# 整体涡旋流对跨声速压气机 Stage 67 影响的 定常数值仿真研究<sup>\*</sup>

冯路宁1,程邦勤1,王加乐1,张 磊2,李 军1

(1. 空军工程大学 航空工程学院,陕西西安 710038;
 2. 中国人民解放军93790部队,河北保定 074200)

摘 要:为研究不同旋流强度的整体涡旋流畸变对跨声速压气机的影响,采用定常数值仿真的方法,基于一种整体涡旋流畸变发生器与Stage 67跨声速压气机展开联合仿真研究。通过改变旋流畸变发 生器叶片角度,可以模拟不同强度的整体涡旋流畸变流场,在不同旋流进气工况下得到了压气机的压 比、效率特性曲线,并针对流场细节进行分析,研究其失速机理。结果表明:同向整体涡有效降低近失 速点叶顶通道堵塞程度,使叶片流动损失减小,压气机稳定裕度扩大;反向整体涡加剧叶背气流流动分 离程度,引起吸力面尾部低速区面积扩大,导致叶顶堵塞程度的显著加剧,通道流动损失增加明显,造 成压气机稳定裕度下降。

关键词: 旋流; 畸变; 整体涡; 压气机; 数值仿真 中图分类号: V231.1 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2021) 09-1993-09 DOI: 10.13675/j.enki. tjjs. 200584

## Steady Numerical Simulation of Transonic Compressor Stage 67 with Bulk Swirl Distortion

FENG Lu-ning<sup>1</sup>, CHENG Bang-qin<sup>1</sup>, WANG Jia-le<sup>1</sup>, ZHANG Lei<sup>2</sup>, LI Jun<sup>1</sup>

Aeronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;
 No.93790 Troops of the Chinese People's Liberation Army, Baoding 074200, China)

**Abstract**: In order to study the effects of the bulk swirl distortion with different intensity on transonic compressor, a steady numerical simulation study was carried out based on a bulk swirl distortion generator and Stage 67 transonic compressor. By changing the swirl distortion generator blade angle, the bulk swirl flow field with different intensity can be simulated. The pressure ratio and efficiency characteristic curves of the compressor are obtained under different swirl inlet conditions. The flow field details are analyzed to study the stall mechanism. The results show that the positive swirl in the same direction effectively reduces the choke of the tip passage near the stall point, reduces the blade flow loss and enlarges the stability margin of the compressor. The negative swirl intensifies the flow separation at the back of the blade, which causes the expansion of the low-speed area at the tail of the suction surface and then significantly aggravates the choke of blade tip. The negative swirl significantly increases the flow loss of the passage, and causes the decrease of the stability margin of the compressor.

<sup>\*</sup> 收稿日期: 2020-08-05; 修订日期: 2020-10-21。

作者简介:冯路宁,硕士生,研究领域为推进系统理论与工程应用。

通讯作者:程邦勤,博士,副教授,研究领域为推进系统理论与工程应用。

引用格式: 冯路宁,程邦勤,王加乐,等.整体涡旋流对跨声速压气机 Stage 67 影响的定常数值仿真研究[J]. 推进技术, 2021,42(9):1993-2001. (FENG Lu-ning, CHENG Bang-qin, WANG Jia-le, et al. Steady Numerical Simulation of Transonic Compressor Stage 67 with Bulk Swirl Distortion[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(9):1993-2001.)

进技术

Key words: Swirl; Distortion; Bulk swirl; Compressor; Numerical simulation

## 1 引 言

为达到现代战争对于隐身性与机动性的要求, 先进战机的机身以及进气道的构型日趋复杂,由此 带来的机身、进气道与发动机相容性问题成为了推 进系统稳定性评估的重要研究内容<sup>[1-2]</sup>。发动机进口 流动参数(总压、总温、速度等)在时间、空间上的不 均匀分布统称为进气畸变,进气畸变会对发动机造 成严重影响<sup>[3]</sup>。除去在过去几十年间已经被广泛研 究的总温畸变和总压畸变,近些年,随着大涵道比发 动机以及翼身融合体构型和S弯进气道的出现,旋流 畸变逐渐成为进气道与发动机相容性研究中面临的 主要问题。

