

文章编号: 1000-8055(2023)01-0151-09

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210435

大型运输机地面涡流场数值模拟

杨 柳, 刘 雨, 王俊琦

(中国航空工业集团有限公司 中国飞行试验研究院, 西安 710089)

摘 要: 针对地面涡现象, 建立了大型运输机装配涡扇发动机的三维模型, 采用数值仿真方法模拟计算不同风速、风向、滑行速度条件下的地面涡流场。根据计算结果分析得到了地面涡流场分布特征及变化规律, 提出了该型机运营过程中的注意事项。结果表明: 针对该型机, 地面涡进气主要造成进气旋流畸变, 进气总压畸变水平较低, 畸变指数保持在 1.1%~1.7% 之间。逆风风速大于 5 m/s 时地面涡消失, 其强度随风速增加先增后减; 随着风向变化, 地面涡流场的涡系结构不断变化, 处于下风侧的短舱更容易产生地面涡; 滑行条件下地面涡强度变化较小, 滑行速度达到 3 m/s 时已无涡吸入。实际使用中, 地面静止开车时应着重观察旋流畸变较大的 1 号、4 号发动机的工作状态; 滑行时应着重观察地面涡吸入能力较强的 2 号、3 号发动机的外物吸入情况。

关 键 词: 大型运输机; 地面涡; 旋流畸变; 总压畸变; 流场分析

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Numerical simulation of ground vortex flow field of large transport aircraft

YANG Liu, LIU Yu, WANG Junqi

(Chinese Flight Test Establishment,

Aviation Industry Corporation of China Limited, Xi'an 710089, China)

Abstract: A three-dimensional model of a large transport aircraft equipped with turbofan engine was established to study the ground vortex. Numerical simulation method was used to simulate the ground vortex flow field under different wind speeds, directions and taxiing speeds. According to the results, the distribution characteristics and variation rules of the ground vortex flow field were obtained, and the matters needing attention in the aircraft operation were put forward. The results showed that, for this type of aircraft, the ground vortex mainly caused the inlet swirl flow distortion, the total inlet pressure distortion was low, and the distortion index was kept between 1.1%—1.7%. When the upwind speed was greater than 5 m/s, the ground vortex disappeared, and its intensity first increased and then decreased with the increase of wind speed. With the change of wind direction, the ground vortex structure changed constantly, and the nacelle on the downwind side was more likely to produce ground vortex. Under the taxiing condition, the intensity of ground vortex changed little, and there was no vortex suction when the taxiing speed reached 3 m/s. In practice, the working state of No.1 and No.4 engines with large swirl distortion should be observed when the engine was running on the ground. During taxiing, focus should be put on observing the foreign object damage of No.2 and No.3 engines with strong ground vortex suction capacity.

Keywords: large transport aircraft; ground vortex; swirl distortion; total pressure distortion; flow field analysis

收稿日期: 2021-08-10

基金项目: 国家科技重大专项(2017-V-0001-0050)

作者简介: 杨柳(1995-), 女, 助理工程师, 硕士, 主要从事航空发动机飞行试验研究。

引用格式: 杨柳, 刘雨, 王俊琦. 大型运输机地面涡流场数值模拟[J]. 航空动力学报, 2023, 38(1): 151-159. YANG Liu, LIU Yu, WANG Junqi.

Numerical simulation of ground vortex flow field of large transport aircraft[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(1): 151-159.

地面涡是飞机发动机工作时,进气道入口气流与地面或靠近发动机唇口的机体相互作用,在发动机内流道形成的一种特有的旋流涡,属于旋流进气的一种形式,具有影响因素多、形成范围小、强度指标高等特点。其形成的高强度、小范围的旋流会在发动机进口造成旋流畸变,改变风扇局部区域的进气攻角和气动负载,严重时诱发风扇失速、喘振等气动不稳定现象。在反推状态下还会与吸入进气道的尾喷流共同作用,加剧发动机进口压力畸变的同时引发温度畸变^[1-3]。此外,地面涡产生的强大吸附作用会将地面上的砂石等外来物吸入发动机内部,轻则磨损发动机旋转部件、造成涡轮叶片冷却通道堵塞、降低发动机使用寿命;重则打伤风扇或压气机叶片,带来结构损伤^[4]。因此,在发动机的研制阶段及随机适航取证试飞期间,须考虑并验证地面涡进气对发动机性能和稳定性以及安全运营的影响。

为了探索、解决飞机发动机研制过程中遇到的地面涡旋流畸变问题,国内外研究者们针对地面涡进行了大量研究。在生成理论方面,Klein^[5]通过大量试验和分析,提出了地面涡存在的基本要求;赵光敏等^[6]提出了一个地面涡流动模型;马申义^[7]通过试验研究对地面涡形成原理及流场内的速度和压力分布进行了详细分析。在数值仿真方面,Trapp等^[8]、Yadlin等^[9]、Mishra等^[10]、Rehby^[11]对不同的发动机分别进行了仿真建模,通过改变无量纲高度比等关键参数,研究了地面涡产生的影响因素及不同风向下的地面涡形成情况,结果表明:地面涡的存在必须要有涡量,即必须有黏性的存在;无量纲高度比的变化主要影响涡的大小和吸入位置;顺风条件下地面涡的强度及带来的压力畸变、速度畸变均更强。李超东等^[12]、刘浩等^[13]、王成^[14]对纯短舱进气道及加入风扇叶片的短舱进气道地面涡进行了数值模拟,获得了来流条件、短舱距地面高度、叶片数、转速等因素对地面涡的影响规律。在试验研究方面,Murphy等^[15-17]在低速风洞中对地面静止、地面移动速度与气流同步及地面移动速度与气流不同步3种情况下不同逆风风速下地面涡的强度及特点进行了研究,同时研究了速度比、无量纲环量及附面层厚度对地面涡的影响。Moytcka和Walter等^[18-19]给出了风速、风向、安装高度比对地面涡驻点位置及驻点吹除速度的影响。上述针对地面涡的研究多以单独短舱为主,涉及整机地面涡的研究较少。

