

侧风条件下地面涡来源和气动特性的数值研究

贾 惟¹, 孔庆国², 鞠鹏飞³, 雷 越⁴, 滕宏旭⁴

(1. 中国民航大学 适航学院, 天津 300300;

2. 中国民航大学 中欧航空工程师学院, 天津 300300;

3. 天津理工大学 机械工程学院, 天津 300384;

4. 中国民航大学 航空工程学院, 天津 300300)

摘 要: 为了研究侧风条件下地面涡的涡量源和地面涡的气动特性,选取缩比进气道并对侧风条件下的流场进行了数值模拟。结果表明:90°侧风条件下,尾涡和环境涡量都是地面涡的重要来源,即使不存在环境涡量,尾涡仍然可以单独形成地面涡,尾涡-地面涡流动模型能够很好地解释这一现象。地面涡涡量随来流速度的增加先增大后减小,临界速度比随离地间隙的增大而增大。离地间隙增大一倍,临界速度比增大65%,地面涡涡量峰值减小30%。受到地面涡本身以及流动分离的影响,进气道的总压损失随着来流速度比的减小而增大。

关 键 词: 侧风; 速度比; 离地间隙; 地面涡; 尾涡

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Numerical study on source and aerodynamic characteristic of ground vortex under crosswind condition

JIA Wei¹, KONG Qingguo², JU Pengfei³, LEI Yue⁴, TENG Hongxu⁴

(1. College of Airworthiness,

Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;

2. Sino-European Institute of Aviation Engineering,

Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;

3. School of Mechanical Engineering,

Tianjin University of Technology, Tianjin 300384, China;

4. College of Aeronautical Engineering,

Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: Numerical simulation of scaling intake duct was carried out for the purpose of exploring the source and aerodynamic characteristic of ground vortex under crosswind condition. Results showed that trailing vortex and ambient vortex were both the major contributions to the production of ground vortex under 90 degree crosswind condition. Even though there was no ambient vorticity, ground vortex could still be there under 90 degree crosswind

收稿日期: 2018-03-06

基金项目: 国家自然科学基金委员会与中国民用航空局联合资助项目(U1633113);

中央高校基本科研业务费中国民航大学专项(3122017086)

作者简介: 贾惟(1986—),男,助理研究员,博士,主要从事叶轮机械气动热力学研究。

引用格式: 贾惟,孔庆国,鞠鹏飞,等. 侧风条件下地面涡来源和气动特性的数值研究[J]. 航空动力学报, 2019, 34(2): 410-422. JIA Wei, KONG Qingguo, JU Pengfei, et al. Numerical study on source and aerodynamic characteristic of ground vortex under crosswind condition[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(2): 410-422.

condition as illustrated by the trailing vortex-ground vortex model. Vorticity of ground vortex increased to the maximum and then decreased with the increase of approaching flow velocity while the critical velocity ratio increased with the increase of height-to-diameter ratio. While the height-to-diameter ratio was doubled, the critical velocity ratio increased by 65% and the peak vorticity of ground vortex decreased by 30%. Total pressure loss of the intake duct increased with the decrease of approaching flow velocity ratio due to either ground vortex or flow separation.

Key words: crosswind; velocity ratio; height-to-diameter ratio; ground vortex; trailing vortex

航空发动机进气道吸入地面涡这个问题由来已久。20世纪50年代,在大型运输类飞机的使用中发现地面涡将地面的物体或者碎片吸入发动机,这给飞机的安全运行带来了不小的困扰。吸入发动机的杂质和碎片会磨损风扇叶片、腐蚀压气机叶片和封严装置,严重时甚至堵塞涡轮叶片的冷却孔,影响涡轮的冷却效果。地面涡不仅会吸入外来物,而且还易导致进气道流场发生严重畸变。这种进气畸变会降低发动机的喘振裕度,影响飞行安全^[1]。除此之外,发动机吸入地面涡之后,会影响风扇进口气流的速度分布。随着风扇尺寸的不断增大,速度梯度和气流角的改变使风扇叶片的振动增大,可能使风扇叶片发生高周疲劳破坏^[2-3]。地面涡现象因其对发动机性能与安全的双重危害而备受研究人员的重视。

在一定的来流条件下观察发现,地面和发动机进气道进口之间形成了一个旋涡,即所谓的地面涡。为了避免发动机吸入外来物,首先要清楚形成地面涡的条件。1959年,Klein最先提出了地面涡产生的三个条件:第一,地面上要存在一个滞止点;第二,从滞止点有一股气流上升到进气道进口;第三,环境中要存在涡量^[4]。一般情况下,第一个条件满足后,后面两个条件也会满足。为了能够在地面上形成一个滞止点,进气流管必须和地面发生相互作用。这种相互作用取决于两个无量纲参数,即离地间隙和速度比。为了使进气流管与地面能够发生相互作用,离地间隙尽可能小的同时使速度比尽可能大。因此,地面涡的气动特性一定与这两个参数密不可分。

为了在初始设计阶段判断是否出现地面涡,Jermy等人以离地间隙和速度比这两个无量纲参数为基础,汇总前人的实验结果,拟合出一条直线,称为地面涡生成边界曲线^[5]。这样就可以简单地通过速度比和离地间隙之间的关系初步判断

是否会产生地面涡。Murphy综合了Liu等人^[6]和Shin等人的实验结果^[7]以及真实发动机的流场显示图画,也给出了一个地面涡生的成边界^[8]。此外,Nakayama和Johns具体给出了一个速度比和离地间隙的关系式作为产生地面涡的判断准则^[9]。但是Brix等人的结果表明,更低的速度比下仍然会出现地面涡^[10]。通过对比分析后发现,不同学者之间得到的地面涡生成边界的差异较大,主要原因包括实验工况点不同、来流条件不同、观测方法不同以及旋涡识别方式不同等。同时,绝大多数的结果只能判断在某些条件下是否会出现地面涡,而无法给出地面涡强度。

飞机在滑跑和起飞的过程中,可能会面对不同的风力条件。通常来说,不同风力条件下地面涡的生成边界并不相同,其根本原因在于地面涡的形成机理有所差异。一般认为,有风的情况下才可能产生地面涡。但事实上,即使进气道处于无风状态(静止状态)下,只要发动机离地面足够近,进气道依然会吸入地面涡。Brix等人通过流动显示技术观察到无风状态下进气道进口地面涡的形态^[10]。Murphy等人采用SPIV(stereoscopic particle image velocimetry)测量了进气道的流场,对Brix的工作进行了定量验证^[11]。SPIV的结果与Brix等人通过流动显示观察到的结果完全吻合,但是由于旋涡的非定常性,进气道进口经常只能观察到单个旋涡,与理论分析和数值计算的结果存在一定的差异。

一般情况下,飞机在逆风条件起飞可以增大相对速度,提高升力,对于飞机起飞是相对有利的,因此逆风条件下地面涡的形成机制也是学术界和设计方最为关心的。早期研究认为,环境中的涡量是产生地面涡的最主要因素,逆风条件下环境涡量在进气道进口集中并增强,形成了地面涡。de Siervi等人通过水洞中的流动显示实验印证了上述观点,并指出不同的涡量源与进气道进

口形成的地面涡的数量以及旋转方向有直接关系^[12]。随后,Shin 等人又通过相关实验进行了定量验证^[7],证明了环境涡量与地面涡之间的这种关系。此外,Brix 还指出,随着速度比的变化,旋涡旋转方向发生了变化,在这两种状态之间一定存在一个过渡状态,但是 Brix 并没有给出这个过渡状态所对应的速度比。