当发动机进口气流角分布不均匀时会出现进口 旋流畸变,相关研究最早可追溯于狂风战斗机的研 制过程中,在其进行飞行试验中,受旋流畸变影响, 导致了发动机喘振。后来,在战斧巡航导弹的研制 过程以及F-35战斗机垂直起降试验中,也受到了旋 流畸变的影响<sup>[4-5]</sup>。随着先进战斗机的机身和进气道 构型日趋复杂,对于旋流对压气机作用机理的研究 也日渐重要。

旋流畸变的相关研究一般通过设计旋流畸变发 生器产生旋流,测试发动机性能及稳定性的变化情况。国外 Fliteroft 等<sup>[6]</sup>和 Govardhan 等<sup>[7]</sup>通过转向叶 片法来产生旋流,研究了整体涡对压气机的影响。 他们所采用的旋流畸变发生器在流场细节上有着较 大误差,不能准确反映目标流场。国内空军工程大 学的胡伟波等<sup>[8]</sup>和张磊等<sup>[9]</sup>分别研究了整体涡对低 速轴流式压气机以及跨声速压气机 Stage 35 的影响, 南京航空大学的屠宝锋等<sup>[10]</sup>研究了整体涡对于跨声 速压气机转子 Rotor 37 的影响。上述研究缺乏对于 流场细节的细致研究。并且,国内对整体涡旋流畸 变对于跨声速压气机 Stage 67 的研究较少。

本文采用定常数值仿真的方法,基于一种整体 涡旋流畸变发生器<sup>[11]</sup>,利用其生成的旋流流场与跨 声速压气机 Stage 67展开联合仿真,针对流场细节进 行细致分析,研究了整体涡旋流畸变对于跨声速压 气机性能及其稳定性的作用机理。

## 2 研究对象与计算方法

#### 2.1 几何模型

如图1所示,本文计算域由三部分组成:整体涡

旋流畸变发生器、NASA Stage 67 压气机、流体管道。 整体涡旋流畸变发生器模型如图 2 所示。畸变网直 径设置为 Stage 67 压气机外径 514mm,长度 160mm, 流体管道前置段和后置段长度分别为 250mm, 650mm。



Fig. 2 Swirl distortion screen for bulk

针对旋流强度为±5°,±10°,±15°,±20°,±25°,±30° 的整体涡设计旋流畸变网,通过设置转向叶片的安 装角来得到指定强度的整体涡。最终,得到进口来 流为马赫0.5工况下,不同角度的整体涡旋流畸变 网,其中,10°整体涡旋流畸变网的旋流角云图如图3 所示。



Fig. 3 Contours of swirl angle

NASA 67 压气机是 Lewis 实验室研发的两级跨声 速轴流式压气机<sup>[12-13]</sup>,第一级为 Stage 67 压气机进口级,由两部分组成,Rotor 67 转子和 Stator 67 静子。

Rotor 67<sup>[14-15]</sup>是一种低展弦比的跨声速轴流压气 机转子,在各种CFD代码的测试验证中得到广泛应 用。它具有在现代跨声速压气机中广泛采用的高度 扭转叶片结构,沿叶高方向为双圆弧(Double circle arc,DCA)叶型。Stator 67 由 17 个静子叶片构成,相 比于传统的双圆弧叶型,静子叶型的前缘和尾缘较 钝,这种构型的叶片负载能力较大,在产生相同压比 的条件下,叶片的数量更少。二者的几何结构信息 见表1,表2。

Parameter	Value	
Number of rotor blades	22	
Mass flow/(kg/s)	33.25	
Total pressure ratio	1.63	
Rotor tip speed/(m/s)	429	
Tip clearance/cm	0.061	
Inlet tip relative Mach number	1.38	
Rotor aspect ratio	1.56	
Rotor solidity hub	3.11	
Rotor solidity tip	1.29	
Tip diameter inlet/cm	51.4	
Tip diameter exit/cm	48.5	

Table 2	Geometric	parameters	of	Stator	67
---------	-----------	------------	----	--------	----

Parameter	Value
Number of rotor blades	17
Chord length/cm	12.7
Thickness/chord ratio	0.5
Span/cm	25.4

