

# 航空发动机进气旋流畸变研究综述

程邦勤, 王加乐, 冯路宁, 尉洋, 王志多, 李军  
(空军工程大学 航空工程学院, 西安 710038)

**摘 要:** 为完善和发展航空发动机进气旋流畸变研究体系,回顾了进气旋流畸变的产生与来源,概述了国内外模拟旋流畸变的方法。归纳总结了不同类型、不同结构的旋流畸变对压气机以及航空发动机性能和稳定性的影响。综合分析了当前旋流畸变研究存在的问题和困难,对旋流畸变的发展趋势进行了讨论,提出以下建议:发展可变式旋流畸变发生器;探究旋流畸变对发动机整机性能的影响机理,为有效扩稳打下基础;要利用多种途径开展旋流进气条件下的压气机/发动机扩稳研究;建立统一的旋流畸变评价指标,并纳入到综合畸变指数系统中;探索小畸变进气道的设计方法。

**关键词:** 旋流畸变; 压气机; 稳定性; 进气道/发动机匹配; 旋流畸变发生器

**中图分类号:** V231.3

**文献标志码:** A

## Review of aero-engine inlet swirl distortion research

CHENG Bangqin, WANG Jiale, FENG Luning,  
YU Yang, WANG Zhiduo, LI Jun  
(Aeronautics Engineering College,  
Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

**Abstract:** In order to improve and develop the research system of inlet swirl distortion of aero-engine, the generation and source of inlet swirl distortion were reviewed, and the methods of simulating swirl distortion at home and abroad were summarized. The influences of swirl distortion of different types and structures on the performance and stability of compressors and aero-engines were summarized. The existing problems and difficulties in the current study of swirl distortion were analyzed synthetically, and the development trend of swirl distortion was discussed. Following suggestions are given: a variable swirl distortion generator should be developed. It is necessary to investigate the influence mechanism of swirl distortion on engine performance to lay a foundation for extending stable working range of engine effectively. Many ways should be used to extend stable working range of compressor/engine under the condition of inlet swirl. A unified evaluation index of swirl distortion should be established and incorporated into the integrated distortion index system. The design method of small distortion inlet should be explored.

**Key words:** swirl distortion; compressor; stability; inlet/engine matching; swirl distortion generator

**收稿日期:** 2020-05-21

**作者简介:** 程邦勤(1972-),男,副教授,博士,主要从事航空发动机气动热力理论与应用研究。

**引用格式:** 程邦勤,王加乐,冯路宁,等.航空发动机进气旋流畸变研究综述[J].航空动力学报,2020,35(12):2465-2481. CHENG Bangqin, WANG Jiale, FENG Luning, et al. Review of aero-engine inlet swirl distortion research[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(12): 2465-2481.

进气道/发动机匹配问题历来是制约航空发动机研发的最主要问题之一,进气道为发动机提供的流场品质会直接影响发动机的性能和稳定工作状态<sup>[1-2]</sup>。而进气畸变是影响进气道/发动机匹配的主要影响因素,按照畸变参数,进气畸变可以分为总压畸变、总温畸变、旋流畸变、静压畸变、平面波和复合畸变等<sup>[3]</sup>,就目前研究现状而言,对发动机性能影响较大的主要是前三种畸变类型。

在进气畸变的研究历程中,最初旋流畸变并不是进气道/发动机相容性评估中的重点。这是因为早期推进系统结构简单,主要为直进气道,旋流畸变现象并不明显,研究人员认为总压畸变是机身与发动机不相容的根本原因,而旋流畸变是伴随着总压畸变产生的衍生现象<sup>[4-5]</sup>。此外,许多军用飞行器的发动机带有可以减弱旋流畸变的进口导流叶片。因此在早期,研究人员对进气畸变的研究主要集中于总压畸变或总温畸变。美国机动车工程师协会(SAE)已经分别于 1983 年和 1978 年颁布了关于燃气涡轮发动机进口总压畸变和总温畸变研究与评定方法的相关规范——ARP 1420 和 AIR 1419 等<sup>[6-7]</sup>。然而,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,旋流畸变逐渐地独立于总压畸变成为进气道与发动机相容性研究中面临的主要问题。但值得关注的是,旋流畸变并非单独存在,在发动机进口的畸变流场中,旋流畸变与总压畸变、总温畸变等同时存在。

20 世纪 70 年代起,战斗机对隐身性能的要求日益突出,以目前最先进的第五代战斗机为例,其典型的 4S 指标<sup>[8]</sup>为:高机动性(super maneuverability)、超声速巡航(super sonic cruise)、隐身(stealth)、超视距攻击(super avionics for battle awareness and effectiveness)。为满足上述性能,S 弯等曲折进气道由于隐蔽性好、雷达反射面积小等优势而广受设计者青睐,国内外的先进战斗机广泛采用了 S 弯进气道、埋入式进气道以及 diverterless supersonic inlet(DSI)等进气道。然而这些进气道在提高战斗机隐身性、机动性、减轻战斗机质量的同时,其弊端也不可避免地凸显出来,进气道出口的旋流畸变会直接威胁到发动机的稳定工作。例如,20 世纪 70 年代,欧洲研制狂风(Tornado)战斗机便采用了 S 弯进气道,在研制过程中开展了充分的总温、总压畸变评估。在地面实验时,发动机工作稳定,但试飞过程中,在特定飞行条件下,发动机发生了喘振,后经调查,

直接原因就是旋流畸变。此外,战斧(Tomahawk)巡航导弹、F-35B 在试飞和使用过程中也都出现过因旋流畸变而导致发动机不稳定工作<sup>[9-10]</sup>。

本文对国内外发动机进气旋流畸变的研究现状进行了总结,重点对旋流畸变的来源、旋流畸变的模拟、旋流畸变对压气机和发动机性能影响以及旋流畸变的抑制等方面进行了归纳和提炼,并指出当前旋流畸变研究中存在的问题以及下一步发展趋势。

## 1 旋流畸变的来源

旋流畸变通常由翼身融合体飞机、埋入式弯曲型进气道以及机身和地面形成的发动机吸入涡产生,当发动机进口气流角分布不均匀时会出现进口旋流畸变。迄今为止,研究已发现十余种不同的旋流畸变。S-16 委员会于 2010 年编写并颁布了旋流畸变评价的相关标准——AIR 5868《A methodology for assessing inlet swirl distortion》<sup>[10]</sup>,标准将旋流畸变分为四种主要的类型:整体涡旋流畸变、对涡旋流畸变、集中涡(缠绕涡)旋流畸变和横向涡旋流畸变,其中整体涡和对涡旋流畸变是最常见的形式,在现役绝大多数战斗机进气道中都会产生。而集中涡和横向涡旋流畸变是较为特殊的旋流,一般只在特定的条件下产生。如集中涡一般在地面或近地条件下吸入地面旋涡时产生。横向涡一般在特殊设计的涡轮螺旋桨发动机或升力风扇进气道中产生。强烈的旋流畸变对于推进系统性能和稳定性有较大影响<sup>[10-11]</sup>。

在介绍旋流畸变的类型之前,需介绍一个重要的定义:旋流角。将旋流角( $\gamma$ )定义为发动机进口气流的周向速度分量与轴向速度分量之比。旋流角的定义式为

$$\gamma = \arctan\left(\frac{U_{\theta}}{U_x}\right) \quad (1)$$

式中  $U_{\theta}$  表示气动交界面(AIP)上某点周向速度分量, $U_x$  表示 AIP 上某点轴向速度分量。

下面介绍四种主要类型的旋流畸变及其产生来源。

### 1.1 整体涡旋流畸变

整体涡旋流畸变是进气道旋流畸变的基本形式之一,在布置有 S 型进气道或者做战术机动产生攻角或侧滑角的飞机中广泛存在。当发动机进口气流都沿同一方向旋转时就会形成整体涡旋流畸变。如果气流旋转方向和压气机旋转方向相同,则称之为正向(或同向)整体涡旋流畸变,如图

1(a);反之,如果旋转方向相反则称之为负向(或反向)整体涡旋流畸变,如图 1(b)。其中  $\gamma$  和  $\theta$  分别代表旋流角和周向位置。

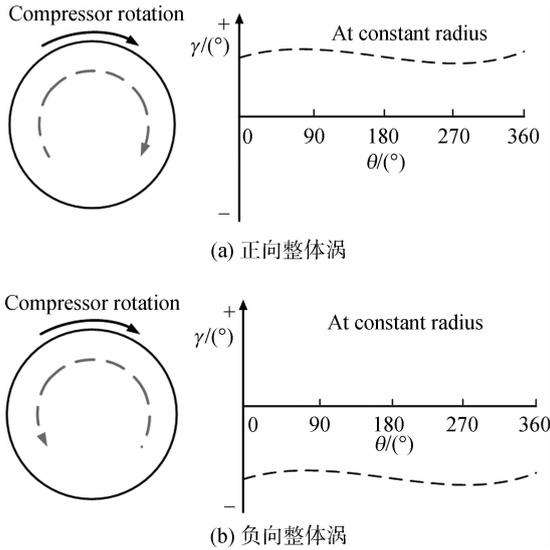


图 1 整体涡旋流畸变周向速度矢量和旋流角周向分布<sup>[12]</sup>

Fig.1 Circumferential velocity vectors and circumferential distribution of swirl angle produced with bulk swirl distortion<sup>[12]</sup>

整体涡旋流畸变可以由许多进气道外部或内部机械装置产生,并且此类旋流畸变对外部流动条件较为敏感。例如,当外部产生的大尺度旋流被吸入皮托式进气系统(Pitot-style inlet system),AIP上就会产生整体涡旋流畸变,如图 2 所示。这种大尺度的外部旋流可能由外部机身部件产生,比如说翼尖旋涡或者侧滑时机身产生的旋流。而内部机械装置产生整体涡旋流畸变是进气系统几何特征与来流条件共同作用的结果。例如,整体涡旋流畸变可能在辅助动力装置(auxiliary power unit,APU)、航海和工业发动机上比较常见的腔

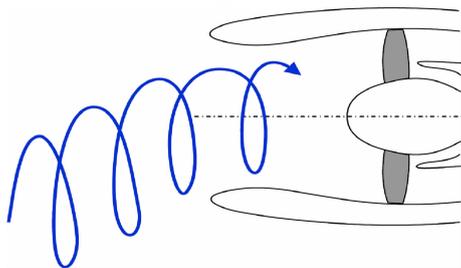


图 2 大尺度旋流吸入进气道产生整体涡旋流畸变示意图<sup>[10]</sup>

Fig.2 Bulk swirl distortion generated by ingesting a large scale vortex into the inlet<sup>[10]</sup>

室型进气道中形成发展。以横向流条件下的腔室型进气道(plenum-style inlet)为例,说明进气旋流畸变在进气室中的发展。如图 3 所示,横向流以与旋转轴正交的方向进入腔室型进气道将导致压气机进口整体涡旋流畸变的形成。