Bissenger 和 Braun 同样采用氢气泡流场显示技术进行了实验,得到的流动拓扑与 Brix 有所不同^[13]。随后,Bissenger 和 Braun 还对两个进气道对置的情况进行了实验,两个进气道的对称面与原来地面的位置完全重合。Bissenger 等人在分析实验结果后认为,边界层并不是形成旋涡的必要条件。虽然来流本身并没有涡量源,但是氢气泡发生器本身就会产生涡量。Karlsson 等人采用 LES(large eddy simulation)方法对地面涡进行了数值模拟^[14-15]。结果表明,流动结构随着时间的变化有所不同,涡系中存在若干地面涡、马蹄涡以及流向涡,LES 的结果与 Bissenger 等人的流场显示结果相似。

de Siervi 等人考虑了 90° 侧风条件下两种不同的速度比,并在水洞中采用氢气泡流动显示的方法观察进气道的流场^[12]。与逆风条件的结果不同的是,无论在哪种情况下,进气道进口总会出现一个沿垂直地面方向的涡量。de Siervi 等人认为,侧风条件下环境涡量不是影响地面涡的决定因素,因此一定存在着某种与逆风条件不同的地面涡形成机制,但是并没有明确说明这种新的地面涡形成机制。

de Siervi 等人^[12]和 Shin 等人^[7]通过流动显示实验分析了速度比与流动拓扑结构之间的关系。结果表明,速度比较小时只存在两个旋转方向相反的尾涡,当速度比增加到某一个值时才会形成地面涡。Brix 等人也观察到了类似的现象^[10]。de Siervi 和 Shin 等人进一步分析后,都认为,地面涡的涡量与尾涡的涡量是相等的,但是 Brix 等人的实验结果却表明尾涡和地面涡的涡量并不相等,而且尾涡的涡量更小一些。随后,Brix 和 Shin 还分别开展了一些定量的测量工作,但是两者仍然得到了明显不同的结论。此外,Motycka 等人还在顺风条件下对地面涡的形成机理进行了实验研究^[1,16-17]。

近年来,国外专门针对发动机进气道地面涡问题的研究相对有所减少,但是从一个更广泛的角度针对旋涡与固壁的相互作用机理以及流动控

制技术开展了一些工作。Bourne 等人采用数值模拟的方法从更基础的层面研究了涡环和固壁的相互作用机理^[18]。Wijdeven 等人尝试采用涡发生器控制旋涡与固壁之间的相互作用^[19-20]。北京航空航天大学李超东等人采用定常数值模拟的方法研究了地面涡对进气道和发动机匹配的影响^[21]。南京航空航天大学的李浩认为,逆风条件下的流场在 0.3 s 之后基本趋于稳定,而且定常计算结果和非定常计算结果相差较小。因此,针对发动机短舱的地面涡问题采用定常的数值计算方法是完全可信的^[22]。此外,还有一些学者研究了直升机旋翼的地面效应^[23-24]。

综上所述,国内外学者对侧风条件下地面涡的生成机制以及地面涡的来源还存在不同的看法,而且对地面涡的研究基本上是通过流场显示技术进行定性判断,定量工作相对较少。本文利用数值模拟的优势,通过改变壁面边界条件对侧风条件下进气道的进口流场进行数值模拟,综合分析压力、速度以及涡量等物理场的信息,全面描述侧风条件下地面涡的形成和发展过程,揭示侧风条件下地面涡的生成机制及其气动特性,为工程设计提供参考。

1 研究对象及数值方法

1.1 研究对象

民机发动机进气道直径一般在 $2\sim 3\text{ m}$ 。一方面,为了使计算域边界对进气道进口流场的影响最小,计算域的尺寸至少要比进气道直径大一个数量级,这样在保证网格质量的前提下会导致网格数量巨大;另一方面,公开发表的文献中也鲜有真实进气道详细的流场数据,这给数值计算的校验带来了一定的困难。因此,本文在斟酌各方面因素之后,选取 Cranfield 大学缩比进气道为研究对象,如图 1 所示。该进气道为轴对称的圆柱形进气道,不包含进气锥和风扇。进气道唇口为椭圆形,椭圆形的长轴长与短轴长之比为 2。进气道的内径 $D_i=0.10\text{ m}$,外径 $D=0.14\text{ m}$,唇口的直径 $D_l=0.12\text{ m}$ 。在侧风条件下,进气道最大流量约为 1.46 kg/s ,进口马赫数约为 0.55。

1.2 计算域和计算网格

进气道所在的计算域为长 $\times$ 宽 $\times$ 高为 $24D_i\times 24D_i\times 18D_i$ 的长方体,如图 2 所示。进气道长度为 $12D_i$,位于计算域中央,进气道进口截面距离计算域前表面 $12D_i$,进气道中心线距离计算域侧

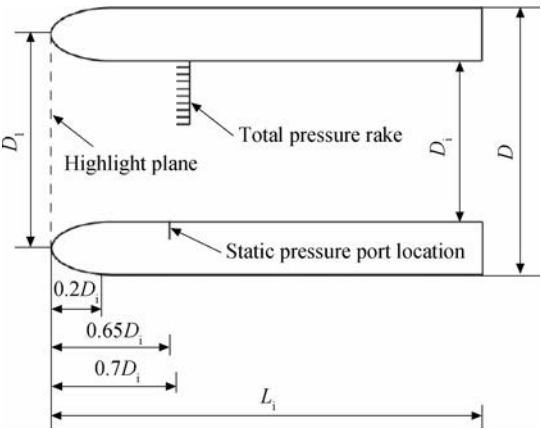


图 1 缩比进气道几何尺寸示意图

Fig.1 Schematic diagram of scaling intake duct dimensions

表面 $12D_i$ 。选取这样的计算域,一方面保证计算域与 Cranfield 大学风洞的尺寸基本一致;另一方面保证计算域边界不会对进气道进口流场产生干扰,计算结果也说明了计算域的设置是合理的。图 3 给出了进气道几何模型示意图以及关键的几何尺寸,其中 h 表示进气道唇口到地面的距离, H 表示进气道中心线到地面的距离。通常所说的离地间隙即为唇口与地面之间的距离 h ,本文中的离地间隙用唇口直径无量纲化,即用无量纲参数 h/D_i 或 H/D_i 来表示。

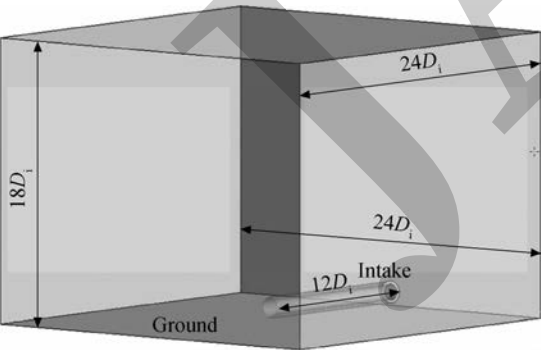
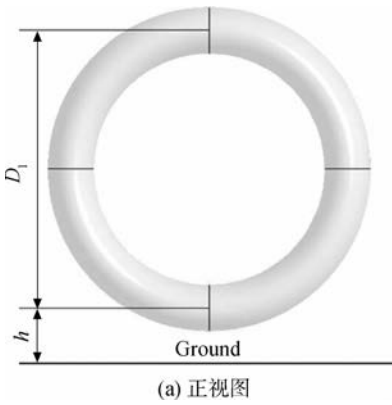