#### 2.2 计算方法

管道的前置段和后置段管道采用O型结构网格 拓扑,畸变发生器部分,采用非结构四面体混合网格,总网格量574万。第一层网格高度调整为3μm, 网格示意图如图4所示。

Stage 67 压气机级由 Rotor 67 转子和 Stator 67 静



Fig. 4 Mesh of fluid pipe

子组成,分别对转子和静子进行网格划分。Rotor 67 全部采用六面体结构网格,其中,O型、H型、J型网格 分别用于叶片周边区域,进口、出口段以及叶片通道 部分,蝶形网格用于叶顶间隙部分,并对近壁面网格 作加密处理,调整第一层网格厚度,令其等于叶根处 弦长数值的0.12%,保持 Y\*为10~100。采用类似的 网格结构拓扑划分 Stator 67 网格,对其叶片近壁面网 格加密。最后,将转子静子网格相连接组成 Stage 67 整级网格,Stage 67 压气机整级网格节点总数为1500 万,网格拓扑结构如图 5,6所示。



Fig. 5 Mesh of 50% span of compressor



Fig. 6 Mesh of the whole compressor

关于旋流畸变的研究大多采用定常计算,且为 了节约计算成本,本文亦采用定常数值仿真的方法。 数值模拟计算在 CFD 商业软件 ANSYS CFX 上进行, 数值模拟建立在求解 Navier-Stokes (N-S)方程上。 采用*k-ω*湍流模型。进口边界条件为标准大气,即总 压 101.325kPa,总温 288.15K,轴向进气。为追求更 好的收敛性,选择平均静压作为出口边界条件,对 于流量的控制通过改变压气机出口静压来实现。 叶片、畸变网以及机匣壁面设置为绝热无滑移壁面 边界条件,与转子连接的轮毂设为转动无滑移壁 面,其余轮毂和机匣设为静止无滑移壁面。

#### 2.3 Stage 67 求解方法验证

为验证求解方法合理性,依据上述数值模拟方法,计算了100%换算转速均匀进气条件下的流场,

Stage 67 压气机计算结果与实验数据对比如图 7 所示。压气机压比和效率随换算流量的变化趋势与实验值一致,因此 Stage 67 压气机级的计算网格和数值 模拟方法满足本文研究需求。



Fig. 7 Comparison of Stage 67 compressor overall characteristics by experimental and baseline

## 3 结果分析

通过整体涡旋流畸变网产生不同强度的整体涡旋流,与Stage 67 压气机在旋流畸变条件下整体性能以及叶片通道流场细节的变化情况进行对比分析, 探究整涡旋流对于压气机的作用机理。AIP 面选择 在畸变网下游 200mm 处,在AIP 面上沿径向分布三 个测环,如图 8 所示。



Fig. 8 Measuring rings distribution at compressor inlet

#### 3.1 总体气动特性变化

100%换算转速下,不同强度的整体涡旋流作用下,Stage 67 压气机特性变化如图 9 所示。在低强度旋流工况下,同向整涡旋流造成压气机增压能力下降,相应工作点流量亦减小,但其效率略微上升;反向整涡旋流作用效果则相反。

高强度同向和反向整体涡工况下,压气机通道 流场品质发生了较大程度的变化。当同向整体涡 强度超过15°后,压气机效率不再继续增大而是开 始略微下降,15°同向整体涡工况下,峰值效率点 处效率增加2.7%,压比下降9.2%。随着同向整体 涡强度增大,压比特性线相对于均匀进气工况更 陡峭。

当反向旋流强度>20°时,压比特性线逐渐下移, 效率下降幅度变大,压气机稳定工作流量范围减小, 20°反向整体涡工况下,峰值效率点处效率下降 11.2%,压比增加10.1%。



Fig. 9 Effects of bulk swirl on Stage 67 map

#### 3.2 流场细节分析

不同强度的同向和反向整体涡旋流工况下进气 攻角沿叶高分布如图 10(a),(b)所示,由图可知,在 大部分旋流工况下,压气机转子的进气攻角在某一 确定的叶高处以上都趋于一个固定值。从图 11 中可 知,均匀进气工况下,40% 叶高处压气机进口相对马 赫数为1,在此叶高以上压气机转子处于超声速工作 状态,会产生激波系对进气来流进行调节,使进气攻 角沿叶高方向趋于一致。

均匀进气工况下,由堵塞点到近失速点,转子叶



Fig. 10 Inlet attack angle distribution along span



Fig. 11 Relative Mach number distribution of negative bulk swirl

片 75% 叶高处的激波系变化如图 12 所示。在堵塞工 作点,转子叶片前缘存在一个较弱的弓形激波,叶片 通道弦长中部存在一个强度较大的通道激波,由堵 塞点到失速点的过程中,随着压比上升,通道激波前 移,激波强度降低,前缘弓形激波强度逐渐增大,并 开始从叶片前缘分离。在近失速点时,仅存在一个 从转子叶片前缘分离的高强度弓形激波。