本文针对地面涡效应更加突出的需要在土质、沙尘区域的简易跑道起降的大型运输机建立了整机三维模型,对不同风速、风向、滑行速度等典型

工况下的地面涡流场进行了仿真及分析,获取了该型机贴近实际使用的地面涡流场分布特征、变化规律及对进气道出口截面的影响,提出了运营时的注意事项,可以为试验试飞设计提供参考。

1 建模与仿真

1.1 模型及网格

以大型运输机装配大涵道比涡扇发动机为研究对象,该型机无量纲高度比为 h/D_1 ,其中 h 为装机条件下唇口前缘下部距离地面高度, D_1 为进气道进口前缘直径,如图1所示。建立计算域,并利用ICEM软件生成非结构网格,对进气道入口位置的网格进行局部加密,模型在计算域中的位置如图2所示,计算域底部为地面,计算域长、宽分别为飞机翼展和机身长度的20倍,高度为飞机高度的6倍。

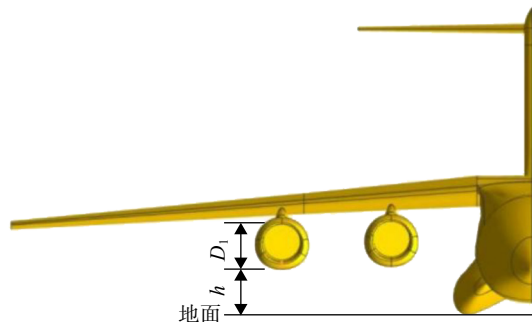


图1 模型尺寸示意图

Fig. 1 Model size diagram

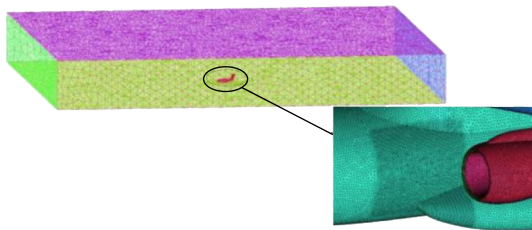


图2 计算域网格

Fig. 2 Computing domain mesh

1.2 边界条件

计算域外部边界除底部为无滑移壁面边界条件外,其余均为压力远场边界条件,并给定来流速度。进气道出口为压力出口边界条件,因地面涡出现在发动机近地面大功率运转状态,故将目标流量设定为与真实发动机起飞状态的质量流量一致;短舱后部端面为速度入口边界条件,给定与来流相同的速度;短舱壁面为无滑移壁面边界条件,如图3所示。计算采用密度基求解器,稳态计算,对通量采用Roe-FDS(flux difference splitting)格式,控制方程离散采用2阶迎风格式。湍流模

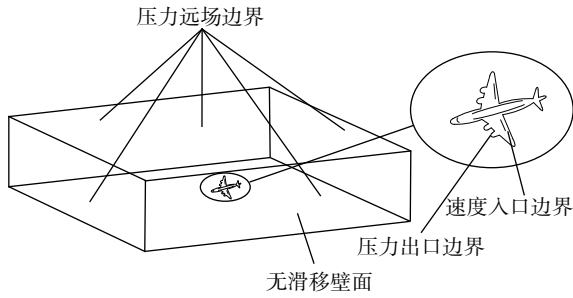


图3 边界条件设置

Fig. 3 Boundary condition setting

型采用 SST(shear stress transfer) $k-\omega$ 模型, 计算工质为理想气体。

1.3 算例验证

为了验证所选择的边界条件和湍流模型能否准确模拟地面涡进气涡系结构和流场分布, 在开展仿真之前, 首先对所采用的数值模拟方法进行验证。校验算例为 Murphy 等^[15]在 Cranfield 大学低速风洞中进行的地面涡试验, 如图4所示, 该模型为 1/30 的缩比模型, 其中, D_i 为进气道进口前缘直径, D_i 为进气道内径。Murphy 等开展了 4 种进气道离地高度的地面涡试验, 本文选取离地无量纲高度 $h/D_i=0.25$, 侧风 20、25、30 m/s 的试验点进行验证。

试验中 Murphy 等选取离地面高度 $h/D_i=0.083$ 的截面作为试验流场测量截面, 数值模拟同样截取该位置处的截面进行流场分析。数值模拟的无量纲环量与试验值的对比如图5所示, 图中 V_i 为进气道出口轴向速度, V_∞ 为自由流相对速度, Γ 为环量, 可以看出, 数值模拟稍大于试验测量, 但两者环量变化趋势吻合良好。图6所示为数值模拟

