

文章编号: 1000-8055(2008)12-2233-09

进气道旋流的模拟及试飞中的测量与评价

姜 健¹, 屈霁云¹, 史建邦¹, 张堃元², 叶 飞²

(1. 中国飞行试验研究院 发动机所, 西安 710089;

2. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 为深入研究旋流以全面评价进气道/发动机相容性, 研制了一套可调叶片转折角、叶片高度、叶片数的叶片式旋流发生器。通过数值模拟、风洞试验逐步验证了叶片式旋流发生器的有效性, 分析了各种可调参数对旋流发生结果的影响。提出了飞行试验中可行的旋流评价指标以及测量方案, 并应用于风洞试验以进行验证。数值及试验结果表明: ①所设计的旋流发生器可产生整体涡强度达 28 的旋流; ②叶片数、叶片攻角对旋流发生效果的影响最为显著; ③通过不同的叶片布局方式可模拟出各种典型的旋流结构。

关 键 词: 进气道; 旋流; 进气道/发动机相容性; 旋流发生器; 数值模拟; 风洞试验; 飞行试验

中图分类号: V211.48

文献标识码: A

Simulation of inlet swirl and evaluation in flight test

JIANG Jian¹, QU Ji-yun¹, SHI Jian-bang¹, ZHANG Kun-yuan², YE Fei²

(1. Engine Department of Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China;

2. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: To investigate swirl and perfect evaluation criterion of inlet/engine compatibility, a set of swirl generator was developed with adjustable blade turning angle, height and density. The validation of the swirl generator was testified through numerical simulation and wind tunnel test. The effect of adjustable parameters was also analyzed. Feasible evaluation criterion and measurement method for inlet swirl in flight test was pointed out and applied to wind tunnel test. Numerical and wind tunnel test results show that: (1) The intensity of generated bulk swirl can reach to 28 degrees. (2) Blade density and angle of attack affect swirl intensity most. (3) All kinds of typical swirl can be simulated by different blade distribution.

Key words: inlet; swirl; inlet/engine compatibility; swirl generator; numerical simulation; wind tunnel test; flight test

上世纪 80 年代末 Tornado 飞机试飞中, 在不同飞行条件下, 左、右发先后发生了喘振, 之后进行的大量研究表明: 喘振是由进气道旋流引起的^[1]。随后在“战斧”巡航导弹^[2]、A300 的辅助动力装置 (APU)^[3] 上再次验证了旋流对发动机稳定性的影响。进入上世纪 90 年代以后, 随着发动

机进口导叶的广泛采用, 旋流没有再对进气道/发动机带来重大的相容性问题, 旋流的研究也一度在航空领域沉寂了下来。随着下一代先进进气道的出现, S 弯进气道及超机动能力的耦合作用使得进气道旋流强度显著加大, 即使采用进口导叶也仍可能无法解决旋流带来的危害^[4], 旋流开始

收稿日期: 2007-10-16; 修订日期: 2008-01-23

基金项目: 装备预先研究项目 (61901080202)

作者简介: 姜建 (1981 -), 男, 陕西汉中, 工程师, 硕士, 主要从事进气道/发动机相容性研究。E-mail: jiang-jian@263.net

重新引起研究者的重视。

旋流是进气道/发动机相容中危害最大的干扰参数,反向旋流(与发动机旋转方向相反)的出现会直接导致发动机失速喘振甚至熄火停车,同向旋流的出现会导致发动机推力的下降,长期处于对涡旋流中的发动机及易出现高循环疲劳失效(HCF)^[5]。现有的评价体系并没有考虑旋流的影响,要研究旋流、评定旋流以及研究发动机对旋流的响应,首先就必须模拟出可控制的旋流,其次要提出旋流的评价指标以及测量方案。

从解决 Tornado 飞机的旋流问题开始,国外在旋流的模拟以及测量方面做了一些工作^[6-7],国内的彭成一、张堃元、林峰^[8-9]以及杨国才^[10-11]也作了大量的研究工作。本文在前人工作的基础上,研制了叶片式旋流发生器,通过数值模拟、风洞试验逐步验证了该旋流发生器的有效性,并分析了可调参数对旋流发生结果的影响,提出了飞行试验中可行的旋流测量方案和评价指标,并应用于风洞试验以进行验证。

1 旋流发生器的设计及数值计算

有关旋流发生器,目前国内外可行的技术方案主要有如下3种^[12]:①叶片式旋流发生器,由圆截面管道中几片 NACA 系列叶片组成;②切向射流旋流器,通过在圆形截面管道中注入8个等间距方向的切向空气流形成;③旋流引射器,由周向分布的导流板生成旋流,旋流强度由中心到外部区域逐渐减弱。另外,文献[6]中介绍了一种用于射流混合和涡破碎研究的旋流发生器,靠切向4个槽道中注入空气而形成旋涡流动,该方法和文献[13]中的切向射流旋流器类似。文献[7]中使用一个可旋转管道生成旋流流动,得到了整体涡旋流,而且驱动圆管的成本也较低,文献[14]中提出将叶片型和旋转圆管组合成一个新型旋流发生器,以生成所需整体涡旋流。文献[12]提出了采用转动叶片技术来模拟旋流。