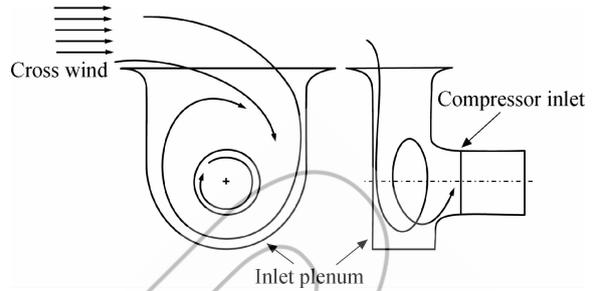


图 3 横向流条件下腔室型进气道中整体涡旋流畸变的形成<sup>[10]</sup>

Fig.3 Bulk swirl distortion generated in plenum-style inlet in cross wind<sup>[10]</sup>

S 弯进气道是另一种常见的产生整体涡旋流畸变的进气装置。出于隐身性能考虑,一些高性能战斗机和巡航导弹常采用这种进气道。当含有静压梯度的 S 弯气流与转折面相互作用,会产生与转折面正交的总压梯度,来流经过这一非轴对称的总压梯度就会产生整体涡旋流畸变。和正交于转折面的压力梯度相关的旋涡是出口转折面整体涡旋流畸变产生的必要条件。

导致 S 弯进气道整体涡旋流畸变开端的总压梯度来源于进气道进口处当地的气流分流。图 4 给出了横向流条件下一个 S 弯进气道沿竖直线垂直旋转后的示意图。如图所示,由横向流气流分离(垂直于管道转折面向外)产生的一个低压区导致了低能流周向迁移到管道转折面的内半径处。迁移导致了一个顺时针(从前向后看)的整体涡。相反方向的横向流会产生旋转方向相反的整体涡。横向流可能产生不同类型的整体涡旋流畸变,这取决于发动机的旋转方向。

狂风战斗机在试飞中屡次出现发动机不稳定的情况,研究发现导致其不稳定的原因是旋流畸变。这种战斗机进气道的特点是安装在侧边,并带有一个水平的转折面,如图 5。起飞时高流动性气流的摄入可能导致底部唇口气流分离,分离在水平转折面向外方向产生低压区域,当这一低压低能流通过进气道转折面并向内半径迁移时,就为整体涡旋流畸变的形成创造了必要条件。左侧和右侧进气道(从后向前看)将在 AIP 上产

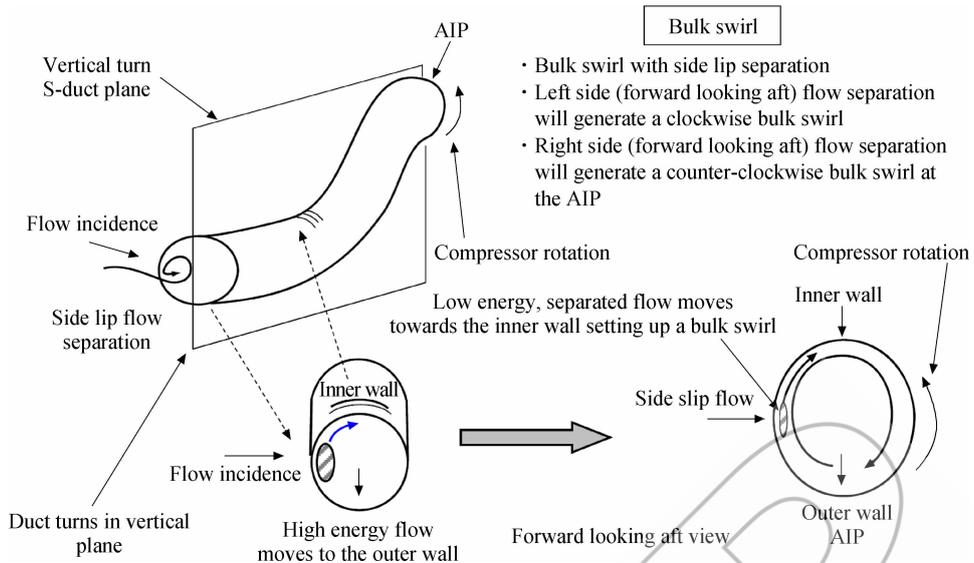


图 4 横向流条件下垂直转折型进气道产生整体涡旋流畸变示意图<sup>[10]</sup>

Fig. 4 Inlet duct with a turn will generate a bulk swirl distortion pattern in cross wind<sup>[10]</sup>

正向整体涡旋流。

超声速工作时,相同的侧面布局进气道在顶部唇口分离条件下会产生与起飞时相反的整体涡旋流畸变。在图 5 给出的例子中,当底部唇口气流在大攻角条件分离时,左侧发动机会经历一个负向的整体涡旋流畸变。如果在超声速飞行时唇口顶部分离,每个进气道产生的整体涡旋流畸变方向和图 5 中给出的相反,这时右侧发动机遭遇负向整体涡旋流畸变。

### 1.2 对涡旋流畸变

从产生旋流畸变的条件和实际情况来看,对涡旋流畸变是最常见的旋流畸变类型。对涡旋流畸变的形成可以从压力梯度和动量的角度解释。如图 6 上方 A 区域所示,能量分布均匀的理想流体经过弯道,静压随着转折半径的增加而增加,以此来平衡朝着壁面外侧的离心力,同时壁面外侧流体的速度相应减小。相反壁面内侧静压降低,同时流体速度相应增大。

由于从壁面到核心区流体速度从零变化到最大值,因此实际上流体经过弯道时伴随着不均匀的动量分布。加速移动的核心流在离心力和压力作用下导致核心区向着弯道外侧偏离。靠近弯道外侧的流体必须和逆压梯度达到协调,如图 6 上方 A 区域所示。靠近外侧的近壁面低能流体不能穿过逆压梯度,转而移向弯道内侧的低压区域。低能流向弯道内侧移动,高速核心流向弯道外侧移动,这两者结合建立了两个二次流单元,如图 6 下方 B 区域所示。

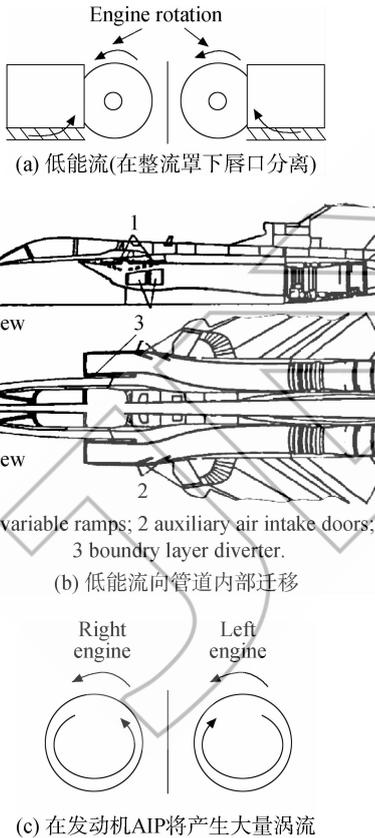


图 5 狂风战斗机两侧进气道产生异向整体涡旋流畸变示意图<sup>[10]</sup>

Fig. 5 Opposite bulk swirl distortion pattern generated by two side inlets of Tornado fighter<sup>[10]</sup>

生整体涡旋流畸变,但是因为进气道转折方向相反,所以它们各自产生的整体涡旋方向相反。由于左侧和右侧发动机沿同一方向旋转,因此一个进气道将产生负向整体涡旋流,而另一个产生

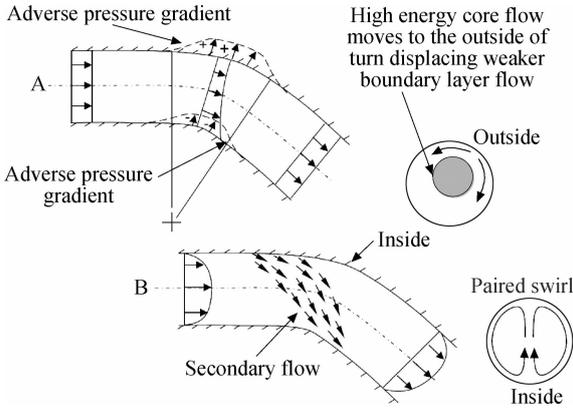


图 6 弯道中对涡旋流畸变形成的示意图<sup>[10]</sup>  
 Fig. 6 Formation of paired swirl distortion in a duct bend<sup>[10]</sup>

流体经过一个转折面将产生一组对涡旋流畸变(每转一组),流体经过两个转折面将产生两组对涡旋流(每转两组)。每转一组对涡旋流表示经过一个旋转周期,每个风扇/压气机叶片遭遇一组对涡旋流;每转两组对涡旋流表示经过一个旋转周期,每个叶片遭遇两组独立的对涡旋流。图 7 给出了每转一组对涡和每转两组对涡的横截面示意图及其旋流角的周向变化。

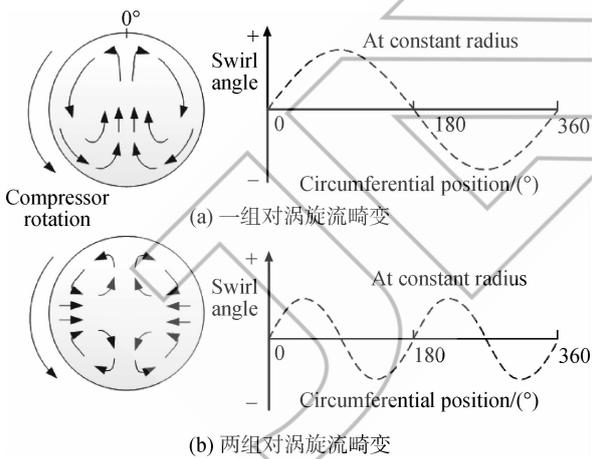


图 7 对涡旋流畸变的速度投影矢量图<sup>[12]</sup>  
 Fig. 7 Projected velocity vectors produced with paired swirl distortion<sup>[12]</sup>

另一种常见的对涡旋流畸变来源是腔室型进气道,这种进气道在 APU 上比较常见。图 8 给出了一个典型的腔室型进气道,可以看到腔室聚集气流并使其沿管道侧壁偏转,最终驱使气流进入压气机喇叭口,图中腔室上部开放入口的箭头指示了来流的方向。

对涡旋流畸变根据上游进口几何条件和气流条件可能会有不同的形式,这表现为旋流角沿周

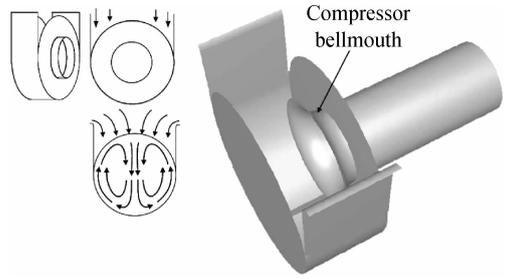


图 8 由腔室型进气道产生的对涡旋流畸变<sup>[12]</sup>  
 Fig. 8 Plenum-style inlet generated paired swirl distortion<sup>[12]</sup>