和试验测量的地面涡流线对比, 可以看到地面涡的位置基本相同, 涡量分布类似。因此, 本研究所采用的数值模拟方法可以用于地面涡的计算。

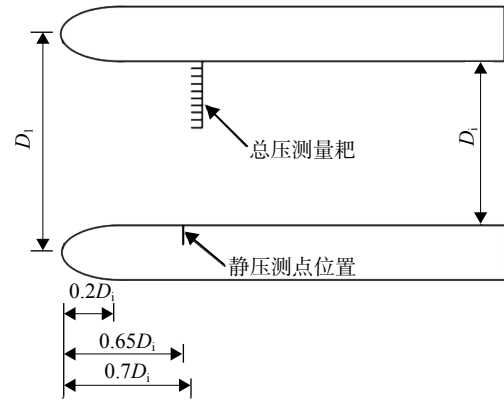


图4 校验模型尺寸

Fig. 4 Calibration model size

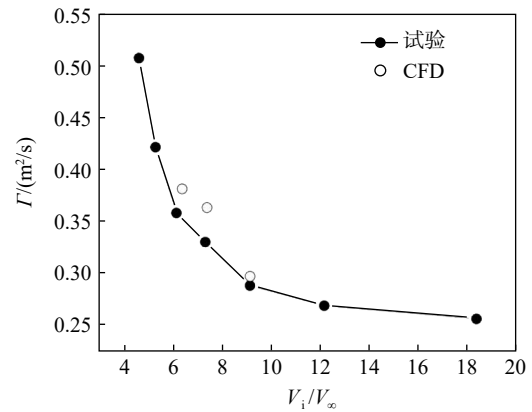
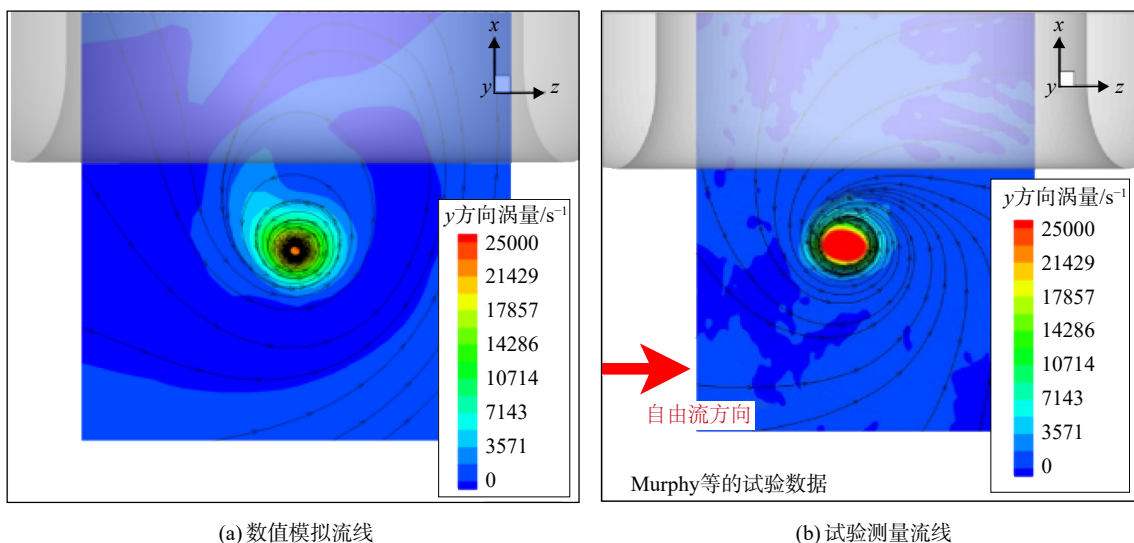
图5 数值模拟与试验测量的地面涡 Γ 对比Fig. 5 Comparison of Γ of ground vortex between numerical simulation and experimental measurement

图6 流线对比

Fig. 6 Comparison of streamlines

2 地面涡流场评价指标

2.1 环量

环量是速度矢量在积分路径方向的分量沿该路径的线积分,是国内外在旋涡强度度量方面最常用的指标,环量越大地面涡强度越大。为了定量分析不同风速、风向等条件下的地面涡强度,评估各因素对地面涡流场的影响,计算进气道出口截面地面涡的环量 Γ 。 Γ 的定义为

$$\Gamma = \oint_l V \cdot dl = \iint_S (\nabla \times V) \cdot dS \quad (1)$$

式中 V 为沿着闭合曲线的速度, l 为包围地面涡的封闭曲线, S 为该封闭曲线围成的曲面,在数据处理时对地面涡环量进行无量纲化,无量纲环量 Γ^* 的定义为

$$\Gamma^* = \frac{\Gamma}{D_1 V_i} \quad (2)$$

式中 V_i 为进气道出口轴向速度。如果同时存在正环量和负环量的地面涡(地面涡的转动方向相反),总环量的计算方法为

$$\Gamma_{\text{total}} = |\Gamma^+| + |\Gamma^-| \quad (3)$$

2.2 周向总压畸变指数

为了定量分析地面涡引起的总压畸变,计算进气道出口截面周向总压畸变指数 $\Delta\bar{\sigma}_0$,周向总压畸变指数越大地面涡引起的总压畸变越大。按照GJB/Z 64A-2004《航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机进口总压畸变评定指南》中的方法, $\Delta\bar{\sigma}_0$ 定义如下:

$$\Delta\bar{\sigma}_0 = 1 - \frac{\sigma_0}{\sigma_{\text{av}}} \quad (4)$$

式中 σ_0 为低压区总压恢复系数, σ_{av} 为面平均总压恢复系数。

2.3 旋流畸变指数

为了定量分析地面涡引起的旋流畸变,计算进气道出口截面旋流畸变指数(量符号记为 $S_{c,60}$), $S_{c,60}$ 越大地面涡引起的旋流畸变越大。 $S_{c,60}$ 定义如下:

$$S_{c,60} = \frac{\bar{u}_{60,\text{max}}}{Q} \quad (5)$$

式中 $\bar{u}_{60,\text{max}}$ 表示 60° 扇形区内平均切向速度的最大值, Q 为进气道出口中心速度。

3 仿真结果及分析

3.1 逆风不同风速下地面涡流场分析

本节研究风速对地面涡进气流场的影响,飞机静止,发动机工作在起飞状态,分别模拟逆风风速为0、1、2、3、4 m/s和5 m/s条件下的地面涡流场。

图7以逆风风速为3 m/s时1号发动机进气道出口的流线图为例,可以看到,地面涡在进气道出口下方造成了明显的流线偏转。

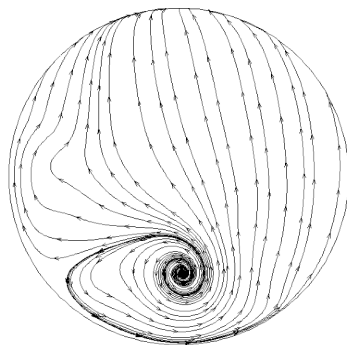


图7 逆风条件下进气道出口流线图

Fig. 7 Inlet and outlet streamline under headwind condition

图8是不同风速下地面涡进气流线及近地面静压云图。为便于区分,将4个短舱从左至右(逆航向)分别命名为1号、2号、3号、4号短舱。可以看出,风速为0 m/s时,4个短舱分别吸入了一个与地面之间形成的地面涡,且2号、3号短舱还吸入了与机身两侧形成的地面涡;风速为1 m/s时,2号、3号短舱进气涡系保持不变,1号、4号短舱分别吸入了一个短舱外部绕流形成的尾涡;风速为2 m/s时,1号、4号短舱进气涡系保持不变,2号、3号短舱与机身两侧形成的地面涡被吹除,仅剩短舱和地面之间的一个地面涡;风速为3 m/s时,4个短舱与地面之间分别形成了一个地面涡;风速为4 m/s时,内侧2号、3号短舱未吸入涡,这是因为外侧短舱离地面更近,在4 m/s风速下,1号、4号短舱地面涡进气强度更大,使得本就趋于消失的2号、3号短舱近地面气流汇入其中;风速为5 m/s时,4个短舱地面涡均被吹除,无地面涡吸入。

可以发现,随着逆风风速的增加,地面涡进气逐渐向外侧发动机转移,这是因为外侧发动机距地面的高度略低于内侧。此外,近地面静压云图显示,在地面涡驻点位置均出现了明显的低压区,

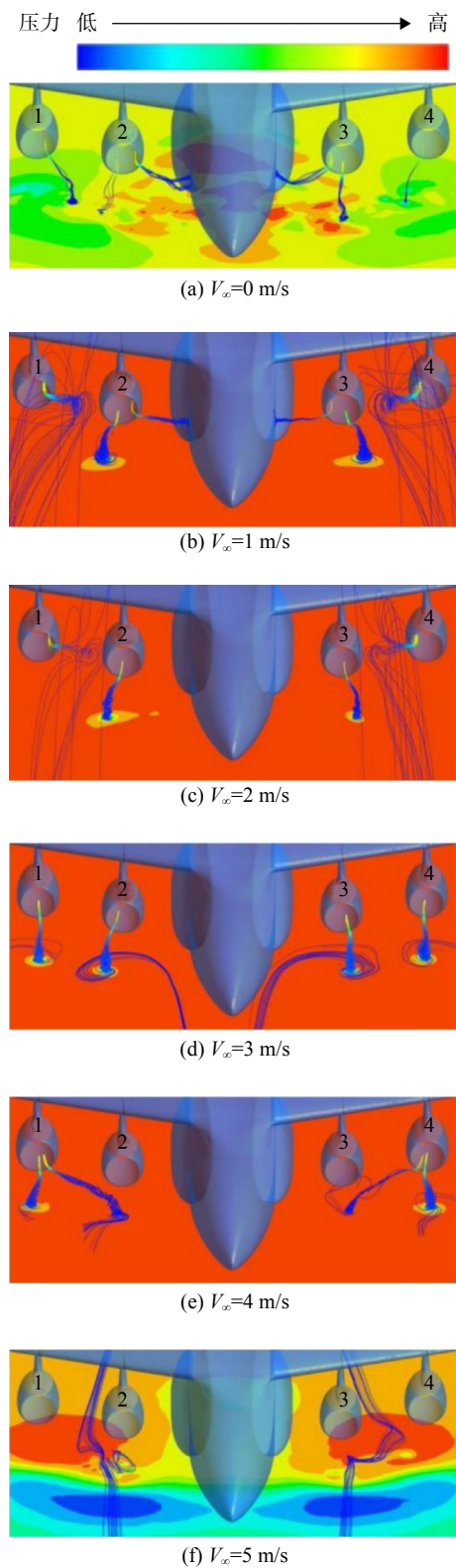


图8 不同逆风风速下流线图

Fig. 8 Streamline under different headwind speeds

杂物随地面涡被吸入进气道有可能造成外物吸入损伤,因此在逆风风速较小时应关注内侧发动机外物吸入情况,逆风风速较大时地面涡外物吸入的关注点应向外侧发动机转移。

图9是4个短舱进气道出口截面的无量纲环量 Γ^* 随逆风风速增大的变化曲线,可以看到随逆风风速的增加,无量纲环量基本呈现先增加后减小的趋势,在逆风风速达到3 m/s时无量纲环量达到最大值,此时外侧1号、4号短舱的无量纲环量值约是内侧2号、3号短舱的2倍。