叶片式旋流发生器具有结构简单、调节方便的特点。然而,现有的研究并不深入,特别是关于各种可调参数对所模拟出的旋流流场强弱的影响程度还没有进行深入研究。因此,本文设计了一套叶片式的旋流发生器,并利用数值计算深入研究了叶片转折角、叶片高度、叶片数对旋流发生结果的影响。

本文设计的叶片式旋流发生器的叶型采用 NACA65 标准厚度分布,中弧线用两段多项式来

生成。叶片的安装角取为 20° ,攻角为 0° ,落后角为 5° ,弦长为 100 mm。

在旋流模拟装置中,需用气流的偏转和叶片的尾迹涡来产生旋流,因此选择叶片转折角作为一大影响参数来考虑。如图1所示,本文分别设计了 30° , 40° , 50° 转折角的叶型。

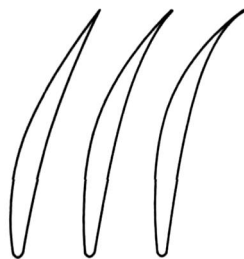


图1 3种叶片转折角示意图

Fig. 1 Three kinds of blade turning angle

叶片高度直接影响到旋流整体涡的范围和边缘位置。考虑到可能出现的强度问题,需限制叶片高度不能太高。如图2所示,本文设计了 100, 130, 160 mm 3种高度的叶片。

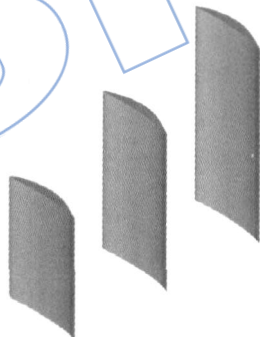


图2 3种叶片高度示意图

Fig. 2 Three kinds of blade height

叶片数也是一大影响参数,如图3~图5所示,本文设计的旋流发生器可在周向均布6个、8个或10个叶片。

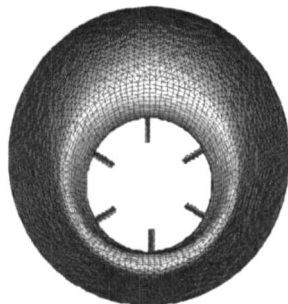


图3 周向均布6个叶片示意图

Fig. 3 Six blades

本文设计的旋流发生器有3类可调参数,每类可调参数有3种选择,其组合方式共27种。通

过在某进气道吊舱中安放所设计的旋流发生器而建立了数值计算模型. 计算中的飞行条件设置为: 高度为 6 km, 马赫数 Ma 为 0.4, 攻角和侧滑角均为 0° . 由于计算结果较多, 仅给出旋流发生器的叶片转折角为 50° 、叶片高度为 160 mm、叶片数为 6 个时数值计算出的进气道吊舱出口静压云图以及旋流速度矢量图, 如图 6、图 7 所示.

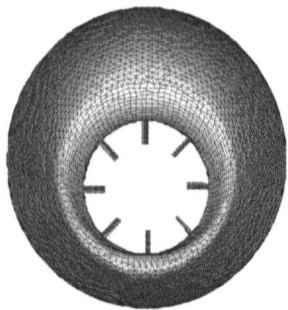


图 4 周向均布 8 个叶片示意图
Fig. 4 Eight blades

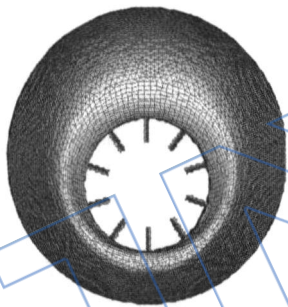


图 5 周向均布 10 个叶片示意图
Fig. 5 Ten blades

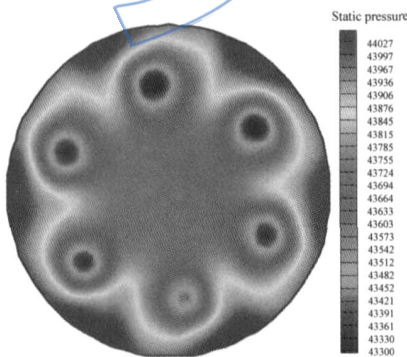


图 6 静压云图
Fig. 6 Static pressure contour

由图 6、图 7 可以看出, 该旋流发生器所模拟出的旋流流场表现为整体涡加局部小涡的形式, 小涡的数量与叶片数相同. 27 个模型的数值计算结果显示: 本文所设计的旋流发生器在所有可调参数变化的范围内均能产生一定强度的旋流, 而旋流的强度、范围、涡的形式随着叶片转折角、叶

片高度、叶片数的变化而变化.