向的分布情况,如旋流角的周向平均值是否为零。在横截面周向速度矢量上这种不同表现为周向速度矢量是否成轴对称。一般情况下,根据环面某一半径处的旋流角周向分布还不足以确定整个环面的旋流情况,需要从叶根到叶尖选择不同径向位置进行旋流角测量,进而确定整个环面的旋流情况,如图 9。此外,受上游几何或者横向流条件影响,对涡旋流畸变可能会转变为整体涡旋流畸变。

上文描述了一些能产生显著对涡旋流畸变的

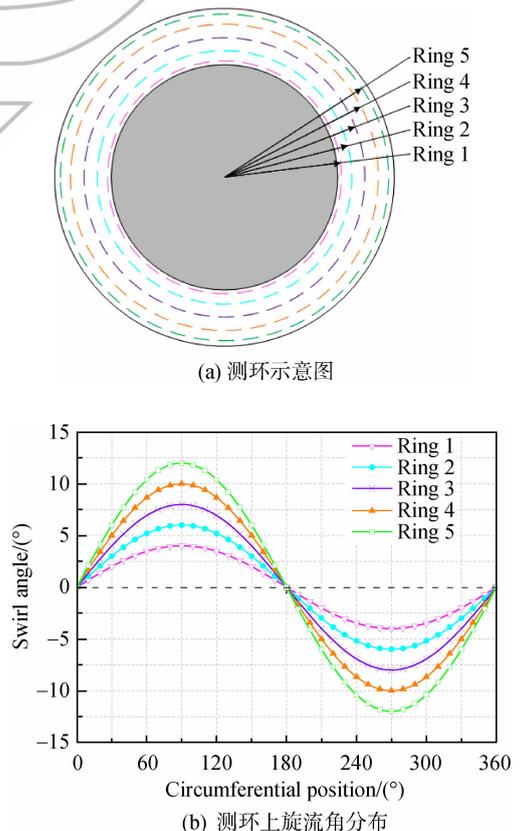


图 9 环面对涡旋流畸变模式示意图<sup>[12]</sup>  
 Fig. 9 Paired swirl distortion pattern on measuring rings<sup>[12]</sup>

进气装置,如 S 弯进气道、腔室型进气道等。除此之外,还有其他一些可以产生旋流畸变的情况,如横截面为圆形的直进气道在风扇或者压气机前的 AIP 也可能发展出对涡旋流畸变。当发动机上游气流带有总压畸变时,该气流在进入压气机之前会发生重新分布。这是因为压气机进口需要一个依赖于出口条件的特定换算流量分布。气流重新分布的过程导致发动机入口气流发生偏转,此时如果上游总压畸变是非轴对称的,就会产生弱对涡旋流畸变。

### 1.3 集中涡旋流畸变

地面进气旋流会引起一些问题,如发动机吸入异物和稳定裕度损失,因此地面进气旋流也成为许多研究的课题之一<sup>[13-16]</sup>。集中涡是一种分布较为紧密的旋涡,它可以由许多机械装置产生。同整体涡和对涡旋流畸变相比,它的作用范围较小。通常来说,集中涡旋流畸变会伴随周向总压畸变,严重的低压区会导致发动机喘振。同时由于进口条件的影响,进口旋流的位置非常不稳定,因此集中涡旋流畸变通常是时变的。飞行器边条翼上游或扩展翼前缘产生的翼尖涡以及吸附于地面或者机身的旋涡等都是常见的集中涡旋流畸变来源。

在地面或近地工作时,发动机中形成的旋涡被称为地面进气旋涡或地面旋涡。一般而言,地面进气旋涡的形成需要三个必要条件:聚集气流的进气装置、附着旋涡的地面驻点和来流涡量。以地面工作的飞机为例,进气道提供了聚集气流的装置,跑道表面提供了旋涡附着点,地面的边界层气流提供了需要的来流涡量。另外,集中涡也可能附着于除地面外的其他表面。如图 10,对于安装在机身的发动机,虽然其进口相对远离地面,但是较为靠近机身表面,在飞行器静止或近静止工作状态时,机身与进气道之间或者机翼表面上游与进气道之间可能形成集中涡旋流畸变。

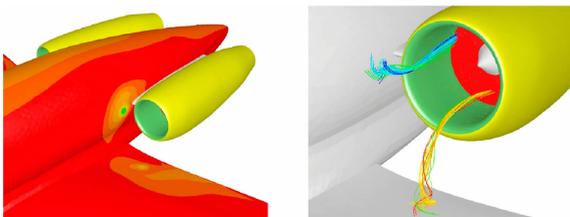


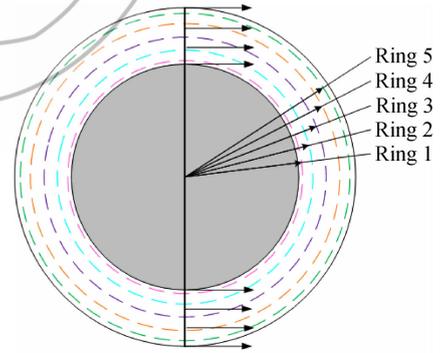
图 10 装于机身的发动机产生的集中涡示意图<sup>[10]</sup>

Fig. 10 Engine generates tightly-wound paired vortex<sup>[10]</sup>

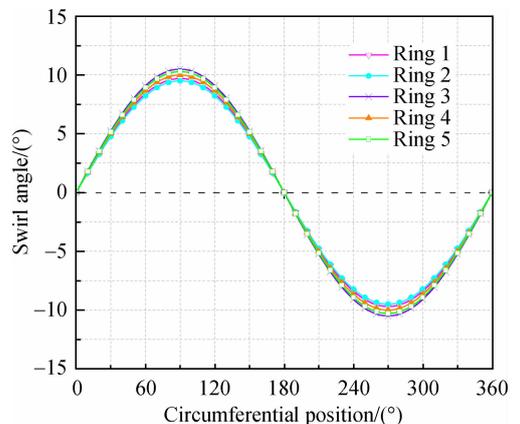
研究表明集中涡旋流畸变的形成依赖于周围环境的涡源、相对风向、风强度和邻近进气道的地平面驻点。风吹过地面或者到达进口的气流有一个垂直或水平速度分量会在发动机远上游形成剪切气流,远上游的剪切气流实际上就是一种旋涡。地面旋涡可以在无风、迎风、侧风和顺风条件下形成,其大小和范围受风向的影响。一般情况下,侧风条件下产生的旋涡强度明显高于无风条件。此外,风向和速度也会影响 AIP 上集中涡旋流畸变的位置<sup>[17]</sup>。

### 1.4 横向涡旋流畸变

布局短直进气道的发动机在遭遇横向流时可能会产生横向涡旋流畸变,在升力风扇、涡桨和涡轴发动机上比较常见,它有别于对涡旋流畸变。对涡旋流畸变旋流角大小和方向沿径向可能有较大变化(图 9),而横向涡旋流畸变旋流角大小和方向沿径向的变化较小(图 11)。横向涡比值可以用进气旋流周向速度与轴向速度之比来表示(即旋流角的正切值)。



(a) 测环示意图



(b) 测环上旋流角分布

图 11 环面横向涡旋流畸变模式示意图<sup>[12]</sup>

Fig. 11 Cross-flow swirl distortion pattern on measuring rings<sup>[12]</sup>

## 2 旋流畸变的评定

在发动机的研制过程中,对发动机进行稳定性评估的主要目的是对飞行包线内所有可能出现的进气畸变进行测试评估,在最严重的畸变条件下实现可接受的发动机稳定工作范围,保证推进系统在整个飞行包线内稳定工作,在发动机的整个生命周期内不会出现重大的稳定性问题<sup>[3,18-19]</sup>。为实现这个目的,采用适当的畸变评价指标对畸变特征进行捕捉进而评估畸变对发动机的影响是十分必要的。文中第 1 节中介绍到旋流畸变主要分为整体涡旋流畸变、对涡旋流畸变、集中涡旋流畸变和横向涡旋流畸变四类主要类型,采取的旋流畸变评价指标应能辨别出不同的旋流流场,并能评判旋流强度等信息。

在早期,国内外针对畸变流动的研究主要集中于压力畸变,因此当时提出的发动机综合畸变指数也是基于压力这一参数提出的,例如俄罗斯提出的发动机进口流场的综合畸变指数( $W$ ),要求进气道实验所获得的最大畸变指数低于规定值。我国军标也有动态畸变指数、稳态畸变指数以及综合畸变指数等,相应的欧美国家也有各自的畸变指数。而随着 S 弯等弯折较多的进气道出现后,研究人员发现仅仅依赖基于压力、温度等参数所建立的畸变指数无法很好地解决新的问题,因此针对旋流畸变问题,国内外前后提出了多种评定方式和评价体系。

Aulehla<sup>[20]</sup>在表征旋流特性时用了 $\bar{\tau}_{87}$ 这一参数,其意为位于径向位置为 $0.87R_{\max}$ 处的气流切向流动角的平均值, $R_{\max}$ 为进气道出口半径。郭荣伟等也于 1982 年仿照压力畸变评价指标 $DC_{60}$ 建立了旋流指数 $SC_{60}$ <sup>[21-22]</sup>

另外还有一些研究人员根据研究的不同装备提出了相应的评价指标,但得到普遍认可和关注的主要有以下两种评价指标。

### 2.1 基于 $\bar{\tau}_{87}$ 的评价指标

彭成一等<sup>[23]</sup>认为在旋流畸变领域,整体涡旋流畸变是影响发动机稳定性的最主要旋流类型,但研究人员对普遍存在的对涡旋流也相当关心,结合狂风战斗机进气道/发动机相容性问题解决经验,选取 $0.87R_{\max}$ 处进行参数测量和相关评定。其中整体涡强度用 $\bar{\tau}_{87}$ 表示, $\bar{\tau}_{87}$ 为 $\tau_{87}$ 的平均值, $\tau_{87}$ 为 $0.87R_{\max}$ 处的切向分速与管道流速的比值,此比值由气流切向角 $\delta$ 决定,即 $\tan\delta$ 。计算分析中,

为了分析方便起见,直接采用 $\delta$ 来表征 $\bar{\tau}_{87}$ 的数值。

旋流畸变评价指标为  
整体涡指数

$$S_{cb} = \frac{\bar{\tau}_{87}}{|\tau_{87}|_{\max}} \quad (2)$$

对涡强度

$$\tau_{ct} = \frac{\tau_{87,\max} - \tau_{87,\min}}{2} \quad (3)$$

对涡指数

$$S_{ct} = \frac{\tau_{87,\max} - \tau_{87,\min}}{2|\tau_{87}|_{\max}} \quad (4)$$