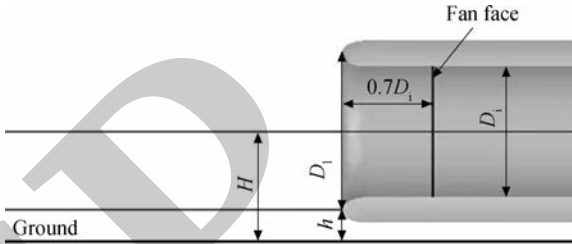
图 2 计算域示意图

Fig.2 Schematic of computational domain

采用商用软件 Pointwise 划分网格,网格总数约为 620 万。为了保证计算精度,选择六面体结构化网格对整个计算域进行网格划分,如图 4 所示。在网格拓扑方面,进气道壁面内外及唇口附近生成一层 C 型网格,以便对进气道近壁面区域的网格进行加密;在进气道内部布置蝶形网格,保证进气道内部与远前方网格过渡均匀;其余部分均采用 H 型网格。在边界层处理方面,设置近壁面第一层网格高度为 0.003 mm ,保证整个计算



(a) 正视图

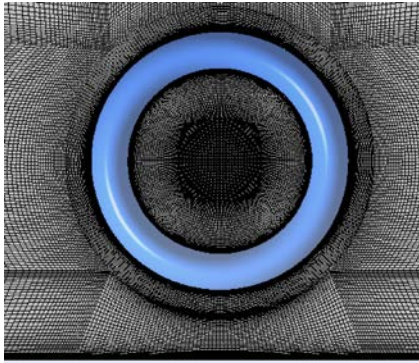


(b) 侧视图

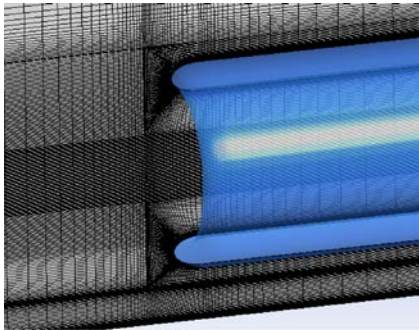
图 3 进气道几何模型和尺寸

Fig.3 View of intake duct model and geometry

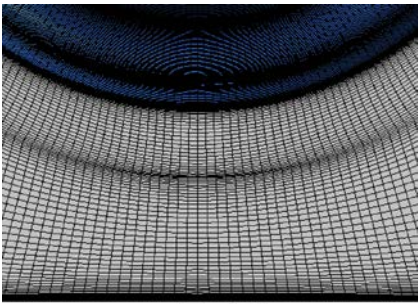
域内 Y^+ 的平均值在 1 左右且小于 2。同时,为了准确捕捉地面涡经过唇口吸入进气道这一现象,对进气道唇口附近的流向方向以及唇口与地面之间的网格进行了适当加密。Zantopp 采用 Richardson 外推的方法分析了网格数量对计算精度



(a) 正视图



(b) 侧视图



(c) 唇口位置
图 4 进气道网格
Fig. 4 Mesh of intake duct

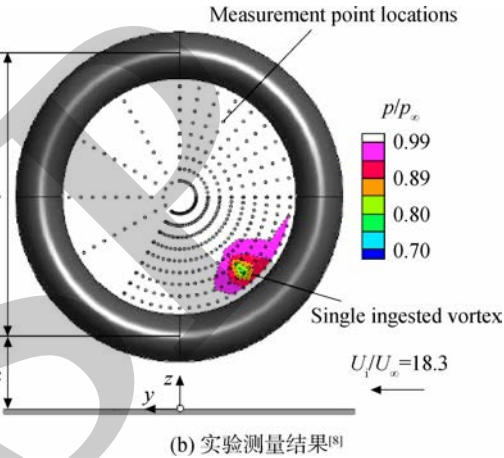
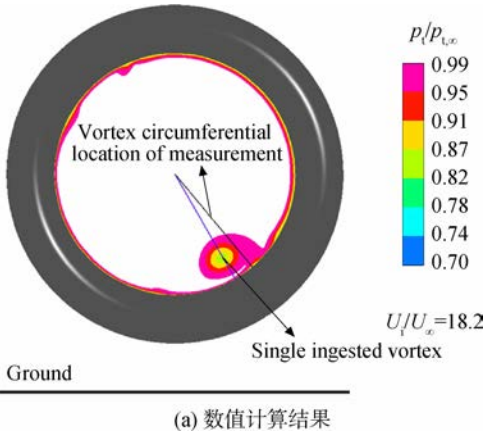


图 5 进气道进口总压恢复系数的数值计算与实验测量结果对比

Fig. 5 Comparison of intake duct total pressure recovery coefficient between numerical and measurements results

的影响^[25]。Zantopp 以及李浩^[22]的网格无关性结果均表明,620 万的网格数量足以准确地捕捉到地面涡这一类物理现象。

1.3 边界条件

采用 ANSYS CFX 15.0 软件进行数值计算,求解三维、黏性、定常、可压缩的 N-S 方程,工质为理想空气,选取 $k-\omega$ SST (shear stress transport) 湍流模型。地面和进气道内、外壁面均为绝热、光滑壁面;计算域上表面、前表面、后表面以及左侧表面(面向进气道方向)均为远场边界,远场压力为 101325 Pa,远场温度为 288 K;计算域右侧表面(视角为面向进气道方向)亦为远场边界,来流速度垂直于该表面,远场温度为 288 K,来流湍流度为 5%;进气道出口给定反压。不同工况下,通过调节进气道出口的反压,保证 fan face 截面的马赫数和进气道流量相等。

2 计算结果与分析

2.1 数值校验

图 5 给出了进气道总压恢复系数云图的数值计算结果和实验测量结果。图 5(a)给出的是离地间隙 $h/D_i=0.25$ 、速度比 $U_i/U_\infty=18.2$ 时,距离进气道唇口截面 $0.7D_i$ 处(即 fan face 截面)的总压恢复系数云图,图 5(b)给出了相同条件下的实验测量结果。 U_i 表示所考察截面的平均速度, U_∞ 表示来流速度,总压恢复系数定义为截面总压(p_i)与来流总压($p_{t,\infty}$)之比。从图中可以看出,侧风条件下,进气道进口处在靠近来流上游一侧存在一个总压损失较大的区域,引起总压亏损的原因正是因为吸入了地面涡,数值计算很好地捕捉到这一现象。在定量关系方面,涡核的总压损失最大,远离涡核总压损失逐渐减小,与实验结果基本吻合。但是,数值模拟结果与实验结果还存

在一些细微的差别:首先,数值模拟得到的地面涡位置与实验测得的地面涡位置在周向方向上有不到 9° 的偏差;其次,在进气道内壁面附近,计算得到的总压损失要大于实验得到的结果。原因可能包括两个方面:一方面,相比数值模拟的网格点,实验的测点相对偏少,特别是边界层附近都没有布置测点,所以实验测量的边界层损失较小;另一方面, $k-\omega$ SST 湍流模型对细微流动的模拟精度相对有限。综上,本文所选取的数值计算方法捕捉到了地面涡及其产生的总压损失,数值计算结果与实验测量结果吻合较好,对分析地面涡涡量来源及其气动特性是适用的。

2.2 尾涡向地面涡的转化

大量研究已经表明,在逆风条件下,来流边界层中的涡量是地面涡的主要来源,但是对侧风条件下地面涡来源的认识并不统一。以离地间隙 $h/D_i=0.25$ 、速度比 $U_i/U_\infty=18.2$ 为基准工况,