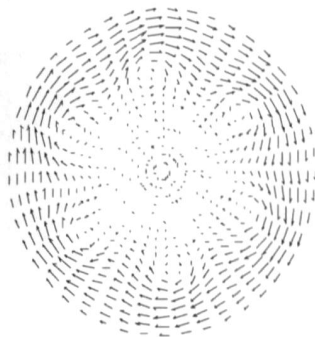


图 7 旋流速度矢量图
Fig. 7 Swirl vector

图 8~图 10 分别给出了旋流整体涡强度 $\bar{\omega}_{87}$ 随旋流发生器的叶片转折角、叶片高度、叶片数变化关系图, 图中 B 表示叶片转折角, H 表示叶片高度, N 表示叶片数.

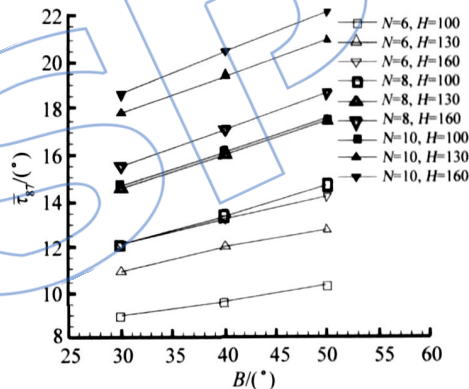


图 8 整体涡强度随叶片转折角变化关系图
Fig. 8 Intensity of bulk swirl vs blade turning angle

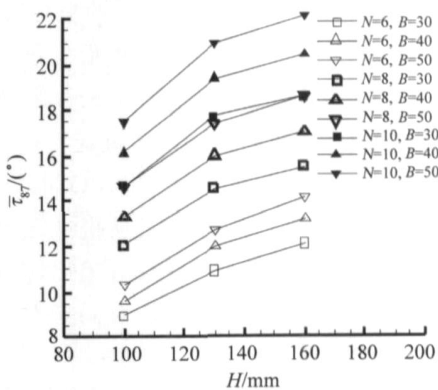


图 9 整体涡强度随叶片高度的变化关系图
Fig. 9 Intensity of bulk swirl vs blade height

由图 8~图 10 可以得出: 本文初步设计的旋流发生器能产生整体涡强度为 $8 \sim 22$ 的旋流. 在其它两个参数不变的情况下, 整体涡强度随着叶片数、叶片转折角、叶片高度的增加而增加, 但是增加的幅度是不同的, 其中叶片数对整体涡强度

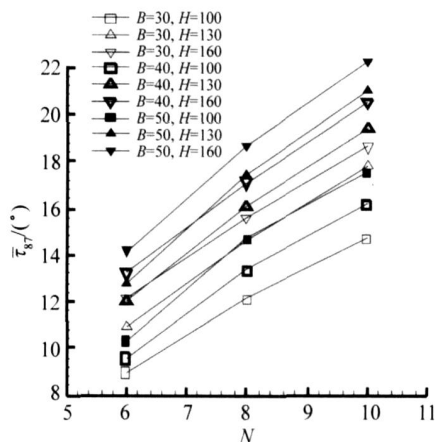


图10 整体涡强度随叶片数的变化关系图

Fig. 10 Intensity of bulk swirl vs blade density

有着最明显的影响. 整体涡强度随着叶片数的增加而迅速增加, 这提示我们如果想要得到强度大的旋流, 多布置叶片数是最有效的途径. 叶片高度对整体涡强度的影响次之, 从 100 mm 到 130 mm 增加比较明显, 从 130 mm 到 160 mm 增加比较平缓, 这说明了只要叶片高度能涵盖 $0.87 R_{\max}$ ($R_{\max}$: 进气道出口内径) 位置, 就能产生一定强度的旋流, 而过高的叶片对于该径向位置的旋流强度是不起多大作用的. 图 8 中曲线的斜率最小, 表明了叶片转折角对整体涡强度的影响最小.

2 试飞中旋流的测量与评价

Aulehla^[1] (1982) 在评定 Tornado 飞机的旋流时, 提出了 $\bar{\tau}_{87}$ 这一评价参数, 其意为: 位于 $R = 0.87 R_{\max}$ 处的气流切向流动角 τ_{87} 的平均值. 在国内, 南航的郭荣伟^[15] 早在 1982 年就模仿压力畸变指数 DC60 建立了旋流指数 SC60; 林峰^[16] 在其硕士学位论文中进行了叶片式旋流发生器的研制和试验工作, 并提出要应用 C60, CC60, S_{87} 来全面评价旋流; 彭成一^[8] 提出了新机试飞中可行的旋流测量方案和旋流评价指标, 提出应用整体涡强度、对涡强度、整体涡指数、对涡指数 4 个参数在试飞中对旋流评定.