式中 $S_{cb}$ 与 $S_{ct}$ 的意义在于它们鲜明地给出了旋流流场在纯整体涡状态和纯对涡状态之间所居的位置,即:纯整体涡时, $S_{cb} = 1, S_{ct} = 0$ ;纯对涡时, $S_{cb} = 0, S_{ct} = 1$ 。

上文中的评价指标和测量位置的选取参考了狂风战斗机的研制经验,但对于不同的发动机类型,若仍选取 $0.87R_{\max}$ 位置进行测量,其可靠性和准确性便无法保证。

### 2.2 AIR 5686

S-16 委员会于 2010 年所公布的标准 AIR 5686<sup>[10]</sup>给出了最新的旋流畸变评价指标体系,也是当前最具权威和普适性的一套标准,为建立统一的旋流畸变评价体系起到了巨大的推动作用。

SAE<sup>[24-26]</sup>提出通过将畸变评价指标与压气机的性能变化相关联,以量化畸变对特定类型发动机性能和稳定性的影响,为日后新型发动机的设计研究提供参考。这就要求畸变评价指标必须能够捕捉到畸变的所有关键特征,并且独立于特定类型的进气道、机身以及发动机。在建立了某类畸变的全面数据信息后,其他类型畸变的信息也可以类似地推断出来,这就使得一种发动机的研发经验可以用于其他相似类型发动机的研发过程,进而大大节约了研发成本。

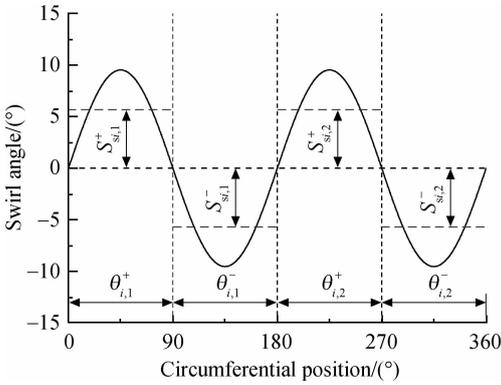
SAE 提出的旋流畸变评价标准是在旋流角的基础上,采用三个指标和两个子参数对旋流畸变进行评价。三个指标分别为旋流扇区、旋流强度和旋流方向,一个子参数为周向范围<sup>[27]</sup>。

从 AIP 的测环上可以得到测环上的旋流角分布例如图 12 所示。

1) 旋流扇区

测环上旋流扇区的计算式为

$$S_{si,1}^+ = \frac{1}{\theta_{i,1}^+} \int_{\theta_{i,1}^+} \gamma(\theta)_i d\theta \quad (5)$$

图 12 测环上旋流角分布<sup>[27]</sup>Fig. 12 Distribution of swirl angle on measuring ring<sup>[27]</sup>

$$S_{si,2}^+ = \frac{1}{\theta_{i,2}^+} \int_{\theta_{i,2}^+} \gamma(\theta)_i d\theta \quad (6)$$

$$S_{si,1}^- = \frac{1}{\theta_{i,1}^-} \int_{\theta_{i,1}^-} \gamma(\theta)_i d\theta \quad (7)$$

$$S_{si,2}^- = \frac{1}{\theta_{i,2}^-} \int_{\theta_{i,2}^-} \gamma(\theta)_i d\theta \quad (8)$$

图 12 表示该环线上有两个正旋流扇区和两个负旋流扇区,旋流扇区定量地表示正向旋流角在该环线上的平均值  $S_s^+$  和负向旋流角在该环线上的平均值  $S_s^-$ 。

## 2) 旋流强度

测环上旋流强度的计算式为

$$I_s(i) = \frac{\sum_{k=1}^m (S_{si,k}^+ \cdot \theta_{i,k}^+) + \sum_{k=1}^m (|S_{si,k}^-| \cdot \theta_{i,k}^-)}{360} \quad (9)$$

旋流强度  $I_s$  描述了在给定的环线上由旋流造成的周向流动偏离轴向流动的畸变水平。

## 3) 旋流方向

测环上旋流方向的计算式为

$$D_s(i) = \frac{\sum_{k=1}^m (S_{si,k}^+ \cdot \theta_{i,k}^+) + \sum_{k=1}^m (S_{si,k}^- \cdot \theta_{i,k}^-)}{\sum_{k=1}^m (S_{si,k}^+ \cdot \theta_{i,k}^+) + \sum_{k=1}^m (|S_{si,k}^-| \cdot \theta_{i,k}^-)} \quad (10)$$

旋流方向表征了在给定环线上旋流的整体趋势,标准正向整体涡旋流畸变的旋流方向为 1,标准对涡旋流畸变的旋流方向为 0。

## 4) 旋流组数

测环上旋流组数的计算式为

$$P_s(i) = \frac{\sum_{k=1}^m (S_{si,k}^+ \cdot \theta_{i,k}^+) + \sum_{k=1}^m (|S_{si,k}^-| \cdot \theta_{i,k}^-)}{2 \cdot \max\{S_{si,k}^+ \cdot \theta_{i,k}^+, |S_{si,k}^-| \cdot \theta_{i,k}^-\}_{k=1, \dots, m}} \quad (11)$$

旋流组数表示在给定的环线上正向和负向旋流

区域的相对组数。标准整体涡旋流的旋流组数为 0.5,标准对涡旋流的旋流组数为 1。

相比于  $\bar{\tau}_{s7}$  旋流评价指标, AIR 5686 给出的评价指标更具普适性,但仍存有缺陷。对进气畸变进行评定时通常需要提取压气机前 AIP 各测环上的流场畸变信息,对于总压畸变, AIP 通常设置在压气机进口前 1.5 倍外径处<sup>[7]</sup>;对于旋流畸变, SAE 对 AIP 的选取进行了广泛测试,但由于进气系统气动条件较为复杂, AIP 位置的选取仍存在争议,需要根据特定的机身、进气道和发动机的构型进行选取<sup>[10]</sup>。

## 3 旋流畸变的模拟方法

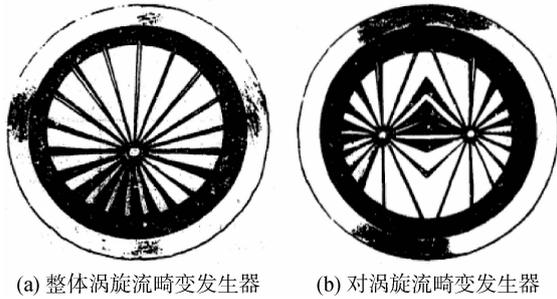
在进行旋流畸变对发动机性能和稳定性影响的实验研究时,一些小型飞行器或发动机可以直接在风洞中模拟在飞行条件下由机身或进气道产生的旋流畸变,但对于大型飞行器,在地面实验条件下模拟实际飞行条件下形成的旋流畸变难度较大,成本较高,有些甚至在地面实验条件下无法实现。因此,为了降低地面实验的难度和成本,研究人员通常会设计旋流畸变发生器模拟旋流畸变,将发动机与旋流畸变发生器相连接,通过发动机进口前的旋流畸变发生器产生旋流,测试发动机性能和稳定性的变化情况,旋流畸变发生器的一般设计过程为:由进气道出口目标旋流场选择合理的旋流畸变发生器的类型,迭代设计旋流畸变发生器并采用数值模拟进行大量的数值实验,然后进行缩比模型吹风实验而最终完成旋流畸变模拟器的设计或进一步修改。

已有的旋流畸变发生器主要包括以下四种类型。

### 3.1 转向叶片法

狂风战斗机研制后不久, Genssler 等<sup>[24]</sup>就提出了为发动机地面实验设计旋流畸变发生器的两种方法。其中一种方法是采用类似于发动机进口导流叶片的转向叶片来产生旋流,图 13 展示了这种类型的旋流畸变发生器,其中图 13(a)能够产生整体涡旋流畸变,图 13(b)能够产生对涡旋流畸变。

采用这种旋流畸变发生器产生的整体涡和对涡旋流畸变与所需求的旋流场在形状上能够大致匹配,但是在流场细节上,例如旋流角在截面上的分布仍与目标旋流场存在较大差异,这种差异在对涡旋流场中尤为明显。作者认为这是由于旋流

图 13 叶片式旋流畸变发生器<sup>[24]</sup>Fig. 13 Vane type swirl distortion generator<sup>[24]</sup>

畸变发生器采用直叶片的缘故,尤其是在大角度旋流区域,如果采用弯曲型叶片则能够更加准确地模拟所期望的旋流场。但以当时的制造工艺很难精确实现弯曲型叶片的几何结构细节,而现代的数字化工制造艺则更适合这种复杂几何结构的转向叶片。

继 Genssler 之后,Flitcroft 等<sup>[28]</sup>和 Govardhan 等<sup>[29]</sup>采用相似的旋流畸变发生器研究了整体涡旋流畸变对压气机性能的影响。与之前的研究类似,他们并没有生成在实际中由机身和进气道产生的特定类型的旋流畸变,而是设计了两种最大旋流角分别为  $8^\circ$  和  $10^\circ$  的整体涡旋流发生器,由于研究的重点在于风扇性能的变化情况,所以并没有对旋流畸变发生器产生的旋流场进行量化分析。

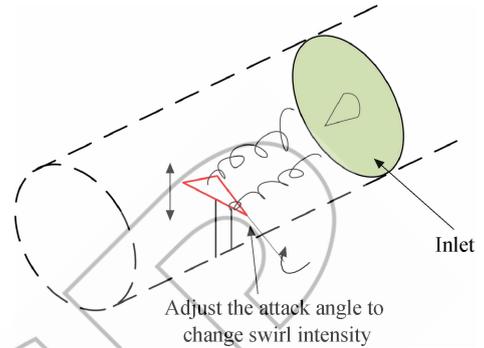
在国内,研究人员也基于转向叶片法模拟整体涡和对涡等旋流结构。中国飞行试验研究院的姜健、邓小宝、叶飞等<sup>[25,30-31]</sup>设计了一种叶片式旋流畸变发生器,通过改变叶片构型和布局能够产生不同强度的整体涡、对涡以及偏移对涡。屠宝锋等<sup>[32]</sup>设计了一款可调叶片式旋流畸变发生器,通过改变叶片组数和叶片出口转角来改变旋流的种类和强度。空军工程大学的李军团队<sup>[33-34]</sup>也基于叶片式旋流畸变发生器开展了不同结构的旋流模拟。

从上述研究中可以得知,转向叶片法制作简单,对工艺要求较低,在当时加工工艺较低的背景下,较好地实现了整体涡和对涡旋流的模拟。但采用转向叶片仅能够生成一般样式的整体涡和对涡旋流,这种方法不适用于产生更为复杂的旋流畸变场,例如在实际飞行中由机身和进气道产生的特定结构形式的旋流畸变流场。

### 3.2 三角翼法

Genssler 等<sup>[24]</sup>的研究表明,具有一定攻角的

三角翼能够产生对涡旋流,对涡旋流的强度与三角翼的攻角相关。如图 14 所示,Pazur 和 Schmid 等<sup>[35-36]</sup>在风洞中设置三角翼并通过改变攻角产生了不同强度的对涡旋流,进而研究了对涡旋流畸变对压气机性能的影响,结果表明对涡旋流畸变使压气机的性能下降,效率降低。