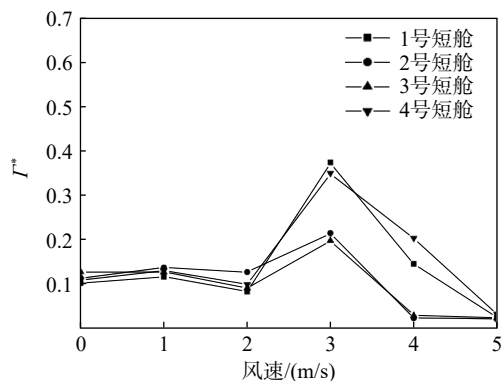


图9 无量纲环量随逆风风速的变化

Fig. 9 Dimensionless circulation vs. headwind speeds

图10是4个短舱进气道出口截面的 $S_{c,60}$ 随逆风风速变化曲线,可以看到, $S_{c,60}$ 的变化趋势与无量纲环量一致,在风速为3 m/s时各短舱 $S_{c,60}$ 达到最大值,且此时1号、4号短舱的 $S_{c,60}$ 远高于2号、3号短舱,说明风速为3 m/s时地面涡在1号、4号短舱出口造成的旋流畸变最大。因此逆风条件下应多关注外侧1号、4号发动机在地面涡进气条件下的工作状态。

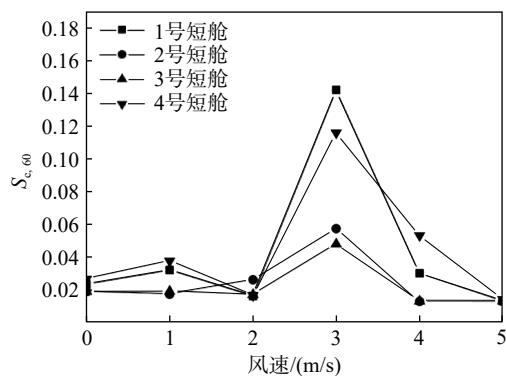
图10 $S_{c,60}$ 随逆风风速的变化Fig. 10 $S_{c,60}$ vs. headwind speeds

图11是4个短舱进气道出口截面的周向总压畸变指数 $\Delta\sigma_0$ 随逆风风速变化曲线,可以看到,周向总压畸变指数在1.1%~1.5%之间小幅变化,保持在较低水平,可见逆风条件下地面涡进气在进气道出口造成的总压畸变较小。

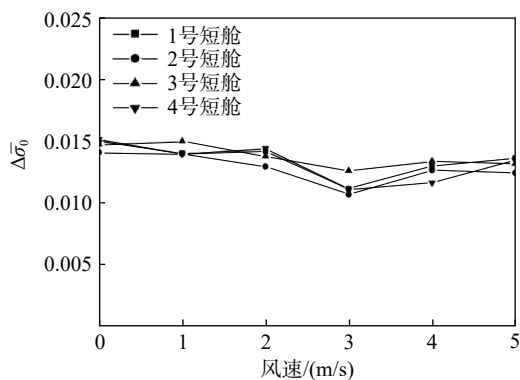


图 11 周向总压畸变指数随逆风风速的变化

Fig. 11 Circumferential total pressure distortion vs. headwind speeds

3.2 不同风向下地面涡流场分析

本节研究风向对地面涡进气流场的影响, 飞机静止, 发动机工作在起飞状态, 风速选取逆风条件下地面涡进气最强时的风速为 3 m/s, 风向选取如图 12 所示的 180°、210°、240°、270°、300°、330°、360° 一共 7 种工况。

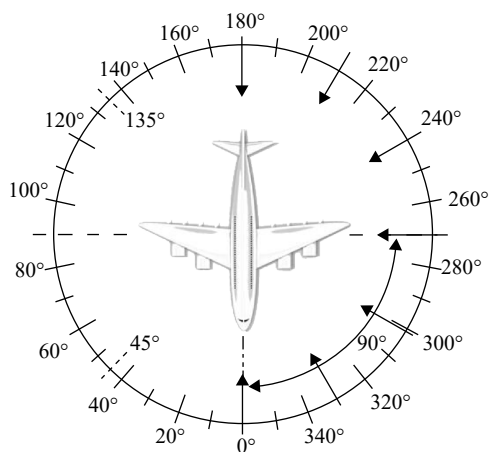
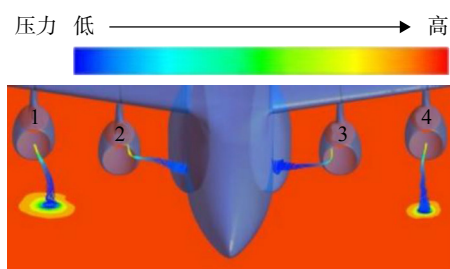


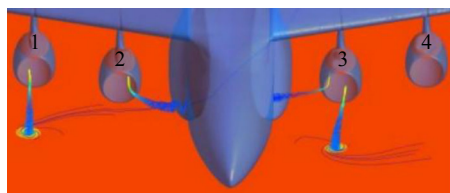
图 12 风向示意图

Fig. 12 Wind direction diagram

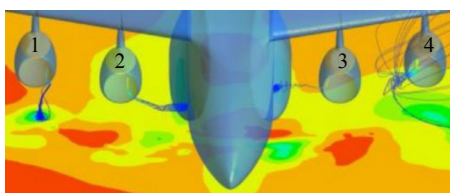
图 13 所示是不同风向下地面涡流线及近地面静压云图。可以看到, 风速为 3 m/s 条件下, 180° 风向(顺风)时, 1 号、4 号短舱吸入了与地面之间形成的一个地面涡, 2 号、3 号短舱各吸入了一个与机身两侧形成的地面涡; 风向转为 210° 时, 飞机逆航向左侧机身涡系结构和 180° 风向相同, 但右侧 4 号短舱的地面涡消失, 3 号短舱同时吸入了与地面和机身之间形成的两股地面涡; 风向转为 240° 时, 飞机逆航向左侧机身涡系结构仍保持不变, 但 3 号短舱与地面之间形成的地面涡被吹除, 只剩下与机身之间形成的地面涡, 4 号短舱吸入了一个尾涡; 进一步地, 当风向转为 270° 时,