遗憾的是, 学术界迄今为止还没有一个得到广泛接受的旋流评价体系, 更为严重的是试飞中旋流的评价体系和测量方法还是一片空白. 在飞行试验中进行旋流的测量和评价有其特殊的要求, 如果地面试验的测量方法可以用于空中, 那就不会有特别的问题需要研究. 在地面设备上无论是国外的全尺寸模型试验还是国内的缩比模型试验都是采用 5 孔探针耙在进气道出口全截面上进

行多点测量, 以求得整个旋流场的概貌. 地面试验时风洞状态可以保持稳定, 因而允许使用转耙一步一步地进行测量. 如果非要使用多臂耙也非不可, 因为多臂耙对旋流流场的影响主要产生在测量截面的下流, 不会损害试验的结果. 在空中试飞时严重的旋流可能产生在一瞬间, 转耙所需的采集时间是绝对不能允许的. 另外, 进气道试飞时, 数据采集已经涉及到了稳态、动态总压以及总温等许多个点的数据, 如使用多臂耙, 信号的采集量要比此再多出若干倍, 此外还有 5 孔探针与稳态、动态压力探头的统筹安排等等问题. 从经费角度来看, 大尺寸 5 孔探针耙的整体标定工作要求很高, 代价很大, 这些都是常规技术难以用于空中试飞的原因.

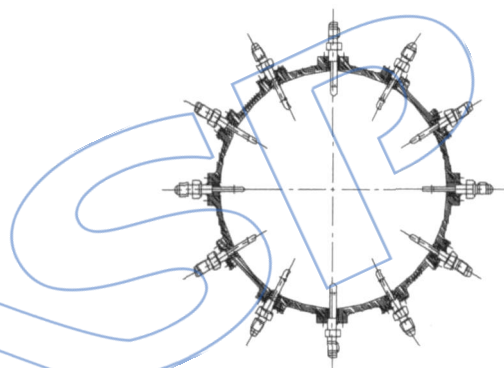


图11 进气道出口周向均布 12 支方向探针

Fig. 11 Twelve direction probes distributed in outlet section of inlet

本文通过对比分析, 认为南航的彭成一教授在文献[8]中提出的新机试飞中的旋流评价指标是切实可行的解决方案. 彭成一教授指出: 影响发动机稳定工作的主要是整体涡, 然而对涡的强度也是一个人们关心的问题. 因为对旋流流场整体结构的了解有助于查明旋流的根源及制定反旋流措施. 整体涡和对涡的强度均可用距管道中心 $0.87 R_{\max}$ 处平均切向气流角 $\bar{\tau}_{87}$ 来表示, 在 $0.87 R_{\max}$ 处 12 枚方向探针沿圆周均布 (如图 11 所示), 即可测得如下一组数据:

整体涡强度 $\bar{\tau}_{87}$

整体涡指数 $SCB = \frac{\bar{\tau}_{87}}{|\tau_{87}|_{\max}}$

对涡强度 $\frac{\tau_{87\max} - \tau_{87\min}}{2}$

对涡指数 $SCT = \frac{\tau_{87\max} - \tau_{87\min}}{2|\tau_{87}|_{\max}}$

SCB 和 SCT 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, $SCB = 1$, $SCT = 0$;纯对涡时, $SCB = 0$, $SCT = 1$ 。按照这一思路,试飞中的旋流测量可将地面试验的多个测点上的三分量测量简化为 12 个测点上的二分量测量,从而可以避开许多困难且能以足够的信息满足试飞的要求。

$0.87 R_{\max}$ 的选取只是借鉴了 Tornado 飞机的做法,但是该选取是有一定的道理的:旋流影响的是压气机转子叶片的进气攻角进而引发失速喘振,而旋转失速往往是先在叶尖产生进而扩展到整个叶栅通道的,且旋流多是由于进气道流动分离产生的,因此发动机对旋流的敏感位置以及旋流强度的最大位置都应该在大半径处。在实际中,旋流敏感位置及敏感系数应由发动机设计单位提供。

旋流的试飞评价体系建立以后,剩余的主要问题就是试飞中的测量。可用于旋流流场测量的方向探针主要有:3 孔探针、5 孔探针、 τ_{87} 探测器^[8]。但 τ_{87} 探测器的参研人员曾指出: τ_{87} 探测器受涡的干扰较大,因此标定时、测量时压力不稳定、测量结果也非常不稳定。因此采用 $0.87 R_{\max}$ 处布置 12 支 3 孔或 5 孔探针的方法将是试飞中可行的测量方案,我们将该方法和评价指标应用于风洞试验进行了验证,如下节所述。