如图 10(a)所示,当同向整体涡强度<15°时, 40% 叶高处以上的进气攻角与均匀进气工况下相一 致。不同强度的同向整体涡工况下,峰值效率点处 转子叶片各叶高处的激波系变化如图 13 所示,当旋 流强度<15°时,转子叶片产生激波系调节压气机进 口相对速度使相对进气角保持恒定,使得低强度同 向整体涡工况下的进气攻角与均匀进气工况相一 致,与之对应的压气机进口速度三角形的变化如图 14 所示。当旋流角>15°时,叶片通道流场特性发生 较大变化,从图 10(a)中可以观察到,此时叶顶附近 的进气攻角与均匀进气工况相一致,但转子中径处 附近不再具有恒定的进气攻角,这是由于高强度旋 流改变了转子中部叶高处的激波结构,如图 13 所 示,30°同向整体涡工况下,75% 叶高处仍存在叶片 前缘激波对进气来流进行调节,使进气攻角与均匀 进气工况下相一致,而此时 50% 叶高处转子叶片前 缘激波消失,不再具有对进气来流进行的调节能力, 进气攻角偏离均匀进气工况的程度增大,叶片负载 大大降低,压气机效率开始逐渐下降。如图 10(b)所 示,反向整体涡工况下,当旋流强度<20°时,进气攻角 沿着叶高方向的变化与均匀进气工况相一致并且偏 离程度较小。不同强度的反向整体涡工况下,峰值 效率点处转子叶片各叶高处的激波系变化见图15。

在反向整体涡作用下,转子叶片前缘存在一道 强度较大的弓形激波与叶片吸力面相接触,当旋流







Fig. 14 Impact of swirl on rotor incidence

角,而在高强度反向整体涡工况下,进气攻角不再与

叶顶通道的堵塞,而叶顶泄漏涡与通道激波干涉破

碎及气流在叶片尾缘的流动分离是其主要诱因[16-17]。

如图 16 所示,100% 换算转速下,均匀流以及 30°正向

相关研究表明,引起压气机失速的关键因素是

均匀进气工况保持一致。

3.3 失速机理分析

强度>20°时,弓形激波强度显著增大,与吸力面边界 层产生严重的干涉作用,加剧叶背边界层的分离,导 致严重的流动损失,使压气机在高强度反向整体涡 工况下的压比降低,效率损失显著增大,如图14的压 气机进口速度三角形所示,低强度反向整体涡作用 下,压气机进口相对速度增大,前缘弓形激波使绝对 旋流角和相对进气角减小以实现期望的恒定进气攻



Fig. 15 Relative Mach number contour at different spans with negative bulk swirl



整体涡、30°反向整体涡工况下99%叶高处的相对马 赫数云图。观察图16(a)发现在叶片前缘以及叶片 压力面分别有低速区出现,由泄漏涡流线图发现,叶 片前缘低速区的出现是由于通道激波前的螺旋状泄 漏涡与激波发生干涉作用:另一个低速区是由激波 作用点后的叶顶泄漏流跨过相邻叶片后在转子叶片 压力面前部堆积形成。两个低速区的存在,使叶片 通道发生堵塞,诱发压气机产生失速现象。由图16 (b)发现,在正向旋流的作用下,低速区面积减小,旋 流对叶片压力面低速区的改善效果尤为明显,低速 区面积减小,叶片通道堵塞程度明显下降,稳定工作 流量范围扩大,压气机稳定裕度增大。对比图 16(c) 发现,反向整涡旋流的作用效果与正向相反,反向旋 流造成叶片叶背分离加剧,受其影响,叶片通道低速 区扩大,加剧叶顶通道堵塞,致使压气机失速点的提 前,导致压气机稳定裕度下降。

#### 4 结 论

本文基于定常数值仿真的方法,研究了不同旋 流强度的整体涡旋流畸变对跨声速压气机 Stage 67 的影响,得出如下结论:

(1)低旋流强度时,同向整涡旋流畸变会导致压 气机增压能力以及相应工作点的流量不同程度的下 降,但效率略微提高,反向整涡旋流畸变的作用效果 相反。

(2)高旋流强度时,存在一个临界旋流角,当旋 流强度超过临界旋流角后,压气机特性变化趋势便 会发生改变。当同向整体涡强度超过15°后,压气 机效率不再继续增大而是开始略微下降,15°同向 整体涡工况下,峰值效率点处,效率增加2.7%,压 比下降9.2%。随着同向整体涡强度增大,压比特 性线相对于均匀进气工况下更加陡峭。当反向旋 流强度>20°时,压比特性线逐渐下移,效率大幅下 降,压气机稳定工作流量范围减小,20°反向整体涡 工况下,峰值效率点处效率下降11.2%,压比增加 10.1%。

(3)同向整体涡有效降低近失速点叶顶通道堵 塞程度,使叶片流动损失减小,压气机稳定裕度扩 大;反向整体涡加剧叶背气流流动分离程度,引起吸 力面尾部低速区面积扩大,导致叶顶堵塞程度显著 加剧,通道流动损失增加明显,造成压气机稳定裕度 下降。

#### 参考文献

- [1] 姜 健,于芳芳,赵海刚,等.进气道/发动机相容性 评价体系的完善与发展[J].科学技术与工程,2009, 9(21):6474-6482.
- [2] 侯敏杰,叶 巍,彭生红.关于未来进气道/发动机 相容性技术的探讨[J]. 航空科学技术,2012(5): 5-8.
- [3] 杨国才,郑 遂.S弯进气道旋流研究[J].推进技术,1992,13(1):1-7.(YANG Guo-cai, ZHENG Sui. An Investigation of the Swirl in an S-Shaped Inlet [J]. Journal of Propulsion Technology, 1992, 13(1):1-7.)
- [4] Ludwig G. Tomahawk Engine/ Inlet Compatibility Study for F107-WR-400/402 Engines [R]. USA: Williams International Report, 2002.
- [5] SAE. A Methodology for Assessing Inlet Swirl Distortion
  [R]. SAE AIR5686, 2007.
- [6] Flitcroft J E, Dunham J, Abbott W A. Transmission of

Inlet Distortion Through a Fan.[R]. ADP005469, 1987.

- 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] 胡伟波,程邦勤,陈志敏,等.整体涡旋流畸变对压 气机性能影响的研究[J].推进技术,2015,36(9): 1324-1330. (HU Wei-bo, CHENG Bang-qin, CHEN Zhi-min, et al. Investigation on Effects of Bulk Swirl Distortion on Compressor Performance [J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(9): 1324-1330.)
- [9] 张 磊,程邦勤,纪振伟.整体涡旋流畸变下的压气机失速机理分析[J].空军工程大学学报(自然科学版),2008,19(1):20-25.
- [10] 屠宝锋,胡 骏,张 凯,整体涡对跨声速单转子性
  能和稳定性影响[J]. 航空动力学报,2016,31(9):
  2233-2238.
- [11] 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. (ZHANG Lei, CHENG Bang-qin, WANG Jiale, et al. Design and Numerical Simulation of a New Swirl Distortion Screen [J]. Journal of Propulsion Tech-

nology, 2018, 39(9): 2110-2120.)

- Gelder F, Schmidt F, Suder L. Design and Performance of Controlled-Diffusion Stator Compared with Original Double-Circular-Arc Stator [R]. SAE 1000-1012, 1987.
- [13] Strazisar J, Wood R, Hathaway D. Laser Anemometer Measurements in a Transonic Axial-Flow Fan Rotor[R]. NASA-TP-2879, 1989.
- [14] Castaneda J, Mehdi A, Cugno D D. A Preliminary Numerical CFD Analysis of Transonic Compressor Rotors when Subjected to Inlet Swirl Distortion[R]. ASME GT-2011-46560.
- [15] Niazi S. Numerical Simulation of Rotating Stall and Surge Alleviation in Axial Compressors [D]. Georgia: Georgia Institute of Technology, 2000.
- [16] Suder K L, Celestina M L. Experiment and Computational Investigation of the Tip Clearance Flow in a Transonic Axial Compressor Rotor [R]. ASME 94-GT-365, 1996.
- [17] Hah C, Rabe D C. Role of Tip Clearance Flows on Flow Instability in Axial Flow Compressors [R]. ISABE 2001– 1223.

(编辑:刘萝威)