对侧风条件下地面涡的来源进行分析。该工况下,数值计算得到 fan face 截面的马赫数为 0.55,流量为 1.46 kg/s,与实验结果完全吻合。进一步,通过改变壁面的边界条件分析侧风条件下地面涡的来源,对比了四种工况:工况 1 为基准工况,地面、进气道内壁面和外壁面均为无滑移壁面;工况 2 中进气道外侧下半圆壁面为滑移壁面,地面、进气道内壁面、进气道外侧上半圆壁面均为无滑移壁面;工况 3 中地面为滑移壁面,进气道内壁面和外壁面均为无滑移壁面;工况 4 中地面、进气道内壁面和外壁面均为滑移壁面,如表 1 所示。通过改变壁面边界条件分析地面涡来源正是数值计算的优势所在,因为在实验室中很难使固体壁面完全成为滑移壁面。

表 1 不同工况对应的壁面边界条件
Table 1 Boundary condition for different cases

工况	壁面边界条件
1	所有壁面均为无滑移壁面
2	只有进气道外侧下半圆壁面为滑移壁面
3	只有地面为滑移壁面
4	所有壁面均为滑移壁面

图 6 给出了工况 1~工况 4 这四种工况下地面静压云图。侧风条件下,进气道进口附近出现了一个涡量集中的区域,形成了单个地面涡,地面涡中心对应一个低压核心,如图 6(a)所示。因为旋涡核心区域的静压较低,所以地面涡才会将其周围的杂质和颗粒吸入发动机。当进气道外侧下半圆壁面为滑移壁面时,黏性不再起作用,这时地面上低压核心的尺度略有减小,最低静压有所增大(如图 6(b)所示),可以认为地面涡的强度有所减弱。对比图 6(a)和图 6(b)可以猜想,进气道外侧下半圆壁面边界层中的涡量是地面涡的来源之一。当地面为滑移时,低压核心的尺度比工况 1

和工况 2 都要小,最低静压与工况 2 基本持平。当所有壁面均为滑移壁面时,看不到低压核心,说明此时地面涡已经消失。根据涡量不生不灭原理,地面涡的形成一定要有涡量源。综合上述信息可以认为,在侧风条件下,地面涡的涡量可以来源于地面边界层,也可来源于进气道外侧下半圆壁面的边界层。

图 7 给出了不同工况下 fan face 截面总压云图和进气道进口的流线分布,其中流线用径向涡量进行着色。一方面,从图 7(d)可知,在所有壁面滑移的条件下黏性不起作用,来流直接被吸入进气道,不会生成地面涡,地面也不存在低压核心区,与图 6(d)的结果完全一致。另一方面,地面涡产生了较大的总压损失,而且低总压区的位置与地面涡完全吻合,这与文中第 2.1 节中的分析一致。这样,图 5 中 fan face 截面的低总压区、图 6 中地面低压核心以及图 7 中的流线完全对应起来。对比图 7(a)、图 7(b)和图 7(c)可以看出,当来流从右向左流过进气道时,地面涡的涡量为负值(流线上涡量着色),根据右手定则,沿气流进入进气道的方向观察,地面涡旋转方向为逆时针,这一点从图 7 中也可以观察到。因此,无论是进气道外侧下半圆壁面为滑移壁面(工况 2),抑或是地面为滑移壁面(工况 3),地面涡始终是逆时针旋转。

综合分析图 6 和图 7 中的物理信息结合作者自己的分析,建立了尾涡-地面涡流动模型,如图 8 所示。垂直纸面向外为 z 轴正方向,来流方向沿 z 轴负方向(即垂直纸面向内);水平向右为 x 轴正方向,即气流在进气道内的流动方向。当进气道远离地面时,来流绕过进气道外表面后在进气道下游发生分离并形成一对尾涡。这对尾涡实际上是黏性流体流过固体表面后发生分离形成的分离涡,或者称为脱落涡。理想情况下,这一对尾涡的流动可以认为是一个二维流动,但是在进气

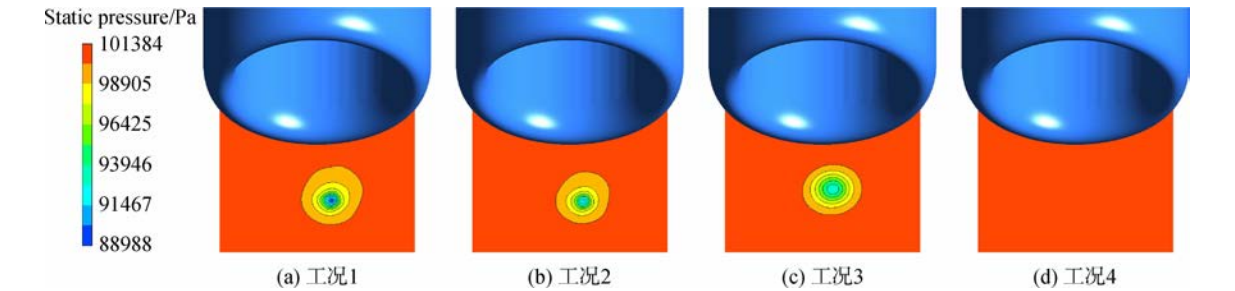


图 6 不同工况下地面静压云图
Fig. 6 Contours of ground static pressure for different cases

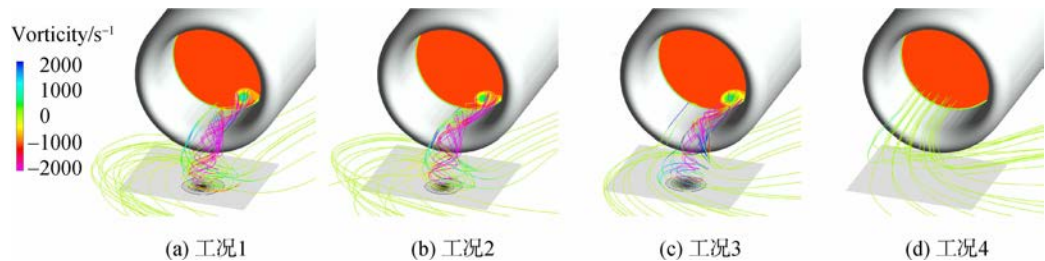


图 7 进气道进口总压云图和流线

Fig. 7 Contours of total pressure and streamlines at the inlet of intake duct

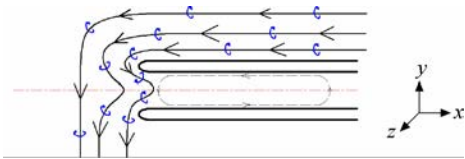


图 8 90°侧风条件下尾涡-地面涡流动模型

Fig. 8 Trailing vortex-ground vortex model under 90 degree crosswind condition

道抽吸作用下,表现出很强的三维性。从图 8 的视角观察,气流垂直纸面向内流过进气道外侧上半圆壁面后发生分离形成一个尾涡,根据右手定则,上半支尾涡的涡线方向向左,同理气流流过半圆壁面后形成的另一个尾涡的涡线方向向右,这样就形成了一个闭合的涡环,如图 8 中的虚线所示,其中虚线表示被进气道遮挡住的进气道下游的涡线。从图 8 的视角来看,在本文的来流条件下,闭合涡环的方向为逆时针。如果没有地面,在来流下游存在无数多个这样闭合的涡环。当进气道靠近地面后,尾涡的涡线与地面发生相互作用,相当于封闭的涡线被地面切断,于是在地面上形成了地面涡的起点,实际上就是螺旋结点,也是地面涡轴的起点,即图 6 和图 7 中的低压核心。远离进气道外表面的涡线基本不受影响,靠近进气道的涡线会被直接吸入进气道,在进气道内侧下半圆壁面附近形成一个方向与 x 正方向相反的旋涡,在进气道内侧上半圆壁面附近形成一个方向与 x 正方向相同的旋涡,这就是从流动角度对侧风条件下地面涡形成过程的描述和解释。据作者所知,侧风条件下尾涡向地面涡的转化过程以及本文提出的尾涡-地面涡流动模型在国内外公开发表的文献中鲜有出现。需要指出的是,图 8 只是给出了本文所设置工况下,地面涡形成过程的一个示意图,揭示出尾涡向地面涡转化的机制。但是转化的具体过程并不具有唯一性,因为地面涡的形成与气流的方向有很大关系。