3 风洞验证试验

在数值计算的基础上,利用小型低速吸入式风洞对旋流发生器进行了更深入的验证,并利用上述的试飞中可行的旋流评价体系和测量方案对模拟出的旋流进行了测量和评价。

在数值计算中,本文已经对叶片数、叶片高度、叶片转折角的影响进行了研究。因此,在风洞验证试验中主要的焦点集中于叶片攻角对旋流强度影响的研究以及叶片布置方式对旋流结构的影响。风洞试验用缩比叶片式旋流发生器如图 12 所示,叶片安装位 10 个,不用时可堵死,用螺钉调节叶片安装角以改变攻角。

风洞试验装置如图 13 所示,其核心部分为:旋流发生段、旋流发展段和旋流测量段。试验在常温常压环境下进行,采用真空泵抽吸、双曲螺旋进口段以保证进口流场均匀,进口 Ma 数在 $0.2 \sim 0.4$ 之间调节,通道内径为 100 mm。旋流发展段为两倍内管径,即 200 mm。

如图 14 所示,测量段在 $0.87 R_{\max}$ 处布置 3 孔探针,对 3 孔探针在标定风洞中进行了 $Ma = 0.2$,

$0.3, 0.4, 0.5$ 共 4 个速度状态下的标定,角度标定范围为 $\pm 30^\circ$ 。为了对比分析,本文还采用了单支 5 孔探针两方向移动以对整个旋流流场进行测量。另外,本文规定:逆时针旋流为正,顺时针旋流为负。

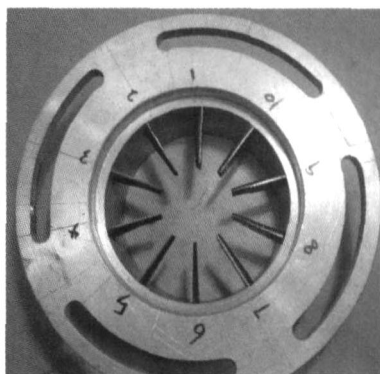


图 12 风洞试验用叶片式旋流发生器

Fig. 12 Blade type swirl generator used in wind tunnel test

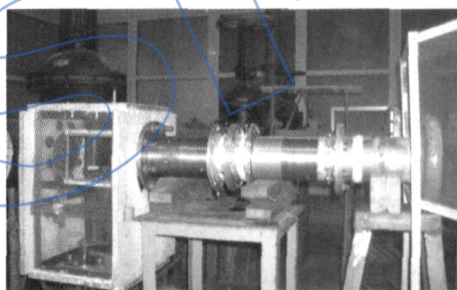


图 13 风洞试验设备

Fig. 13 Wind tunnel test facility

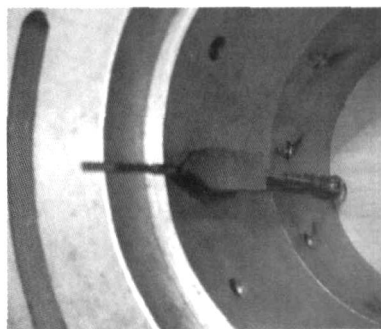


图 14 $0.87 R_{\max}$ 处布置的 3 孔探针

Fig. 14 Three-hole probe located at $0.87 R_{\max}$

通过改变叶片布置方式得到了 3 种典型的基本旋流结构,分别如下(下文中旋流图谱均为 5 孔探针结果,旋流强度数据均为 3 孔探针结果)。

3.1 整体涡旋流的模拟

整体涡旋流模拟的是高机动状态下,由于进气道分离而在发动机进口截面产生的整体旋涡。

为了加强旋流强度及保证旋流中心位置在管道中央,在叶片安装段均匀布置 10 个旋流叶片.模拟时调节叶片攻角和来流马赫数,叶片攻角分别为 $0^{\circ}, 5^{\circ}, 10^{\circ}, 15^{\circ}, 20^{\circ}, 25^{\circ}$, 马赫数有 0.2, 0.3, 0.4 等共 18 个状态.这里仅给出叶片攻角为 15° 、马赫数为 0.3 的试验结果,如图 15 所示.

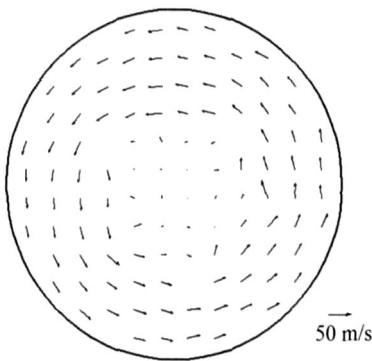


图 15 整体涡旋流模拟结果

Fig. 15 Bulk swirl simulation result

图 16 为旋流整体涡强度 $\bar{\tau}_{87}$ 随旋流发生器叶片攻角 α 和来流马赫数 Ma 的变化关系图,可以看出在各个马赫数下,随着叶片攻角的增大, $\bar{\tau}_{87}$ 线性增长(最大值可达 28°),这主要是由于攻角的增大而引起叶片升力的增大,导致叶片产生的旋流变强.也可以看出 $\bar{\tau}_{87}$ 不随马赫数的变化而发生明显变化,这是由于主流速度增大,旋流切向速度也增大,而 $\bar{\tau}_{87}$ 是旋流切向速度跟轴向速度之比的反正切值.整体涡的模拟结果中没有对涡结构,因此 SCB 基本为 1,对涡强度和 SCT 基本都为 0.