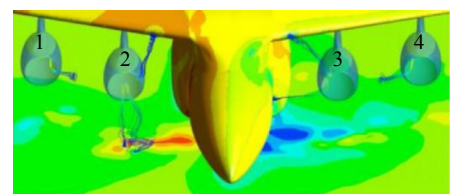
(a) 风向为 180° (顺风)



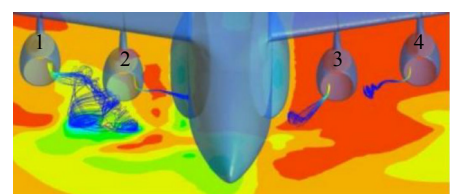
(b) 风向为 210°



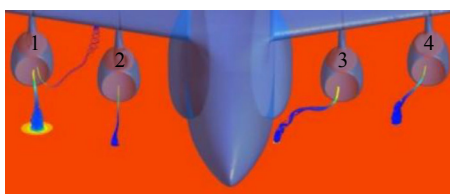
(c) 风向为 240°



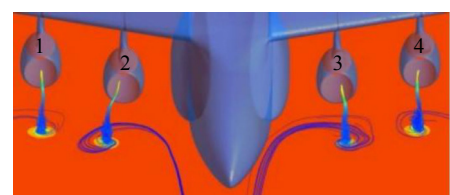
(d) 风向为 270°



(e) 风向为 300°



(f) 风向为 330°



(g) 风向为 360° (逆风)

图 13 不同风向下流线图

Fig. 13 Streamline under different wind directions

1号、4号短舱分别吸入了一个尾涡,2号短舱与地面之间形成了一个地面涡,3号短舱吸入了机身右侧形成的地面涡,同时2号、3号短舱分别吸入了与两侧机翼形成的地面涡;当风向转为 300° 时,1号短舱吸入了与地面间形成的地面涡,并且可以看到地面上有两个涡的驻点,表明是两股地面涡进气混合后进入1号发动机,此时2号短舱吸入了与机身左侧之间形成的地面涡。3号、4号短舱分别吸入了一个尾涡;当风向转为 330° 时,4个短舱与地面之间均形成了一个地面涡,同时1号短舱吸入了与机翼表面形成的地面涡;当风向转为 360° (逆风)时,4个短舱分别与地面之间形成了一个地面涡,机身机翼处无地面涡产生。

可以发现,随着风向的变化,地面涡的形成情况不断变化,处于上风侧的短舱更易生成尾涡,处于下风侧的短舱更易生成地面涡,当风向与逆航向夹角大于 30° 时机身处更容易产生涡。