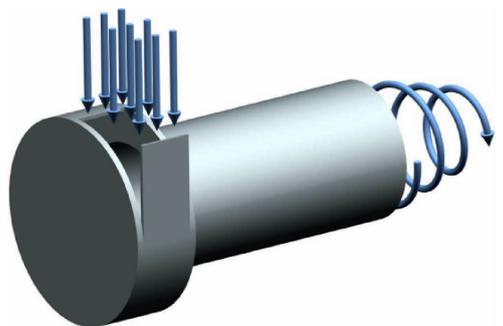
图 14 三角翼式旋流畸变发生器<sup>[35]</sup>Fig. 14 Delta wing swirl distortion generator<sup>[35]</sup>

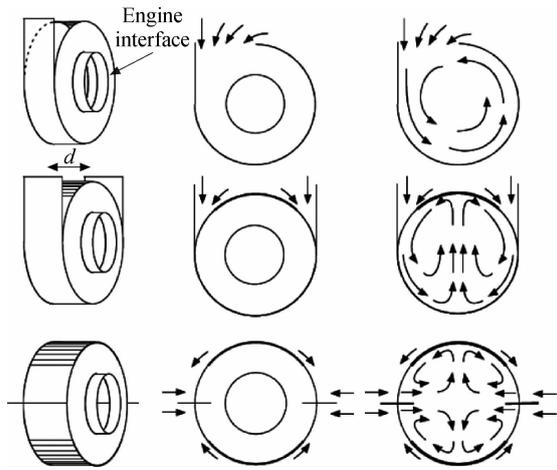
三角翼式旋流畸变发生器与转向叶片法相比,结构更加简单,能够方便地调节对涡的强度和位置,并且加工制造的成本低、周期短。但其弊端也十分突出,这种类型的旋流畸变发生器生成的旋流种类比较单一,只适用于产生对涡旋流,不能模拟出在实际飞行中产生的复杂结构形式的旋流类型。

### 3.3 旋流腔法

另一种产生旋流畸变的方法是使用旋流发生管道,又称之为旋流腔。旋流腔的原理是使气流从一定的角度进入旋流腔,通过改变腔室调节板的数量、尺寸和位置在腔室出口产生不同类型的旋流畸变,其中一种整体涡腔室型旋流畸变发生器的结构如图 15 所示。

如图 16 所示,通过改变旋流腔的进气方式可以得到不同类型的旋流畸变。Sheoran 和 Boul-

图 15 腔室型旋流畸变发生器<sup>[37]</sup>Fig. 15 Chamber swirl distortion generator<sup>[37]</sup>

图 16 腔室型旋流畸变发生器的工作原理<sup>[37]</sup>Fig. 16 Working mechanism of chamber swirl distortion generator<sup>[37]</sup>

din 等<sup>[37-38]</sup>对设计的旋流腔进行 CFD 数值模拟,得到了几种不同类型的旋流畸变,包括整体涡、对涡及偏移对涡旋流畸变。

在此之后, Davis 等<sup>[39]</sup>拟采用腔室型旋流畸变发生器与 F109 涡扇发动机联合实验以测试旋流畸变对发动机的影响,但由于旋流腔产生的旋流畸变控制难度很大,因此仅进行了腔室型旋流畸变发生器的测试,最终放弃了与 F109 发动机的联合实验。

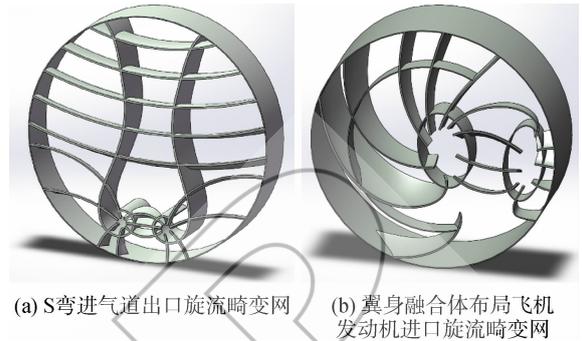
在国内,空军工程大学的程邦勤团队<sup>[40]</sup>利用腔室型旋流畸变发生器模拟不同强度的整体涡和对涡旋流畸变,并开展了旋流畸变对压气机性能影响的相关研究。

腔室型旋流畸变发生器的优点在于可以通过改变进气方式和调节挡板产生多种不同类型的旋流,并且腔室型结构在发动机前没有类似于转向叶片和三角翼这种易断裂和吸入发动机的不稳定结构。但是腔室型旋流畸变发生器仍然只能产生一般结构形式的旋流畸变场,不能模拟出在实际飞行中产生的复杂结构形式的旋流类型,并且只能对产生的旋流场进行粗略调整,不能对流场细节进行精确控制。

### 3.4 畸变网法

Hoopes 等<sup>[41]</sup>基于叶片法设计了旋流畸变网式的旋流畸变发生器。Nelson 等<sup>[42]</sup>利用 particle image velocimetry (PIV) 技术对采用畸变网法设计的旋流畸变发生器进行了流场测量,证明了该方法的有效性。可根据目标图谱设计相应的畸变网,结构稳定,模拟精度高。这种旋流畸变网的突破性在于可以模拟任意结构样式的旋流图谱,打

破了以往旋流畸变发生器只能模拟整体涡和对涡旋流的局限性。国内,空军工程大学的张磊等<sup>[43]</sup>也开展了相关研究,图 17 是根据某型 S 弯进气道出口旋流图谱以及某型翼身融合体布局飞机发动机进口旋流设计的旋流畸变网。

图 17 畸变网式旋流畸变发生器<sup>[43]</sup>Fig. 17 Stream vane swirl distortion generator<sup>[43]</sup>

虽然旋流畸变网法结构稳定,模拟精度高,控制简单,但是存在以下两个问题:

其一,旋流畸变网设计过程繁琐,需根据目标流场反复调整叶片稠度、弦长以及安装角等叶型参数。为提高设计效率,缩短设计时间成本,南京航空航天大学的叶飞<sup>[44]</sup>基于紊流涡模型以及线性叠加理论建立了旋流模拟理论模型,并编写了软件,输入旋流涡数量及相关旋流参数,即可较为准确地设计旋流畸变网。空军工程大学的王加乐等<sup>[45]</sup>基于所设计的可控扩散叶型(CDA 叶型)叶型,探究了叶片稠度、AIP 位置、安装角增量、马赫数以及圆形旋流畸变网的直径等参数对叶片生成旋流的影响,并拟合出计算公式,有效缩短了设计时间。

其二,每个旋流畸变网仅能模拟一个流场,而进气道在实际飞行中会随着飞机飞行姿态、飞行状态的变化产生大量的不同结构、不同强度的流场,若采用旋流畸变网来复现这些流场,必定需要设计大量的旋流畸变网,通过更换不同的旋流畸变网来实现不同的畸变流场模拟,若通过旋流畸变网模拟一个飞行包线进气道出口的所有流场,其模拟效率极低,每个旋流畸变网的利用程度极低,造成资源过度浪费,还要在实验台更换不同的旋流畸变发生器来模拟不同的目标流场,在实验时要频繁开关电动机或者频繁开车、停车,每次实验前调整校核实验台状况。如何构建一个模拟精度高、利用率高、适用性强的虚拟/模拟进气模型成为当前亟待解决的问题。

旋流畸变发生器通常安装在压气机前的圆形管道,当气流流经旋流畸变发生器后,会产生强度较大的旋涡,流场紊流度很高,随着产生的涡系结构向下游发展,在发展的过程中,由于涡系的掺混作用及管道附面层的阻滞作用,旋流强度将会降低,流场紊流度会降低,流场将更趋于均匀,因此在旋流畸变发生器下游的流场是变化的,这便要求在旋流畸变发生器下游选定一个合理而稳定的截面作为 AIP,在设计旋流畸变发生器时,应将目标流场与 AIP 的旋流场进行对比,在过去的研究中虽然对 AIP 的选取位置仍存有争议,但较普遍认为 AIP 选取在旋流畸变发生器下游 1 倍管径附近是较为合理的。

设计完旋流畸变发生器后,如何评价其性能的优劣也是研究人员关注的一个问题。首先应对比目标流场与 AIP 流场的整体图谱,主要对比速度矢量场与旋流角云图的相似程度。其次应在流场中设置测环(图 11),在测环的基础上,对比分析旋流角以及相关的旋流畸变评价指标,深层次地对比流场的相似程度,进而评判旋流畸变发生器的性能。

## 4 旋流场的测量

旋流畸变研究离不开旋流场的测量,无论是进气道出口旋流场或者是模拟器下游的旋流场,都必须进行旋流测量。与压力场、温度场的测量相比,旋流测量相对繁杂一些。目前传统的办法是多孔探针测量,例如最常用的五孔探针,这是一种非常实用、非常麻烦而技术含量又不高的测量方法,牵涉到小直径的多孔探针和探针靶研制、校准、实际测量等一系列繁琐的工作,当然也可以采用热线或其他可能的电子测量仪来测量。

本文重点介绍当前应用最广泛的五孔探针测量方法。一种五孔探针如图 18 所示<sup>[46]</sup>。

五孔探针是高效测量三维流场的有力工具,五孔探针根据使用方法可分为三类:全对向测量、半对向测量以及不对向测量。其中全对向测量要求探针中间的孔要完全对准气流,这是不容易做到的,因此很少采用此种测量方法。半对向测量的探针尾部带有角度盘,气流角  $\alpha$  可以通过该盘读出,实验中仅需测量偏转角  $\beta$  和气流速度大小。但该方法不利于将数据统一集成处理,当测量点较多,需测量的流场较为复杂时,大多采用不对向测量的方法。下面介绍两种不对向测量方案。

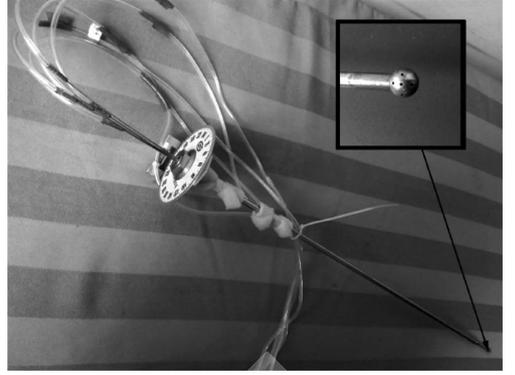


图 18 五孔探针<sup>[46]</sup>

Fig. 18 Five-hole probe<sup>[46]</sup>

### 4.1 不对向测量方案一

首先,根据探针标定的五个孔的数据,可计算获得俯仰角系数  $K_\alpha$  和偏航角系数  $K_\beta$ ,基于  $K_\alpha$ 、 $K_\beta$  和  $\alpha$ 、 $\beta$  可绘制特性网图  $K_\alpha$ 、 $K_\beta = f(\alpha, \beta)$ ,即可根据测量数据计算获得的  $K_\alpha$ 、 $K_\beta$  在特性网图中查到  $\alpha$  和  $\beta$ 。