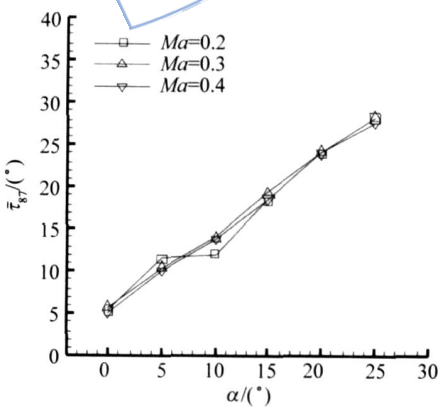


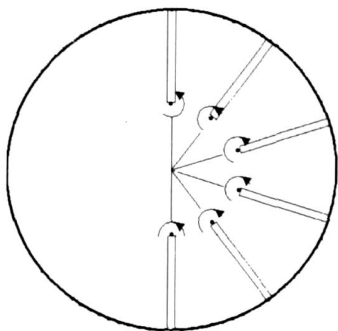
图 16 整体涡强度随叶片攻角和马赫数的变化

Fig. 16 Intensity of bulk swirl vs blade angle of attack and mach number

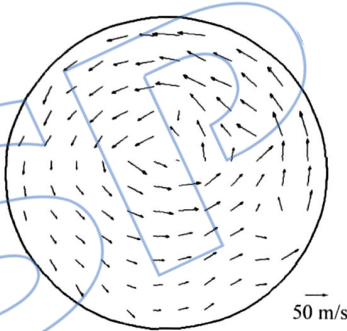
3.2 局部涡旋流的模拟

局部涡旋流模拟的是飞机在起飞和着陆过程中由于吸入地面乱流以及在飞行过程中由于吸入

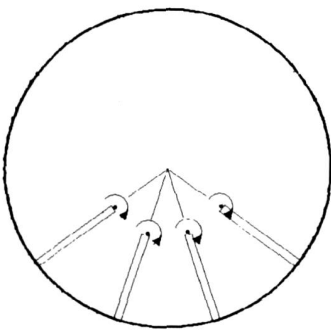
尾流而在发动机进口截面造成的局部旋涡.局部涡旋流的模拟采用了两种叶片布局方式,如图 17 (a), (c) 所示.共进行了马赫数为 0.3、叶片攻角均为 15° 时 2 种状态的试验,模拟结果分别如图 17(b), (d) 所示.



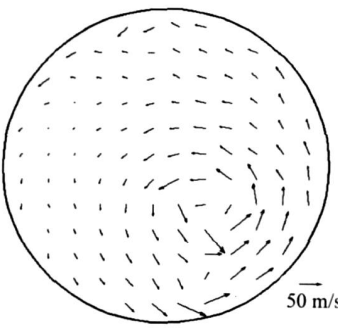
(a) 叶片布置方式 1



(b) 局部涡旋流模拟结果 1



(c) 叶片布置方式 2



(d) 局部涡旋流模拟结果 2

图 17 局部涡旋流模拟结果及叶片布置

Fig. 17 Local swirl simulation results and corresponding blade distribution

由图 17 可以明显看出,相对于几个叶片的中心位置而言,旋流中心在旋流的诱导速度作用下向逆时针方向移动了一定周向位置. SCB 和 SCT 均为 0.5 左右,说明流场介于整体涡旋流和对涡旋流之间,是典型的局部涡旋流. 2 种状态的详细试验结果数据如表 1 所示.

表 1 局部涡旋流风洞试验模拟结果
Table 1 Local swirl simulation results of wind tunnel tests

叶片布置 方式	整体涡 强度/(°)	SCB	对涡强度 /(°)	SCT
图 17(a)	13.33	0.59	8.14	0.40
图 17(c)	9.45	0.41	10.51	0.46

3.3 对涡旋流的模拟

S 弯进气道出口一般都会出现对涡旋流结构,尺寸较短、曲率较大的 S 弯进气道以及高机动状态的耦合作用将使对涡旋流更为严重. 本文对对涡旋流的模拟进行了两种叶片反向布局方式,如图 18(a),(d)所示(图 18(a)叶片攻角有“均为 15° ”以及“左 20° 右 5° 组合”两种,图 18(d)叶片攻角为 15°),马赫数为 0.3 共计 3 种状态的试验. 模拟结果分别如图 17(b),(c),(e)所示,分别模拟出了对称对涡和非对称对涡.