为了验证图 8 所提出的尾涡-地面涡流动模

型以及对地面涡形成过程的解释,图 9 给出了工况 3 下 x 方向涡量云图和 y 方向涡量云图,其中 x 正方向和 y 正方向的定义与图 8 完全相同。沿着 x 轴正方向观察,来流从右向左流过进气道。在进气道上表面,黏性作用使气流流过进气道外壁面后发生分离,分离后形成沿 x 轴负方向的涡量,如图 9(a)所示。从宏观的角度来说,当进气道逐渐靠近地面时,来流流管与地面发生相互作用,一定会有涡线与地面相交后形成地面涡并被吸入进气道,而且地面涡涡线的方向一定与 y 轴正方向相反,如图 9(b)所示。因此, x 方向和 y 方向的涡量云图可以印证图 8 中尾涡-地面涡流动模型以及在这个基础上对地面涡形成过程的解释。

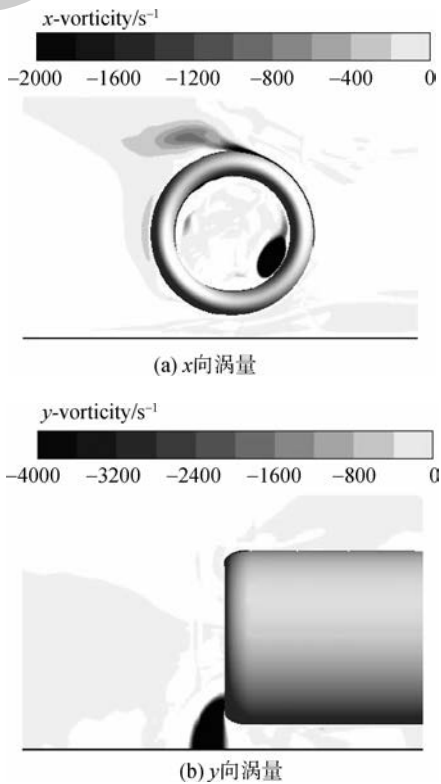


图 9 工况 3 中 x 方向涡量和 y 方向涡量云图

Fig. 9 Contours of x -vorticity and y -vorticity for case 3

2.3 环境涡量与地面涡的相互作用

在侧风条件下,除了尾涡形成的涡量场,来流边界层中也存在着涡量,即通常所说的环境涡量。图 10 给出了近地面处 y 方向无量纲速度云图和速度矢量图,其中 y 方向的速度 v 用进气道 fan face 截面的气流速度 U_i 进行无量纲化。从速度矢量的分布可以看出,进气道进口处存在一个明显的旋涡集中区,这就是上文提到的地面涡。对比图 10(a)和图 10(c)可以看出,当地面为无滑移时,进气道进口处存在一个 y 方向速度较大的区域;当地面滑移时,集中区虽然还存在,但是 y 方向的速度明显减小。对比图 10(b)和图 10(c)可以看出,地面无滑移时,进气道进口 y 方向的速度明显大于地面滑移时 y 方向的速度。

图 11 给出了不同工况下地面的极限流线。从图 11(c)中可以看出,地面为滑移条件时,近地面流场呈现出鞍点+结点的分布形式,鞍点在进气道下方,结点对应着尾涡和地面相互作用后生成的地面涡。从图 11(b)中可以看出,进气道外表面为滑移壁面时,近地面流场仍然呈现出鞍点+结点的分布形式,鞍点仍然位于进气道下方,结点对应着地面涡。当地面和进气道外表面均为无滑移条件时,近地面流场的拓扑结构没有发生

变化。

综合分析图 10 和图 11 中的流场信息,建立了 90° 侧风条件下环境涡量和地面涡相互作用的流动模型,如图 12 所示。图 12 给出了来流流管边界,对应着图 11 中流线密度较大的区域。流管边界将来流分成了两部分,靠近进气道一侧的流动加速,涡线变形、弯曲并汇聚到结点处形成地面涡,这就是进气道外侧下半圆壁面为滑移壁面时(图 7(b)和图 6(b)中所示),进气道进口处仍然存在地面涡的物理原因。当尾涡和环境涡量同时存在的时候,环境涡量的涡线变形、弯曲并环绕地面涡,在分离线两侧形成了一对旋转方向相反的涡。顺着来流方向观察,分离线左侧的旋涡顺时针旋转,分离线右侧的旋涡逆时针旋转。因为分离线左侧的旋涡更靠近地面涡,根据来流涡线的方向判断,这个旋涡使地面涡一侧流动的 y 方向速度增大。从这个角度可以认为,地面涡是尾涡与环境涡量相互叠加的结果,这种叠加作用使地面涡更加集中的同时 y 方向的速度增大,这就能很好地解释图 10 中的结果。本文的计算结果一方面验证了 Murphy^[8]的实验结果;另一方面也可以说明本文算例中的网格数量以及数值模拟方法已经能够捕捉到地面涡及其周围流动的主要特征。

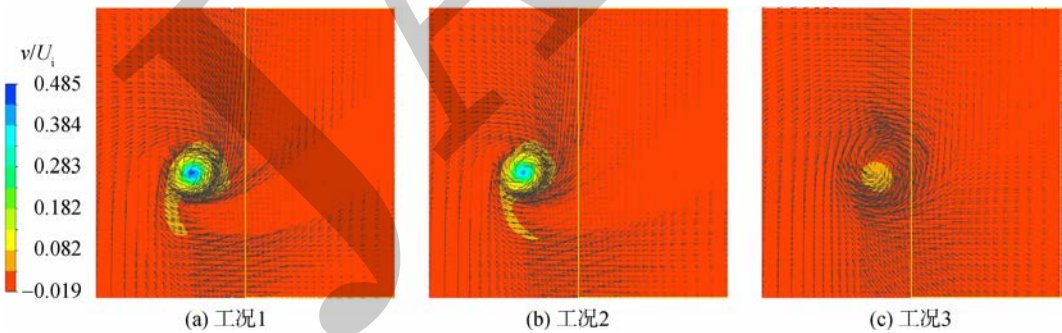


图 10 近地面无量纲 y 向速度云图和速度矢量
Fig. 10 Contours of non-dimensional y -velocity and velocity vector near the ground

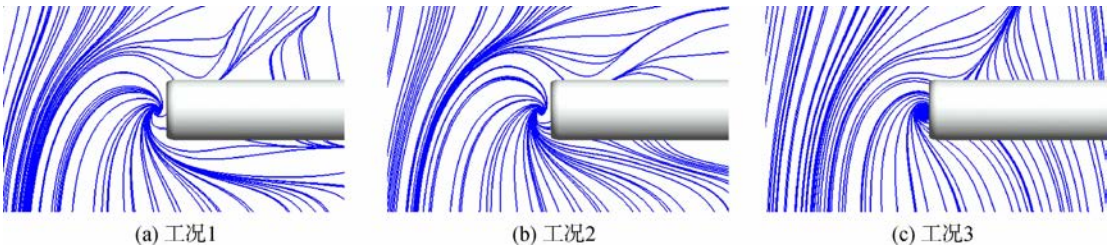


图 11 近地面极限流线
Fig. 11 Limiting streamlines near the ground

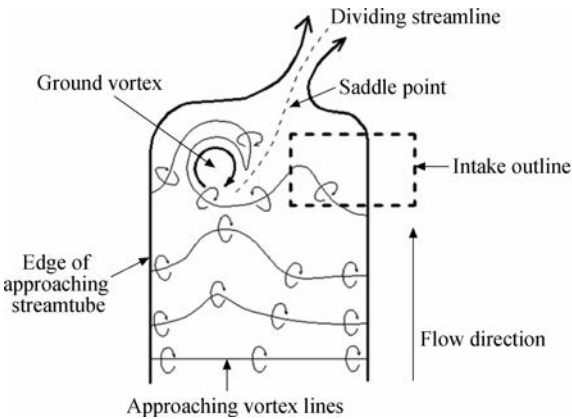


图 12 90°侧风条件下环境涡量与地面涡相互作用示意图
Fig. 12 Schematic diagram of interaction between ambient vortex and ground vortex under 90 degree crosswind conditions