图 18 展示了一种五孔探针的结构示意图,在探头上有五个孔,分别标为 1~5 号,对应的探针尾部接头的长度由短至长,测得的压力值编为  $p_1 \sim p_5$ 。其中  $K_\alpha$ 、 $K_\beta$  计算式如下:

$$K_\alpha = \frac{p_3 - p_1}{(p_2 - p_1) - (p_2 - p_3)} \quad (12)$$

$$K_\beta = \frac{p_5 - p_4}{(p_2 - p_4) - (p_2 - p_5)} \quad (13)$$

获得  $K_\alpha$ 、 $K_\beta$  便可在五孔探针特性网图  $K_\alpha$ 、 $K_\beta = f(\alpha, \beta)$  中查找相应的  $\alpha$  和  $\beta$ 。进一步计算速度系数  $K_v$ 。

$$K_v = \frac{\rho v^2 / 2}{p_2 - p_3} \quad (14)$$

根据  $\alpha$  和  $\beta$  可从五孔探针的速度特性图  $K_v = f(\alpha, \beta)$  中查找  $K_v$  值,再由公式可计算获得  $\rho v^2 / 2$ ,其中  $\rho$  代表当地大气密度,  $v$  代表当地气流速度。

根据  $p_1 \sim p_5$  可计算获得  $K_1$ 。

$$K_1 = \frac{p_1 - p_3}{p_2 - (p_1 + p_3 + p_4 + p_5) / 4} \quad (15)$$

根据  $K_1$  和  $\alpha$  可在总压特性图中查出总压系数  $K_0$ ,这样便可计算获得总压  $p_0$ ,再根据动压头便可计算获得静压,最终获得总压  $p_0$ 、静压  $p_s$  以及  $\alpha$ 、 $\beta$ 。

$$K_0 = \frac{p_2 - p_0}{p_2 - (p_1 + p_3 + p_4 + p_5) / 4} \quad (16)$$

$$p_s = p_0 - \rho v^2 / 2 \quad (17)$$

## 4.2 不对向测量方案二

方案的测量思路为,根据五个孔测量的压力,计算获得  $K_\alpha$ 、 $K_\beta$ ,便可在五孔探针特性网图  $K_\alpha$ 、 $K_\beta = f(\alpha, \beta)$  中查找相应的  $\alpha$  和  $\beta$ 。根据  $\alpha$  和  $\beta$  在五孔探针的总压特性图上  $K_0 = f(\alpha, \beta)$  上查到总压系数,计算总压,再根据  $\alpha$  和  $\beta$  从五孔探针的速度特性图上  $K_v = f(\alpha, \beta)$  查得动压系数,计算获得动压,最终获得静压。

俯仰角系数

$$K_\alpha = \frac{p_3 - p_1}{p_2 - (p_1 + p_3 + p_4 + p_5)/4} \quad (18)$$

偏航角系数

$$K_\beta = \frac{p_5 - p_4}{p_2 - (p_1 + p_3 + p_4 + p_5)/4} \quad (19)$$

总压系数

$$K_0 = \frac{p_0 - p_2}{p_2 - (p_1 + p_3 + p_4 + p_5)/4} \quad (20)$$

动压系数

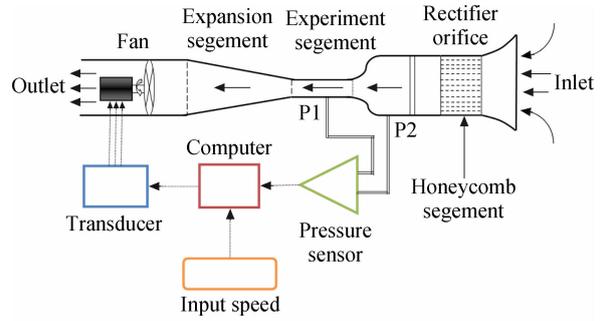
$$K_d = \frac{p_0 - p_s}{p_2 - (p_1 + p_3 + p_4 + p_5)/4} \quad (21)$$

速度系数

$$K_v = \frac{(p_1 + p_3 + p_4 + p_5)/4}{p_2} \quad (22)$$

五孔探针往往配合压力传感器与数据采集卡使用,五孔的压力通过压力传感器转为电信号,通过数据采集卡传输到计算机端,研究人员就可利用自行编写的程序批量处理数据,进而获得气流的俯仰角  $\alpha$ 、偏航角  $\beta$ 、总压以及静压,进而获得速度的大小和方向。

探针使用前均需在风洞中进行标定或校准,一种校准风洞如图 19 所示。风洞实验系统为一闭环系统。首先,压力传感器将实验段中气流的总静压差转化为电流信号,经模数转换后输送给计算机。计算机根据当前的大气密度以及压力传感器传来的信号,运算得到当前的风速。然后,计算机计算实际风速与设定风速的差值,并确定变频器的输出电压频率。最后,电动机根据变频器



(b) 直流吸气式风洞结构示意图

图 19 风洞校准系统<sup>[46]</sup>

Fig. 19 Wind tunnel calibration system<sup>[46]</sup>

输入的电压频率以某一转速运转。经过不断的反馈调整后,该风洞系统就可以得到给定的风速。

在实验中,首先调节风速,使风速处于稳定运行状态,并测量此时实验段中气流的总压  $p_0$  和静压  $p_s$ ;然后,调节转动结构使得探针处于不同的  $\alpha$  和  $\beta$  下,记录与探针五个孔相连接的压力传感器的输出电压;根据回归系数可以得到与传感器输出电压相对应的探针的五个孔的压力值。最后,画出相应的特性曲线。

值得注意的是,无论是三孔探针还是五孔探针,均存在一个测量范围,当前的标定技术手段,在  $\pm 25^\circ$  的范围中,测量误差较小,当测量的角度超出此范围,将会产生较大的误差。

## 5 旋流畸变对压气机性能的影响

迄今为止,国内外研究人员主要探究了旋流畸变对单级压气机或单转子性能的影响。而所研究的旋流类型大多为整体涡和对涡旋流畸变。

随着计算机性能的提高,研究人员能够绘制十分精细的网格,采用 CFD 技术对压气机进行整级数值模拟,因此做了很多关于进气畸变的 CFD 数值模拟研究。Hah 等<sup>[47]</sup>进行了关于动态总压畸变对跨声速压气机转子影响的非定常数值模拟研究。Gorrell 等<sup>[48]</sup>和 Hah<sup>[49]</sup>采用 LES (large eddy simulation) 模型探究了总压畸变对压气机性能的影响。但至今为止,仍然缺少对旋流畸变的高精度数值模拟研究,主要进行了一些低阶数值模拟分析。Davis、Nicholas 等<sup>[50-52]</sup>做了 F109 风扇对整体涡旋流畸变响应的 RANS (Reynolds average Navier Stoke) 数值模拟计算。Cousin 等<sup>[53]</sup>用平行压气机理论解释了整体涡和对涡旋流畸变对发动机性能的影响。Sheoran 等<sup>[54]</sup>采用设计得到的腔室型旋流畸变发生器与 ASE120 低压压气机级进行高精度联合数值模拟,采用滑动



(a) 直流吸气式风洞

网格法和转子冻结法探究了整体涡和对涡旋流畸变对压气机级气动性能的影响,研究表明,负向整体涡旋流畸变作用下,压气机的压比上升,效率下降,正向整体涡旋流畸变的影响则相反,此外,由于对涡旋流畸变中同时存在正向和负向旋流部分,压气机的效率降低,但压比和流量的降低程度比正向整体涡旋流畸变要小。

在国内,南京航空航天大学的刘华、屠宝锋等<sup>[55-58]</sup>通过设计叶片式旋流畸变发生器模拟旋流,采用数值仿真以及旋流畸变发生器与压气机直连的实验方法,研究了整体涡和对涡旋流畸变对跨声速压气机气动性能的影响。结果表明:旋流畸变会导致压气机稳定裕度降低,正向整体涡旋流使压比和堵塞点流量降低,效率增大,负向整体涡旋流使压比和堵塞点流量增大,效率降低,对涡旋流使压气机的压比、流量和效率均降低。空军工程大学的程邦勤团队<sup>[11,59-61]</sup>在数值仿真中通过直接设定压气机进口边界条件模拟整体涡旋流和对涡旋流,研究了旋流畸变条件下压气机的气动响应。空军工程大学的李军团队<sup>[33-34]</sup>开展了 S 弯进气道与高亚声速压气机的联合仿真,初步研究了进气道出口旋流对压气机稳定性的影响,结果表明 S 弯进气道出口形成的局部对涡旋流结构会影响转子叶片的部分叶顶区域,使压气机失速边界右移。并基于低速轴流压气机实验台开展了整体涡和对涡旋流畸变对压气机性能影响的实验,结果表明对涡旋流对压气机稳定性影响较大,对于性能影响较小。正向整体涡会降低增压能力,但同时增强压气机稳定性。负向整体涡会同时降低压气机稳定性和增压能力,危害较大。

## 6 旋流畸变的抑制

由于对旋流畸变的研究相对较晚,且评价体系不统一,对旋流畸变的限制措施,均来源于具体的装备型号在研究过程中的经验教训。因此,单对旋流畸变这一参数尚未建立起统一的限制标准,也未纳入到综合畸变指数的限制标准中。

由于旋流畸变会对发动机性能和稳定性造成严重影响,基于各型飞机和发动机的研发经验,业界内主要采用以下三种方法来减弱旋流畸变对发动机的影响。

1) 进口导流叶片:通常,设计人员会在发动机进口设置进口导流叶片来调节进气方向,减弱旋流畸变对压气机的影响<sup>[62]</sup>。虽然进口导流叶片能够降低发动机进口的旋流畸变程度,但同时

也伴随着一些问题,例如噪声增大、发动机的质量和长度增大以及导流叶片结冰等。

2) 压气机叶片构型调整:Goutines 等<sup>[63]</sup>的研究表明当压气机前两级采用更低展弦比的转子叶片时,压气机对旋流畸变的敏感度降低,稳定裕度增大 1%,并且减小压气机的级间间隙会降低级间旋流畸变的传递量,但这会导致叶片下游流场的湍流程度增大。

3) 流动控制技术:流动控制技术主要应用于减弱 S 弯进气道出口畸变水平,分为主动和被动流动控制技术,例如附面层抽吸装置的原理是利用主动流动控制技术吸除进气道壁面附面层内的低能流体,对进气道内部流动进行重塑以改善出口畸变水平<sup>[64]</sup>。常用的被动流动控制技术是在 S 弯进气道内表面流动分离点附近设置涡流发生器,使主流与附面层内低能流体相互掺混,抑制通道内的横向二次流,使得出口畸变水平得到改善<sup>[65-66]</sup>。