此外,由图13中的近地面静压云图可以看到在风向为 240° 、 270° 、 300° 时,地面涡驻点与周围静压差距较小,说明此时地面涡外物吸入能力较弱。

图14~图16所示分别是4个短舱进气道出

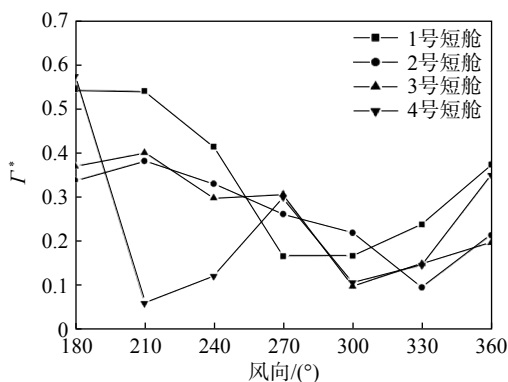


图14 无量纲环量随风向的变化

Fig. 14 Dimensionless circulation vs. wind directions

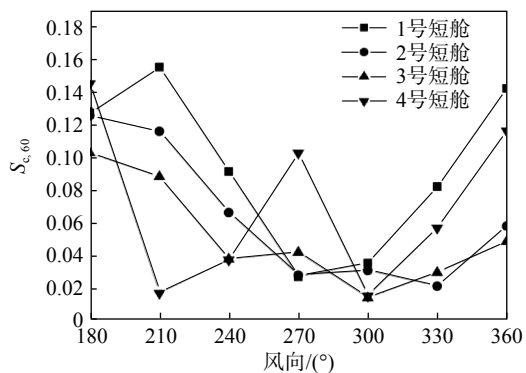


图15 $S_{c,60}$ 随风向的变化

Fig. 15 $S_{c,60}$ vs. wind directions

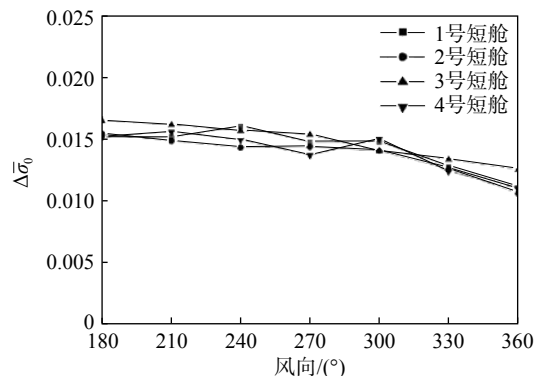


图16 周向总压畸变指数随风向的变化

Fig. 16 Circumferential total pressure distortion vs. wind directions

口截面的无量纲环量 Γ^* 、旋流畸变指数 $S_{c,60}$ 、周向总压畸变指数 $\Delta\sigma_0$ 随风向的变化曲线,可以看到,顺风(180°)时进气道出口无量纲环量最大,随着风速从顺风转向逆风,进气道出口无量纲环量及 $S_{c,60}$ 呈现先增大后减小的趋势,在风向为 300° 时达到最小值,且当存在顺风分量时进气道出口无量纲环量及 $S_{c,60}$ 比存在逆风分量时大。周向总压畸变指数仍在小范围内波动,量值很小。此外顺风及逆风条件下外侧1号、4号短舱进气道出口的无量纲环量明显大于内侧2号、3号短舱。

3.3 不同滑行速度下地面涡流场分析

本节研究飞机滑行速度对地面涡进气流场的影响,无风、发动机工作在起飞状态,飞机滑行速度为3.6、7.2、10.8 km/h。其中,与逆风状态给定远场来流风速及无滑移壁面条件不同的是,滑行状态下在数值仿真边界条件中设置相应的地面滑移速度。

图17所示是不同滑行速度 V_g 下的地面涡流线及近地面静压云图,可以看到,滑行速度为3.6 km/h时,1号、4号短舱分别形成了一个尾涡,2号、3号短舱分别吸入一个与地面之间形成的地面涡和一个与机身之间形成的涡,2号、3号短舱下方近地面存在明显的低压区;滑行速度为7.2 km/h时,1号、4号短舱同样分别形成一个尾涡,2号、3号短舱分别吸入一个与机身之间形成的地面涡;滑行速度为10.8 km/h时,4个短舱均无地面涡吸入。

图18~图20所示分别是4个短舱进气道出口截面的无量纲环量 Γ^* 、旋流畸变指数 $S_{c,60}$ 、周向总压畸变指数 $\Delta\sigma_0$ 随飞机滑行速度增大的变化曲线,可以看到,无量纲环量随滑行速度增大逐

渐减小, $S_{c,60}$ 随滑行速度增大呈先增大后减小趋势。可以发现, 地面涡仅在开始滑行的瞬间造成较强的进气旋流, 同时, 周向总压畸变指数基本保持不变, 表明滑行时地面涡进气对风扇截面进气总压畸变的影响程度基本不变。

对比滑行及逆风条件下的地面涡流场, 可以发现两种工况下地面涡强度及造成的旋流畸变的变化趋势基本一致, 在达到最大值时的速度略有不同。逆风时地面涡吸入位置从内侧发动机向外侧发动机转移, 而滑行时只在内侧发动机处存在