2.4 地面涡的气动特性

本文分别用涡量、总压损失系数与速度比 U_i/U_∞ 之间的关系来描述地面涡的气动特性。涡量可以表示地面涡强度的大小,总压损失系数可以描述地面涡所产生损失的大小。在前文工作的基础上,又考虑了 $h/D_1 = 0.20, 0.32, 0.40$ 三种离地间隙的情况,其中 $h/D_1 = 0.40$ 基本与现代大涵道比涡扇发动机相吻合。对于每一个离地间隙,考虑来流速度 $U_\infty = 5, 10, 15, 20, 25, 30, 35, 40$ m/s 八种工况。从计算结果来看,上述八个来流速度对应的速度比 U_i/U_∞ 的范围基本在 35.5~4.5 之间。不同工况下保证进气道 fan face 截面的马赫数和流量相等。

图 13 给出了不同离地间隙下,无量纲涡量 Γ^* 和速度比 U_i/U_∞ 之间的关系。无量纲涡量 Γ^* 定义为

$$\Gamma^* = \frac{|\Gamma_g|}{U_i D_1} \quad (1)$$

其中 Γ_g 为地面涡涡量。在本文设定的来流方向下,地面涡的涡量为负值,因此取其绝对值进行计算。为了能够更加准确地计算地面涡本身的涡量,在进气道唇口截面(即 $D_1 = 0.12$ m)内,选取半径 $r_1 = 0.055$ m 的圆面计算地面涡的涡量(小于零的部分),如图 14 所示。从图中可以看出,小于零的涡量基本上全部是由地面涡贡献,这样选取计算截面可以忽略掉边界层内的负涡量对计算结果的影响。

从图 13 可以看出,速度比减小,涡量先增大;当速度比减小到某个值,涡量达到极大值;随后速度比继续减小,涡量急剧下降。使地面涡涡量达

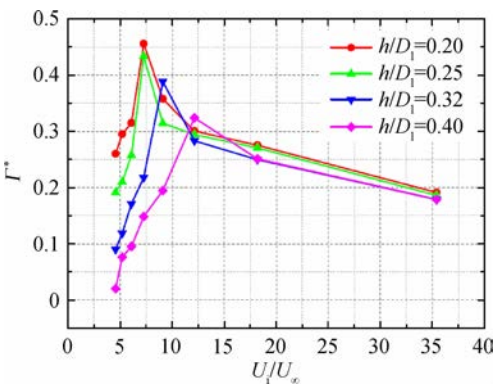


图 13 不同离地间隙下速度比与涡量的关系
Fig. 13 Relationship between velocity ratio and vorticity for different height-to-diameter ratios

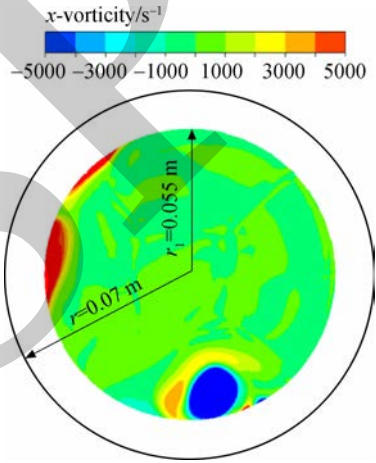


图 14 涡量计算示意图
Fig. 14 Disc of vortices calculation

到最大的速度比定义为临界速度比,对应的来流速度称为临界来流速度。离地间隙增大一倍,临界速度比增大约 65%,地面涡涡量峰值减小约 30%。从物理上解释涡量与速度比之间的关系,图 15 给出了 $h/D_1 = 0.25$ 时, $U_\infty = 10, 25, 40$ m/s 三种工况下,进气道进口截面涡量云图和进气道进口附近地面的静压云图,其中 C25V10 表示 $h/D_1 = 0.25$ 且 $U_\infty = 10$ m/s,其他工况以此类推。给定离地间隙 $h/D_1 = 0.25$,根据流量连续原理,当来流速度较小时,来流流管截面较大,因此来流流管与地面一定会相交,因此会产生地面涡,图 15(a)中的涡量云图和地面静压云图印证了这一点。当来流速度逐渐增大后,来流流管的截面积减小,涡量增大,地面涡强度增加,低压核心的静压更低,如图 15(b)所示,这也是 $h/D_1 = 0.25$ 时地面涡涡量的最大值。当来流速度进一步增大,来流流管截面积继续减小,这时来流流管与地面

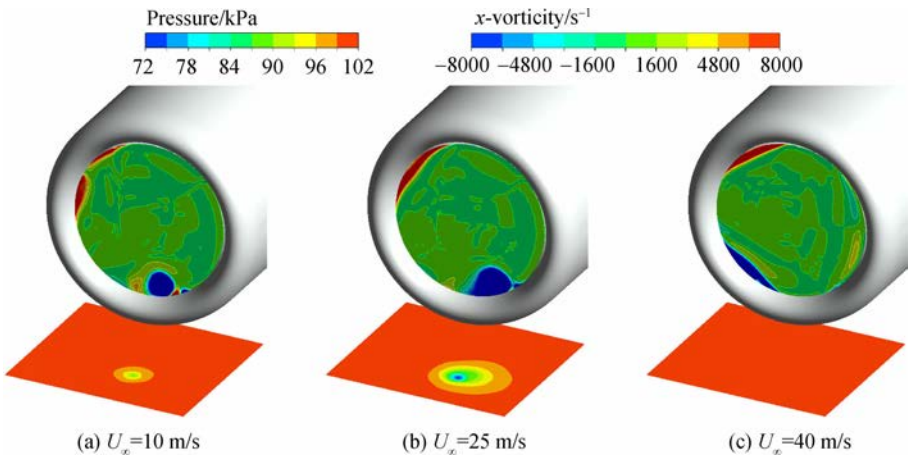


图 15 $h/D_1=0.25$ 时不同来流速度下的 x 方向涡量和静压云图

Fig. 15 Contours of x -vorticity and static pressure for different approaching flow velocity when $h/D_1=0.25$

不再相交,因此不再生成地面涡,地面的低压核心也随之消失,如图 15(c)所示。当来流流管与地面分离后,来流流过进气道外壁面相当于一个圆柱扰流流动,因此来流流过进气道外壁面后发生分离并形成尾涡,在进气道的抽吸作用下,尾涡被吸入进气道,根据图 8 的流动模型可知,这对尾涡的旋转方向相反,图 15(c)中的涡量云图印证了这一点。