在旋流畸变产生机理及旋流畸变的抑制研究方面,主要集中于探究 S 弯进气道出口对涡旋流畸变的产生机理,以及利用流动控制技术对 S 弯进气道内部流场进行优化控制以改善进气道出口旋流畸变水平。中国飞行试验研究院的田晓平等<sup>[67]</sup>对某型 S 弯进气道内部流动细节进行了研究,得到了 S 弯进气道出口对涡旋流的产生和发展机理。张晓飞等<sup>[68]</sup>对不同飞行条件下的 S 弯进气道出口流场进行了对比分析,结果表明进气攻角不对 S 弯进气道产生的出口对涡旋流产生影响,但随着侧滑角增大,对涡旋流逐渐向整体涡旋流转变。徐诸霖等<sup>[69]</sup>采用 SAE 提出的旋流畸变评价指标,基于五孔探针旋转测量段研究了某型大 S 弯进气道的旋流畸变特性,结果表明该旋流畸变评价指标能够有效识别 S 弯进气道出口的对涡旋流结构。在对旋流畸变的抑制方面,哈尔滨工业大学的刘雷等<sup>[70-73]</sup>设计了一种半埋入式 S 弯进气道,采用附面层抽吸和吹除装置研究了主动流动控制技术对 S 弯进气道内部流场的优化作用,通过数值模拟方法对附面层抽吸以及吹除控制机理做了详细分析,对比了不同控制方案下的控制效果,结果表明采用附面层吹除和抽吸装置能显著提升 S 弯进气道气动性能,进气道出口旋流畸变水平得到明显改善。在被动流动控制方面,田晓平等<sup>[74-75]</sup>通过在 S 弯进气道内表面加装不同构型的涡流发生器抑制进气道内部流动分离,改善了进气道的气动性能,大幅减弱了进气道

出口旋流畸变水平。

## 7 旋流畸变的研究发展趋势

目前国内外对于旋流畸变的研究主要集中于两个方面:一是旋流场的模拟,即旋流畸变发生器的设计。前期研究人员主要将精力集中于模拟整体涡和对涡这两种通用结构的旋流,对于飞机在实际飞行中机体内部真实的旋流场模拟较少。二是探究旋流畸变对压气机/发动机性能的影响。由于研究人员设计的旋流畸变发生器主要模拟整体涡和对涡旋流畸变,因此在探究旋流畸变对压气机/发动机性能时,绝大多数是基于整体涡和对涡旋流畸变开展研究。

下一步应重点开展如下工作:

1) 要在整体涡和对涡旋流畸变的模拟经验之上,模拟发动机前真实的旋流场,目前来看,旋流畸变网可很好地实现研究需要。

此外,要着手设计可变旋流畸变发生器,即利用一个可调可变式旋流畸变发生器模拟多个目标流场,避免实验过程中频繁开关实验设备,也提高资源利用率。

2) 探究旋流畸变对发动机整机性能的影响机理,为有效扩稳打下基础。

当前研究人员已初步探究了旋流畸变对单级压气机性能的影响,随着计算机性能的不断提升,应利用CFD技术充分探究流场的流动细节,发掘旋流影响压气机性能的作用机理。

在此基础上,进一步探究旋流畸变对多级压气机以及发动机整机性能的影响,注重研究的全局性。

3) 要利用多种途径开展旋流进气条件下的压气机/发动机扩稳研究。

仅仅认识到旋流畸变对压气机/发动机性能作用的机理是不够的,要在此基础上开展相应的扩稳研究,在以往主动流动控制和被动流动控制的研究基础之上,结合旋流畸变对压气机的作用机理,探究更加高效、工程应用性更好的扩稳方法。

4) 建立统一的旋流畸变评价指标,并纳入到综合畸变指数系统中。

应尽快建立一套权威的旋流畸变评价体系,并与压力畸变、温度畸变等其他畸变评价体系相统一,形成新的综合畸变评价体系,这对新机研发是十分有利的。就目前的技术发展水平,S-16委员会于2010年所公布的标准AIR5686是最具权

威性和适用性的评价体系。

5) 从进气道气动设计角度出发,探寻在保持同等水平总压恢复和压力场畸变的条件下,将抑制、甚至消除旋流畸变作为一个设计目标,探索这种小畸变进气道的设计方法。

## 8 结 论

相对于总温畸变和总压畸变而言,对旋流畸变展开研究的时间较晚,而随着先进战斗机的机身布局和进气道结构日趋复杂,旋流畸变越来越成为进气道/发动机相容性的主要影响因素,认清旋流畸变的产生机理,旋流对发动机性能和稳定性的作用机理,进而对旋流进行有效抑制和消除,是研究旋流畸变的根本目的。

## 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.  
JIANG Jian, YU Fangfang, ZHAO Haigang et al. Perfection and development of engine/intake compatibility evaluate criterion[J]. Science Technology and Engineering, 2009,9(21):6474-6482. (in Chinese)
- [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.  
HOU Minjie, YE Wei, PENG Shenghong. Investigation on compatibility of future inlet/engine[J]. Aeronautical Science and Technology, 2012(5):5-8. (in Chinese)
- [3] 刘大响,叶培梁,胡骏,等.航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定技术[M].北京:航空工业出版社,2004.
- [4] ZHENG Ning, ZOU Zhengping, XU Liping. 3-D unsteady numerical simulation of fan/compressor with inlet distortion[J]. Journal of Aerospace Power, 2007,22(1):60-65.
- [5] YAO J, GORRELL S E, WADIA A R. A time-accurate CFD analysis of inlet distortion induced swirl in multistage fans[R]. AIAA 2007-5059, 2007.
- [6] Society of Automotive Engineers. Inlet total-pressure-distortion considerations for gas-turbine engines[R]. S16 Turbine Engine Inlet Distortion Committee, AIR1419, 1983.
- [7] Society of Automotive Engineers. Gas turbine engine inlet flow distortion guidelines[R]. S16 Turbine Engine Inlet Distortion Committee ARP1420b, 1978.
- [8] 王如根,高坤华.航空发动机新技术[M].北京:航空工业出版社,2003.
- [9] LUDWIG G. Tomahawk engine/inlet compatibility study for f107-wr-400/402 engines[R]. Williams International Report 5003-2025, 2002.
- [10] Society of Automotive Engineers. A method for assessing inlet swirl distortion[R]. S16 Turbine Engine Inlet Flow Distortion Committee, AIR 5686, 2010.

- [11] 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 Weibo, CHENG Bangqin, CHEN Zhimin, et al. Investigation on effects of bulk swirl distortion on compressor performance[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(9):1324-1330. (in Chinese)
- [12] 胡伟波.旋流畸变对压气机性能和稳定性影响的数值模拟研究[D].西安:空军工程大学,2015.  
HU Weibo. Numerical simulation of the effect of swirl distortion on compressor performance and stability [D]. Xi'an: Air Force Engineering University, 2015. (in Chinese)
- [13] 滕宏旭.逆风条件下地面涡气动特性及评价方式研究[D].天津:中国民航大学,2019.  
TENG Hongxu. Study on aerodynamic characteristics and evaluation methods of ground vortex under headwind conditions[D]. Tianjin: Civil Aviation University of China, 2019. (in Chinese)
- [14] MOTYCKA D. Ground vortex-limit to engine/reverser operation[R]. ASME Paper 75-GT-3, 1975.
- [15] SIERVI F D, VIGUIER H C, GREITZER E M, et al. Mechanisms of inlet vortex formation[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1982, 124:173-207.
- [16] SHIN H W, GREITZER E M, CHENG W K, et al. Circulation measurements and vortical structure in an inlet vortex flow field[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1986, 162:463-487.
- [17] MOTYCKA D, WALTER W, MULLER G. Analytical and experimental study of inlet ground vortices[R]. AIAA 73-1313, 1973.
- [18] 杨国才. S弯进气道和发动机相容性[J].推进技术,1995,16(6):26-29.  
YANG Guocai. Engine/S-shaped-inlet compatibility[J]. Journal of Propulsion Technology, 1995, 16(6):26-29. (in Chinese)
- [19] 国防科学技术工业委员会.航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定指南:GJB/Z 224-2005[S].北京:国防科学技术工业委员会,2005:4.
- [20] AULEHLA F. Intake swirl-a major disturbance parameter in engine/intake compatibility[C] // Proceedings of 13th congress of International Council of the Aeronautical Sciences. Seattle: International Council of the Aeronautical Sciences, 1982:1415-1424.
- [21] 马高建,郭荣伟.无人机两侧式布局的 S弯进气道设计与实验[J].南京航空航天大学学报,2008,40(2):146-150.  
MA Gaojian, GUO Rongwei. Design and experiment of bilateral type s-shaped inlet of UAV[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 40(2):146-150. (in Chinese)
- [22] 谢文忠,郭荣伟.腹下无隔道大偏距 S弯进气道流场特性[J].航空学报,2008,29(6):1453-1459.  
XIE Wenzhong, GUO Rongwei. Flow field of ventral diverterless high offset S-shaped inlet at transonic speeds [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(6):1453-1459. (in Chinese)
- [23] 彭成一,马家驹,尹军飞.新机试飞中的进气道旋流测量.推进技术,1994,15(4):8-13.  
PENG Chengyi, MA Jiaju, YIN Junfei. Measurement of inlet swirls in flight[J]. Journal of Propulsion Technology, 1994, 15(4):8-13. (in Chinese)
- [24] GENSSLER H P, MEYER W, FOTTNER L. Development of intake swirl generators for turbo jet engine testing[R]. DTIC Document, ADP005473, 1987.
- [25] 姜健,屈霁云,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.  
JIANG Jian, QU Jiyun, SHI Jianbang. Design and numerical simulation of intake swirl generator[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2008, 21(1):43-46. (in Chinese)
- [26] LOTTER K W, JORG J. The effect of intake flow disturbances on APU compressor blade high cycle fatigue in the Airbus A300[R]. AIAA CAS-82-4. 6, 1982.
- [27] 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.  
ZHANG Lei. Design of new type of swirl distortion screen and joint simulation with a transonic compressor [D]. Xi'an, Air Force Engineering University, 2018. (in Chinese)
- [28] FLITCROFT J E, DUNHAM J, ABBOTT W A. Transmission of inlet distortion through a fan[R]. DTIC Document ADP005469, 1987.
- [29] 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.
- [30] 邓小宝,姜健,屈霁云,等.进气道旋流模拟及测量的风动试验研究[J].燃气涡轮试验与研究,2009,22(4):51-56.  
DENG Xiaobao, JIANG Jian, QU Jiyun, et al. Research on simulation and measurement of inlet swirl by wind tunnel test[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2009, 22(4):51-56. (in Chinese)
- [31] 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):297-281.  
YE Fei, ZHANG Kunyuan, JIANG Jian, et al. Experimental investigation on simulation and measurement for intake swirl[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(3):297-281. (in Chinese)
- [32] 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.  
TU Baofeng, HU Jun, YIN Chao. Numerical simulation for blade type swirl distortion generator[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(12):1817-1824. (in Chinese)
- [33] 周游天,李军,李成龙,等.进气旋流畸变对压气机性能的影响[J].航空动力学报,2015,30(8):1936-1943.  
ZHOU Youtian, LI Jun, LI Chenglong, et al. Influence on compressor characteristic of inlet swirl flow distortion[J].