由图 18(b)可以看出两边旋流基本对称,但

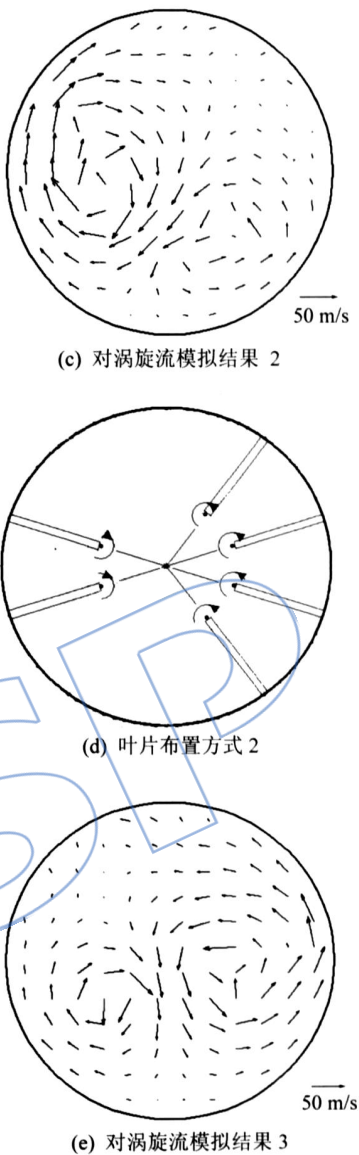
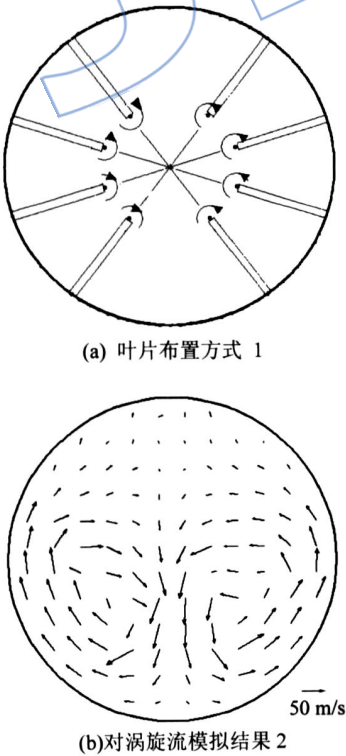


图 18 对涡旋流模拟结果及叶片布置
Fig. 18 Twin swirl simulation results and corresponding blade distribution

两边旋流中心都处于图谱下方,分析原因,主要是由于旋流诱导速度的存在,随着尾迹涡旋流后移,旋流中心位置向诱导速度方向移动. $\bar{\alpha}_{67} = -0.51^{\circ}$,也说明两边旋流强度基本相等. 由图 18(c)可以看出,两边旋流呈一大一小,即左边旋流强,右边旋流弱,主要是由于旋流叶片攻角不同而引起叶片产生的旋流强度不同,从而导致左边旋流比右边旋流强,而旋流中心位置的变化主要由左边强旋流的诱导速度方向决定,所以,与前面提到的对称对涡旋流图谱相比,两个旋流中心位置都向顺时针方向移动了一定的周向位置. $\bar{\alpha}_{67} = -5.73^{\circ}$,也说明顺时针旋流比逆时针旋流强,旋流总体呈顺时针方向. 由图 18(e)可以看出,两边旋流一强

一弱,呈不对称分布,主要原因为:虽然每个旋流叶片产生的集中涡旋流强度都相等,但左边旋流是由 2 个集中涡旋流共同作用而形成的,右边旋流是由 4 个集中涡旋流共同作用形成的,从而导致左边旋流较右边旋流弱,旋流中心位置的变化是由右边强旋流的诱导速度方向所决定,因此,与对称对涡旋流图谱相比,2 个旋流中心位置都向逆时针方向移动了一定的周向位置. $\bar{\alpha}_{87} = 3.64^\circ$,这说明逆时针旋流比顺时针旋流强,旋流总体呈逆时针方向. 3 种状态的 SCB 均较小,而 SCT 较大,都说明流场是典型的对涡旋流结构. 3 种状态的详细试验结果数据如表 2 所示.