从图 13 还可以看出,当离地间隙减小到 $h/D_1=0.20$ 时,涡量总体上比 $h/D_1=0.25$ 还要偏高一些,这是因为离地间隙减小,来流流管与地面的相互作用更强,直接导致地面涡的强度增大,但是临界速度比并没有发生变化。离地间隙逐渐增大后,进气道逐渐远离地面,来流流管与地面之间的相互作用减弱,地面涡强度也呈现出降低的趋势。需要特别指出的是,当离地间隙增大之后,临界速度比也随之增大,即来流的临界速度降低。临界速度比和离地间隙之间的关系从物理上也是可以理解的。当离地间隙增大后,在同样的来流速度下,来流流管截面积不变,但离地间隙的增大导致来流流管与地面过早分离,从而使地面涡消失,因此临界速度比增大,对应的地面涡强度也有所减弱。

图 16 给出了不同离地间隙下, fan face 截面上总压损失和速度比 U_i/U_∞ 之间的关系曲线。用 δ_{60} (记为 δ_{60}) 来表示总压损失系数的大小,定义如下:

$$\delta_{60} = \frac{p_{t,ave} - p_{60,ave}}{p_{t,\infty} - p_\infty} \quad (2)$$

其中 $p_{t,ave}$ 表示 fan face 截面的平均总压, $p_{60,ave}$ 表示 fan face 截面上总压最小的 60° 扇区的平均总

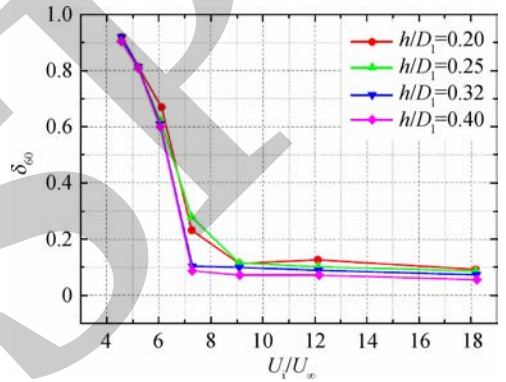


图 16 不同离地间隙下速度比与总压损失的关系

Fig. 16 Relationship between velocity ratio and total pressure loss for different height-to-diameter ratios

压, $p_{t,\infty} - p_\infty$ 为远前方来流的动压。对于离地间隙相对较小的工况,当速度比大于临界速度比时,总压损失随着速度比的减小略有增大;速度比减小到临界速度比时,总压损失突然增加;继续减小速度比,总压损失继续增大。图 17 给出了 $h/D_1=0.25$ 时 $U_\infty=25\text{ m/s}$ 和 40 m/s 两种工况下, fan face 截面总压恢复系数云图,结合图 5(a)中 $U_\infty=10\text{ m/s}$ ($U_i/U_\infty=18.2$) 的结果可以分析 δ_{60} 变化的物理原因。当速度比大于或等于临界速度比时,地面涡主导进气道进口截面的流场,且地面涡所占的扇形区域小于 60° , δ_{60} 描述的就是地面涡所产生的总压损失。因此,随着速度比的减小,地面涡强度逐渐增大,所以产生的总压损失也相应增加。当速度比小于临界速度比后,地面涡消失,来流在进气道进口截面上游一侧形成了大面积的分离,导致总压损失进一步增大,这时, δ_{60} 描述的则是分离区总压损失的大小。当离地间隙增大后,总压损失随来流速度比的变化趋势基本与之

前保持一致,速度比小于临界速度比时总压损失略有增加但变化不大,当速度比小于临界速度比后,总压损失急剧增加,而且分离产生的总压损失数倍于地面涡产生的总压损失。需要指出,对于 $h/D_i=0.32$ 和 $h/D_i=0.40$ 两种工况,总压损失突增对应的速度比 $h/D_i=0.20$ 和 $h/D_i=0.25$ 两种工况要小。根据亚声速气流的流动规律,流管收缩,气流加速。离地间隙增大,进气道与地面之间的距离增加,来流速度相同时,离地间隙较大工况流管收缩程度较小,气流加速程度减弱,速度较小,速度梯度较小,所以离地间隙增大时,总压损失增加得较慢,总压突增对应的速度比更小。

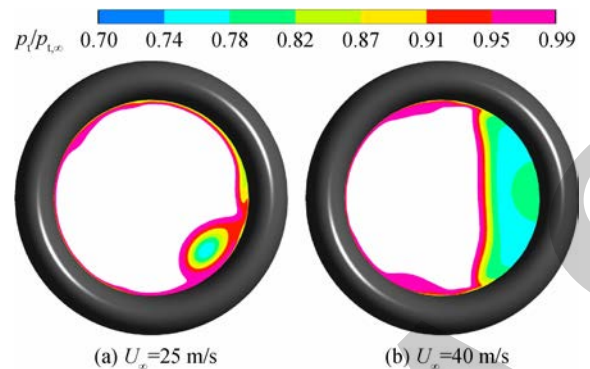


图 17 $h/D_i=0.25$ 时不同来流速度下总压恢复系数云图
Fig. 17 Contours of total pressure loss coefficient for different approaching flow velocity when $h/D_i=0.25$

综合本文 32 种工况的计算结果,通过分析流场并结合速度比 U_i/U_∞ 和离地间隙 H/D_i 的关系绘制了地面涡生成边界图,如图 18 所示。这里的离地间隙用进气道中心线到地面的距离 H 与进气道内径 D_i 之比表示,其中 H 与 h 存在如下换算关系:

$$H = h + \frac{1}{2}D_i \tag{3}$$

图 18 中横坐标是离地间隙 H/D_i ,纵坐标是速度比 U_i/U_∞ 。结合进气道进口截面的涡量云图和地面静压云图判断不同离地间隙和速度比的组合是否会生成面涡,进而绘制出一条直线,称之为地面涡生成边界(图中虚线)。虚线上方表示如果满足这样的离地间隙和速度比关系,则会生成地面涡;虚线下方表示满足这样的离地间隙和速度比关系,则不会生成地面涡。

除了地面涡生成边界,图 18 还给出了无量纲涡量 Γ^* 的云图,这也是本文与国内外其他学者所绘制的地面涡生成边界的重要不同之处,可以为

初步设计提供定量数据。综合上述信息可以看出,如果速度比减小的同时离地间隙也减小,则更容易生成地面涡,而且此时地面涡强度也相对较大,随着速度比的增大或者离地间隙的增大,地面涡强度有所减弱。对于边界上方“vortex”区, Γ^* 基本上就是地面涡的涡量;对于边界下方的“no vortex”区, Γ^* 对应边界层内的涡量或者进气道吸入的尾涡的涡量。由于本文中的速度比、离地间隙和涡量均为无量纲形式,所以借助图 18 不仅可以定性判断进气道在特定安装条件下是否会出现地面涡,更为重要的是,还可以初步确定不同工况下地面涡强度,为进气道以及进气道/发动机匹配设计提供了更加丰富的定量信息。

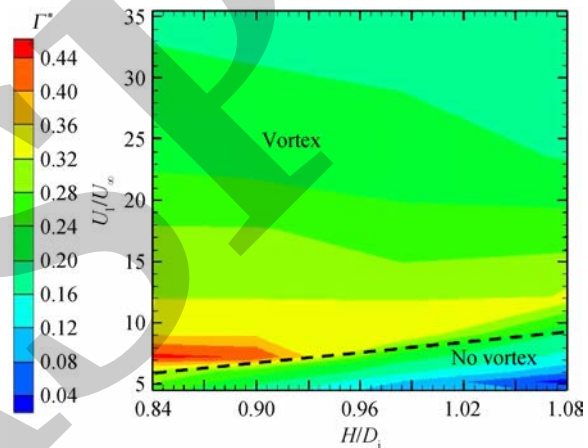


图 18 包含无量纲涡量的地面涡生成边界
Fig. 18 Ground vortex formation boundary with non-dimensional vorticity