- Journal of Aerospace Power, 2015, 30(8): 1936-1943. (in Chinese)
- [34] 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): 2-12.  
SONG Guoxing, LI Jun, ZHOU Youtian, et al. The experiment and simulation of inlet swirl distortion for axial compressor [J]. Compressor, Blower and Fan Technology, 2017, 59(5): 2-12. (in Chinese)
- [35] PAZUR W, FOTTNER L. The influence of inlet swirl distortions on the performance of a jet propulsion two-stage axial compressor[R]. ASME Paper 90-GT-147, 1990.
- [36] SCHMID N 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.
- [37] SHEORAN Y, BOULDIN B, KRISHNAN P M. Advances in the design of an adaptable swirl distortion generator for testing gas turbine engines [R]. ASME Paper GT2009-59146, 2009.
- [38] BOULDIN B, SHEORAN Y, DAVIS M. Inlet flow angularity descriptors proposed for use with gas turbine engines [R]. SAE Paper 2002-01-2919, 2002.
- [39] DAVIS M, BEALE D, SHEORAN Y. Integrated test and evaluation techniques as applied to an inlet swirl investigation using the F109 gas turbine engine[R]. ASME Paper GT2008-50074, 2008.
- [40] 纪振伟, 程邦勤, 张磊, 等. 腔室型旋流畸变发生器的设计与仿真研究[J]. 推进技术, 2018, 39(4): 776-784.  
JI Zhenwei, CHENG Bangqin, ZHANG Lei, et al. Design and numerical simulation for chamber swirl generator[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(4): 776-784. (in Chinese)
- [41] KEVIN M H, WALTER F, O'BRIEN W F. The streamvane method: a new way to generate swirl distortion for jet engine research[R]. AIAA-2013-3665, 2013.
- [42] NELSON M, LOWE K T, O'BRIEN W F, et al. Stereoscopic PIV measurements of swirl distortion on a full-scale turbofan engine inlet[R]. AIAA-2014-0533, 2014.
- [43] 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): 2110-2119.  
ZHANG Lei, CHENG Bangqin, WANG Jiale, et al. Design and numerical simulation of a new swirl distortion screen [J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(9): 2110-2119. (in Chinese)
- [44] 叶飞. 进气道出口旋流模拟技术[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.  
YE Fei. Simulated technology of intake swirl[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [45] 王加乐, 程邦勤, 冯路宁, 等. 叶片式旋流发生器生成旋流角的影响因素研究[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. 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. (in Chinese)
- [46] 李成龙. 进气旋流畸变对压气机性能影响的实验研究[D]. 西安: 空军工程大学, 2013.  
LI Chenglong. Experiment study on influence of inlet swirl distortion on compressor performance[D]. Xi'an: Air Force Engineering University, 2013. (in Chinese)
- [47] HAH C, RABE D C, SULLIVAN T J. Effects of inlet distortion on the flow field in a transonic compressor rotor [J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120(3): 1230-1238.
- [48] GORRELL S E, YAO J, WADIA A R. High fidelity UN-RANS analysis of swirl generation and fan response to inlet distortion[R]. AIAA 2008-4985, 2008.
- [49] HAH C. Large eddy simulation of transonic flow field in NASA rotor 37[R]. AIAA 2009-1061, 2009.
- [50] DAVIS M, BEALE D, BOYER K. An example for integrated gas turbine engine testing and analysis using modeling and simulation[R]. ITEA ADA497076, 2006.
- [51] DAVIS M, HALE A. A parametric study on the effects of inlet swirl on compression system performance and operability using numerical simulations[R]. ASME Paper GT2007-27033, 2007.
- [52] NICHOLAS F, DAVIS M. Investigation of the effect of inlet swirl on compressor performance and operability using a modified parallel compressor model [R]. ASME Paper GT2011-45553, 2011.
- [53] COUSIN W, DAVIS M. Evaluating complex inlet distortion with a parallel compressor model: Part 1 concepts, theory, extensions, and limitations [R]. ASME Paper GT2011-45067, 2011.
- [54] SHEORAN Y, BOULDIN B, KRISHNAN P. Compressor performance and operability in swirl distortion[J]. Journal of Turbomachinery, 2012, 134(4): 2453-2464.
- [55] 刘华, 屠宝锋, 胡骏, 等. 旋流畸变对压气机失速发展过程影响的试验研究[J]. 推进技术, 2017, 38(10): 2307-2313.  
LIU Hua, TU Baofeng, HU Jun, et al. Experimental investigation of compressor stall development induced by inlet swirl distortion [J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(10): 2307-2313. (in Chinese)
- [56] 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  
TU Baofeng, HU Jun, ZHANG Kai. Effect of bulk swirl on performance and stability of transonic single rotor[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(9): 2233-2238. (in Chinese)
- [57] 屠宝锋, 胡骏. 旋流畸变影响低速轴流压气机数值模拟研究[J]. 推进技术, 2016, 37(9): 1650-1656.  
TU Baofeng, HU Jun. Numerical simulation of low speed axial compressor with swirl distortion[J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(9): 1650-1656. (in Chinese)

- [58] 屠宝锋,胡骏,张凯.对涡旋流影响压气机转子性能和稳定性的研究[J].推进技术,2016,37(4):641-645.  
TU Baofeng,HU Jun,ZHANG Kai. Effects of twin swirl on performance and stability of compressor rotor[J]. Journal of Propulsion Technology,2016,37(4):641-645. (in Chinese)
- [59] 纪振伟,程邦勤,张磊,等.整体涡旋流畸变下转子的流场分析[C]//第3届中国航空科学技术大会论文集.北京:中国航空学会,2017:297-302.
- [60] 程邦勤,纪振伟,胡伟波,等.对涡旋流畸变对单级跨声速压气机性能影响的数值研究[J].推进技术,2017,38(8):1777-1786.  
CHENG Bangqin,JI Zhenwei,HU Weibo,et al. Effects of paired swirl distortion on single stage transonic compressor performance using numerical simulation[J]. Journal of Propulsion Technology,2017,38(8):1777-1786. (in Chinese)
- [61] 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),2018,19(1):20-25.  
ZHANG Lei,CHENG Bangqin,JI Zhenwei. An instability mechanism analysis with compressor under condition of bulk swirl distortion[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition),2018,19(1):20-25. (in Chinese)
- [62] DAVID B, KEVIN C, PETER K. Development of improved method for simulating aircraft inlet distortion in turbine engine ground tests[R]. AIAA-2002-3045,2002.
- [63] GOUTINES M, JOUBERT H. Compatibility entred airmoteur: impact des mthodes thoriqes et exprimentales [R]. AGARD N87-24464,1975.
- [64] GARNIER E, LEPLAT M, MONNIER J C. Flow control by pulsed jet in a highly bended S-duct[R]. AIAA-2012-3250,2012.
- [65] WENDT B J, REICHERT B A. Vortex ingestion in a diffusing S-duct inlet[J]. Journal of Aircraft,1996,33(1):149-154.
- [66] ANNBATAWI A J, BLACKWELDER R F, LISSAMAN P B S. An experimental study of vortex generators in boundary layer ingesting diffusers with a centerline offset[R]. AIAA 99-211035,1999.
- [67] 田晓平,潘鹏飞,田琳.某S型进气道流动分离数值模拟[J].工程与试验,2015,55(3):15-17.  
TIAN Xiaoping,PAN Pengfei,TIAN Lin. Numerical simulation of flow separation of a S-duct inlet[J]. Engineering and Test,2015,55(3):15-17. (in Chinese)
- [68] 张晓飞,姜健,符小刚.S弯进气道旋流畸变数值模拟及特性分析[J].燃气涡轮试验与研究,2012,25(3):21-26.  
ZHANG Xiaofei,JIANG Jian,FU Xiaogang. Numerical simulation and characteristic analysis of swirl distortion in S-duct inlet[J]. Gas Turbine Experiment and Research,2012,25(3):21-26. (in Chinese)
- [69] 徐诸霖,达兴亚,范召林.基于五孔探针的大S弯进气道旋流畸变评估[J].航空学报,2017,38(12):1-7.  
XU Zhulin,DA Xingya,FAN Zhaolin. Assessment of swirl distortion of serpentine inlet based on five-hole probe[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2017,38(12):1-7. (in Chinese)
- [70] 刘雷,陈浮,宋彦萍,等.大量附面层吸入S弯进气道内吹气控制[J].航空动力学报,2015,30(10):2499-2506.  
LIU Lei,CHEN Fu,SONG Yanping,et al. Blowing control in S-shaped inlet with significant boundary layer ingestion[J]. Journal of Aerospace Power,2015,30(10):2499-2506. (in Chinese)
- [71] 刘雷,陈浮,宋彦萍,等.S弯进气道内附面层抽吸控制对风扇级性能的影响[J].航空动力学报,2016,31(7):1677-1684.  
LIU Lei,CHEN Fu,SONG Yanping,et al. Suction control of boundary layer in S-shaped air intake and its influence on fan-stage performance[J]. Journal of Aerospace Power,2016,31(7):1677-1684. (in Chinese)
- [72] 刘雷,宋彦萍,陈焕龙,等.半埋入式S弯进气道设计及其优化[J].推进技术,2014,35(10):1304-1309.  
LIU Lei,SONG Yanping,CHEN Huanlong,et al. Design and optimization of half flush-mounted S-shaped inlet[J]. Journal of Propulsion Technology,2014,35(10):1304-1309. (in Chinese)
- [73] 刘雷,宋彦萍,陈焕龙,等.S弯进气道优化对其内流场及性能影响研究[J].工程热物理学报,2015,36(1):50-54.  
LIU Lei,SONG Yanping,CHEN Huanlong,et al. Investigation on effect of S-shaped inlet optimization to internal flow characteristic and aerodynamic performance[J]. Journal of Engineering Thermophysics,2015,36(1):50-54. (in Chinese)
- [74] 田晓平,潘鹏飞,田琳.利用涡流发生器抑制S弯进气道旋流畸变的数值模拟研究[J].航空科学技术,2015,26(4):16-23.  
TIAN Xiaoping,PAN Pengfei,TIAN Lin. Research and simulation of flow control in S-duct inlet with vortex generators[J]. Aeronautical Science and Technology,2015,26(4):16-23. (in Chinese)
- [75] 田晓平,潘鹏飞,李密.S形进气道流动控制数值模拟研究[J].航空科学技术,2017,28(5):42-46.  
TIAN Xiaoping,PAN Pengfei,LI Mi. Number simulation research on S-inlet flow control[J]. Aeronautical Science and Technology,2017,28(5):42-46. (in Chinese)

(编辑:李岩梅、陈越)