating Swirl Inlet Distortion for Jet Engine Research [D]. Blacksburg Virginia: Faculty of the Virginia Polytechnic Institute and State University, 2013.
[13] 张磊. 新型旋流畸变网的设计及与跨声速压气机联合仿真研究[D]. 西安: 空军工程大学, 2018.
[14] 张磊, 程邦勤, 王加乐, 等. 新型旋流畸变网的设计与仿真研究[J]. 推进技术, 2018, 39(9): 2110-2120.
[15] 宋国兴, 李军, 周游天, 等. 轴流压气机进气旋流畸变实验与仿真研究[J]. 风机技术, 2017, 59(5): 1-12.
[16] SAE. A Methodology for Assessing Inlet Swirl Distortion [Z]. AIR5686, S16 Turbine Engine Inlet Distortion Committee, 2007.

(编辑: 姚树峰)