表 2 对涡旋流风洞试验模拟结果
Table 2 Twin swirl simulation results of wind tunnel tests

叶片布置 方式	$\alpha/ (^\circ)$	整体涡 强度/ $(^\circ)$	SCB	对涡强度/ $(^\circ)$	SCT
图 18(a)	15	- 0.51	- 0.03	19.27	0.98
左 20/ 右 5		- 5.73	- 0.19	20.93	0.69
图 18(d)	15	3.64	0.14	18.82	0.74

4 结论及展望

要研究旋流就必须模拟出可控制的旋流,本文研制了叶片式旋流发生器,通过数值模拟、缩比模型的风洞试验逐步验证了该旋流发生器的有效性,分析了各种可调参数对旋流发生结果的影响.在总结前人工作的基础上提出了飞行试验中可行的旋流评价指标以及测量方案,并应用于风洞试验以进行验证.本文研究表明:

- 1) 在飞行试验中进行旋流的测量和评价有其特殊的要求,本文经过研究和分析认为,采用 $0.87 R_{\max}$ 处布置 12 支 3 孔或 5 孔探针测量旋流并利用整体涡强度、整体涡指数、对涡强度、对涡指数评价旋流是试飞中最可行的解决方案.
- 2) 本文设计的叶片式旋流发生器可在 $0.87 R_{\max}$ 处产生整体涡强度 $\bar{\alpha}_{87}$ 达 28° 的旋流;在可调参数中,叶片数、叶片攻角对旋流发生效果的影响最为显著;来流马赫数对旋流模拟结果几乎没有影响;通过不同的叶片布局方式可模拟出各种典型的旋流结构.
- 3) 本文利用 3 孔探针在风洞试验中验证了试飞中的旋流测量方案和评价体系,总体效果比较理想,但是在旋流流场中 3 孔探针常受径向偏转气流的影响,测量时有不稳定现象出现,后续可

考虑周向均布 12 支 5 孔探针来进行测量.

参考文献:

[1] Aulehla F. Intake swirl —a major disturbance parameter in engine/intake compatibility[C]// Proceedings of the 13th Congress of ICAS/ AIAA. Seattle: ICAS-82-4.8.1,1982.

[2] Ludwig G R. Case studies on effect of inlet swirl on engine operability[R]. Report to the S-16 Committee of the SAE, March 1993.

[3] Lotter K W, Jorg J. The effect of intake flow disturbances on APU compressor blade high cycle fatigue in the Airbus A300[C]// Proceedings of the 13th Congress of ICAS/ AIAA. Seattle: ICAS-82-4.6.2,1982.

[4] Beale D K, Cramer K B , King P S. Development of improved methods for simulating aircraft inlet distortion in turbine engine ground test [R]. AIAA Paper 2002-3045,2002.

[5] Stocks C P, Bissinger N C. Design and development of Tornado engine air intake[R]. A GARD-CP-301-1981.

[6] Hallett W L H. Swirl generator for independent variation of swirl and velocity profile [J]. AIAA Journal, 1986, 24 (7) :1212-1213.

[7] Weske D R. Experimental study of turbulent swirled flows in a cylindrical tube[J]. Fluid-Mechanics-Soviet Research, 1994, 34(3) :77-82.

[8] 彭成一, 马家驹, 尹军飞. 新机试飞中的进气道旋流测量[J]. 推进技术, 1994, 8(4) :8-13.

PENG Chengyi, MA Jiaju, YIN Junfei. Measurement of inlet swirls in flight[J]. Journal of Propulsion Technology, 1994, 8(4) :8-13. (in Chinese)

[9] 彭成一, 林峰, 张堃元. 旋流模拟器研究[J]. 航空动力学报, 1986, 1(2) :22-26.

PENG Chengyi, LIN Feng, ZHANG Kunyuan. Research of swirl generator[J]. Journal of Aerospace Power, 1986:1 (2) ,22-26. (in Chinese)

[10] 杨国才. 在流场匹配方面进气道反旋流措施的工程应用研究[J]. 推进技术, 1994, 4(2) :17-24.

YANG Guocai. Research on engineering application of anti-swirl measures in engine/intake compatibility [J]. Journal of Propulsion Technology, 1994, 4(2) :17-24. (in Chinese)

[11] 杨国才. 在进气道与发动机相容性方面反旋流措施的工程应用研究[J]. 推进技术, 1995, 16(4) :28-33.

YANG Guocai. A criterion for validation of engine/ S-duct-inlet compatibility [J]. Journal of Propulsion Technology, 1995, 16(4) :28-33. (in Chinese)

[12] 翁培富. S 弯进气道旋流模拟的转动叶片技术[J]. 空气动力学学报, 1997, 15(4) :519-52.

WENG Peifeng. Swirling flow simulator in a S-shaped diffuser by a rotating blade [J]. ACTA Aerodynamic Sinica, 1997, 15(4) :519-523. (in Chinese)

[13] Ahmed M, Wigeland R A, Nagib H M. Generation and management of swirling flows in confined streams[R]. Illinois Inst. of Tech, Interim Technical Report ARO-ITR-76-

- 1, June 1976.
- [14] Reichert B A. A study of high speed flows in an aircraft transition duct[R]. NASA TM104449, June 1991.
- [15] Guo R W, Seddon J. The swirl in an S-duct of typical air intake proportions[J]. The Aeronautical Quarterly, 1983, 34(2):99-123.
- [16] 林峰. 旋流模拟技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 1992.
- LIN Feng. Research on swirl simulation technique [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1992. (in Chinese)

JALSP