本文对缩比进气道模型进行了数值模拟,分析了侧风条件下地面涡的生成机理及其气动特性。在真实情况下,风扇的旋转对进气道内的流动有一定影响。从物理的角度来看,风扇对进气道流动的影响在数值计算中体现在下游静压分布对进气道进口流场的影响。因此,考虑风扇的影响实际上就是将风扇的抽吸作用转化为一个静压分布的边界条件,与本文直接抽吸的边界条件进行比较。但是,本文中缩比进气道模型管道较长且内径很小(只有 0.1 m),很难对真实风扇抽吸产生的静压分布进行相似化分析和对比。

根据本文的分析和建立的流动模型,在侧风条件下地面涡的涡量主要来源于尾涡和地面边界层中的涡量,地面涡的形成和发展过程主要发生在进气道之外和进气道唇口附近。因此风扇对这两个过程的影响均不太大,尤其是在进气道之外的部分。在进气道之内、风扇之前,即使不考虑非

定常的影响,风扇也会对旋涡产生较大的影响,其物理原因就是风扇转动导致流场静压分布的变化。

如果是下游很远的抽吸(即本文的工况),那么管内的流动基本倾向于平直,也就是说截面内的压力基本是均匀的,除非有涡的环量,涡内静压会低,但它只与截面内的环量有关,与涡所造成的轴向速度变化无关。如果考虑风扇,则轴向速度的变化一定要影响静压,相对来看,涡的轴向加速以及收缩可能会多一些。但是从另外一个角度来看,由于地面涡的绝对尺度和相对尺度相对较小,只要是沿地面涡所在位置向上游追溯到大概 1~2 个旋涡直径的位置,静压分布的影响就不太大了,因为地面涡流动结构的特征尺度应该是旋涡直径的尺度,而不是进气道进口直径的尺度。

3 结 论

本文以缩比进气道为研究对象,通过改变固体壁面的边界条件,采用数值模拟的方法研究了侧风条件下地面涡涡量的来源、地面涡生成的物理机制以及地面涡的气动特性,建立了尾涡-地面涡流动模型,得到了如下结论:

- 1) 本文提出的尾涡-地面涡流动模型能够形象描述并解释尾涡转化为地面涡的过程。在侧风条件下,即使环境中不存在涡量,尾涡仍然可以单独生成地面涡,这是与逆风条件下地面涡生成机理的重要不同之处。
- 2) 环境涡量和尾涡单独都可以形成地面涡,两者同时存在的情况下,环境涡量环绕尾涡后两者互相叠加形成地面涡。
- 3) 地面涡强度随来流速度的增加先增大后减小,临界速度比随离地间隙的增大而增大,临界速度比对应的涡量减小。离地间隙增大一倍,临界速度比增大 65%,地面涡涡量峰值减小 30%。
- 4) 速度比较大,总压损失随速度比的减小略有增加,地面涡产生的损失占主导;速度比小于临界速度比时,总压损失随速度比的减小显著增加,分离损失占主导。
- 5) 本文给出了包含地面涡强度的地面涡生成边界,不仅可以判断是否会生成地面涡,还可以给出地面涡强度的具体数值,为进气道以及进/发匹配设计提供了更加丰富的定量信息。

参考文献:

[1] MOTYCKA D. Ground vortex-limit to engine/reverser op-

eration[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1976, 98(2): 258-264.

[2] DI MARE L, SIMPSON G, SAYMA A. Fan forced response due to ground vortex ingestion[R]. ASME Paper GT2006-90685, 2006.

[3] GREEN J. Forced response of a large civil fan assembly [R]. ASME Paper GT2008-50319, 2008.

[4] TRAPP L, GIRARDI R. Evaluation of engine inlet vortices using CFD[R]. AIAA-2012-1200, 2012.

[5] JERMY M, HO W. Location of the vortex formation threshold at suction inlets near ground planes by computational fluid dynamics simulation[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2008, 222(3): 393-402.

[6] LIU W, GREITZER E, TAN C. Surface static pressures in an inlet vortex flow field[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1985, 107(2): 387-393.

[7] SHIN H, GREITZER E, CHENG W, et al. Circulation measurements and vortical structure in an inlet vortex flow field[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1986, 162: 463-487.

[8] MURPHY J. Intake ground vortex aerodynamics [D]. Cranfield, UK: Cranfield University, 2008.

[9] NAKAYAMA A, JOHNS J. Correlation for formation of inlet vortex[J]. AIAA Journal, 1998, 37(4): 508-510.

[10] BRIX S, NEUWERTH G, JACOB D. The inlet-vortex system of jet engines operating near the ground[R]. AIAA-2000-3998, 2000.

[11] MURPHY J, MACMANUS D, TAYLOR M. A quantitative study of intake ground vortices [R]. ISABE-2007-1209, 2009.

[12] DE SIERVI F, VIGUIER H, GREITZER E. Mechanisms of inlet-vortex formation[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1982, 124: 173-207.

[13] BISSENGER N, BRAUN G. On the inlet vortex problem [R]. NASA CR-132536, 1974.

[14] KARLSSON A, FUCHS L. Time evolution of the vortex between an air inlet and the ground [R]. AIAA-2000-0990, 2000.

[15] KARLSSON A, FUCHS L. Vortex systems and the interaction between an air inlet and the ground [R]. ICAS-0522, 2000.

[16] MOTYCKA D, WALTER W. Experimental investigation of inlet ground vortices during reverse thrust operation [R]. AIAA 75-1322, 1975.

[17] MOTYCKA D, WALTER W, MULLER G. An analytical and experimental study of inlet ground vortices[R]. AIAA 73-1313, 1973.

[18] BOURNE J, WAHONO S, OOI A. Numerical investigation of vortex ring ground plane interactions[J]. Journal of Fluids Engineering, 2017, 139(7): 071105. 1-071105. 10.

[19] WIJDEVEN T, KATZ J. Automotive application of vortex generators in ground effect[J]. Journal of Fluids Engineering, 2014, 136(2): 021102. 1-021102. 8.

[20] 李超东, 宁方飞, 贾新亮. 地面涡对进发匹配的影响[J]. 燃

气涡轮试验与研究,2015,28(4):7-11.

LI Chaodong, NING Fangfei, JIA Xinliang. Study on the effects of ground vortex on the inlet-engine matching[J]. Gas Turbine Experiment and Research,2015,28(4):7-11. (in Chinese)

[21] 李超东. 大型飞机进气道—风扇匹配的数值模拟研究[D]. 北京:北京航空航天大学,2014.

LI Chaodong. Numerical simulation research on the matching of inlet-fan in the big aircraft[D]. Beijing:Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2014. (in Chinese)

[22] 李浩. 地面涡对段舱进气道性能的影响研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2017.

LI Hao. Research on the influence of ground vortex on nacelle inlet[D]. Nanjing:Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2017. (in Chinese)

[23] 朱明勇,招启军,王博. 基于 CFD 和混合配平算法的直升机旋翼地面效应模拟[J]. 航空学报,2016,37(8):2539-2551.

ZHU Mingyong, ZHAO Qijun, WANG Bo. Simulation of helicopter rotor in ground effect based on CFD method and hybrid trim algorithm[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2016,37(8):2539-2551. (in Chinese)

[24] 辛冀,李攀,陈仁良. 地面效应中前飞旋翼的自由尾迹计算[J]. 航空动力学报,2013,28(12):2655-2662.

XIN Ji, LI Pan, CHEN Renliang. Calculation of free-wake of forward flying rotor in ground effect[J]. Journal of Aerospace Power,2013,28(12):2655-2662. (in Chinese)

[25] ZANTOPP S. Jet engine ground vortex studies[D]. Cranfield, UK; Cranfield University, 2008.

(编辑:陈 越)