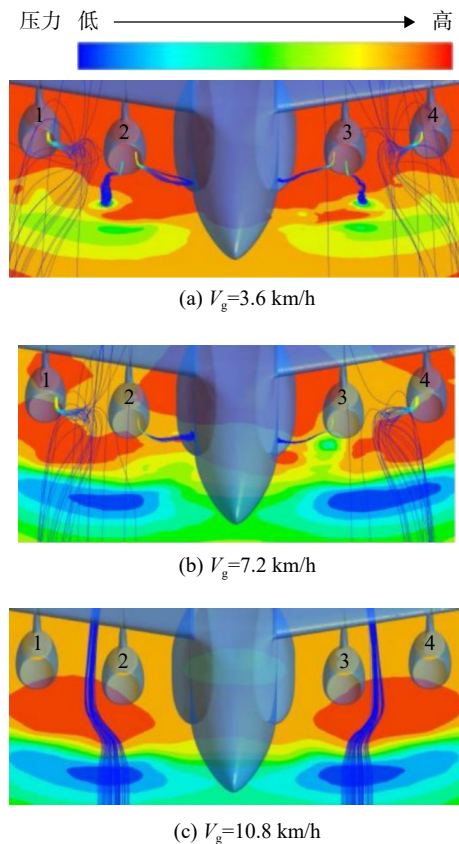


图 17 不同滑行速度下流线图

Fig. 17 Streamline under different taxiing speeds

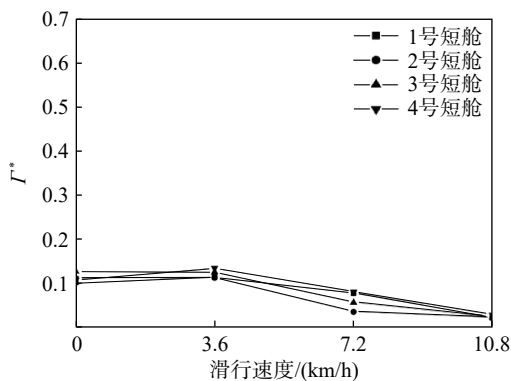


图 18 无量纲环量随滑行速度的变化

Fig. 18 Dimensionless circulation vs. taxiing speeds

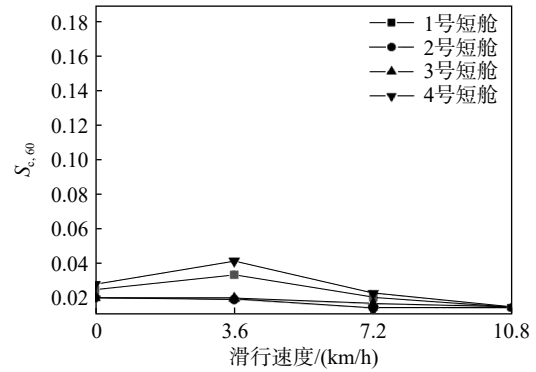


图 19 $S_{c,60}$ 随滑行速度的变化

Fig. 19 $S_{c,60}$ vs. taxiing speeds

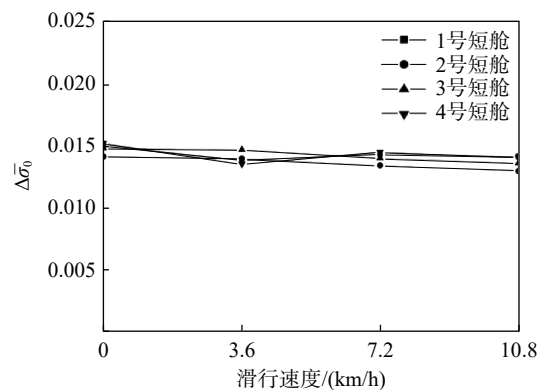


图 20 周向总压畸变指数随滑行速度的变化

Fig. 20 Circumferential total pressure distortion vs. taxiing speeds

地面涡, 故在不同工况下对地面涡吸入的关注侧重点应有所差异。

4 结 论

通过对不同逆风风速、风向、飞机滑行速度下的地面涡流场进行分析, 得到结论如下:

1) 逆风条件下, 地面涡强度随风速增加先增大后减小, 在风速为 3 m/s 时达到最大, 风速大于 5 m/s 时地面涡已无法吸入进气道。

2) 随着风向的变化, 地面涡流场的涡系结构不断变化, 处于下风侧的短舱更容易产生地面涡, 应重点关注顺风及逆风时进气旋流畸变对 1 号、4 号发动机工作的影响。

3) 滑行条件下, 仅在滑行速度较小时形成的地面涡会被吸入进气道, 且强度随滑行速度的增大变化较小, 当滑行速度大于 7.2 km/h 时地面涡已无法被吸入进气道。

4) 地面开车时应着重观察 1 号、4 号发动机在进气畸变条件下的工作状态; 滑行时应关注开始滑行的瞬间, 并着重观察 2 号、3 号短舱的外物

吸入情况。

参考文献:

- [1] MOTYCKA D L. Ground vortex-limit to engine/reverser operation [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1976, 98(2): 258-264.
- [2] BARATA J, MANETA A, SILVA A. Numerical study of a gas turbine engine ground vortex[R]. AIAA 2009-4801, 2009.
- [3] DE SIERVI F, VIGUIER H C, GREITZER E M, et al. Mechanisms of inlet-vortex formation[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1982, 124: 173-207.
- [4] 屈玉池, 霍建武. 大型军民机飞行事故分析[M]. 西安: 中国飞行试验研究院, 2009.
- [5] KLEIN H J. Vortex inhibitor for aircraft jet engines: US2915262[P]. 1959-12-01.
- [6] 赵光敏, 胡宗安. 风机地面涡的生成、危害及消除[J]. 北京航空学院学报, 1986, 12(4): 131-134.
ZHAO Guangmin, HU Zongan. Formation, harm and elimination of fan ground vortex[J]. *Journal of Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics*, 1986, 12(4): 131-134. (in Chinese)
- [7] 马申义. 地面涡研究[J]. *航空学报*, 1989, 10(5): 293-296.
MA Shenyi. Study on ground vortex[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1989, 10(5): 293-296. (in Chinese)
- [8] TRAPP L G, GIRARDI R. Evaluation of engine inlet vortices using CFD[C]//Proceedings of the 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Nashville: AIAA, 2012: 1-13.
- [9] YADLIN Y, SHMILOVICH A. Simulation of vortex flows for airplanes in ground operations[R]. AIAA 2006-56, 2006.
- [10] MISHRA N, MACMANUS D, MURPHY J. Intake ground vortex characteristics[J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2012, 226(11): 1387-1400.
- [11] REHBY L. Jet engine ground vortex studies[D]. Bedford, UK: Cranfield University, 2007.
- [12] 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): 7-10.
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): 7-10. (in Chinese)
- [13] 刘浩, 李博, 王成, 等. 滑跑条件下短舱进气道地面涡数值仿真[J]. *航空动力学报*, 2018, 33(7): 1657-1664.
LIU Hao, LI Bo, WANG Cheng, et al. Numerical simulations on nacelle inlet ground vortex under take-off conditions[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2018, 33(7): 1657-1664. (in Chinese)
- [14] 王成. 带有风扇叶片的短舱进气道地面涡影响研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.
WANG Cheng. Research on the influence of ground vortex on nacelle inlet with blades[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017. (in Chinese)
- [15] MURPHY J P, MACMANUS D G, SHEAF C T. Experimental investigation of intake ground vortices during takeoff[J]. *AIAA Journal*, 2010, 48(3): 688-701.
- [16] MURPHY J P. Intake ground vortex aerodynamics[D]. Bedford, UK: Cranfield University, 2008.
- [17] MURPHY J P, MACMANUS D G. Inlet ground vortex aerodynamics under headwind conditions[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2011, 15: 207-215.
- [18] MOYTCKA D L, WALTER W A, MULLER G L. An analytical and experimental study of inlet ground vortices[R]. AIAA 73-1313, 1973.
- [19] MOYTCKA D L, WALTER W A. An experimental investigation of ground vortex formation during reverse engine operation[R]. AIAA 75-1322, 1975.

(编辑: 王碧珺)