

某型飞机进气道地面涡畸变流动特性

赵海刚, 刘雨, 王俊琦, 杨柳, 任丁丁

(中国航空工业集团公司有限公司 中国飞行试验研究院, 西安 710089)

摘 要: 以配装大涵道比涡扇发动机的某型运输机在未铺装跑道静止开车、滑行等实战使用环境为背景, 建立了全尺寸三维仿真计算模型, 通过数值仿真, 分析研究了风速、风向以及滑跑速度对该型飞机进气道地面涡的流动特性及发动机进口畸变特性的影响。结果表明: 该型运输机 270°侧风条件下, 随着风速的增加, 地面涡强度呈现先增加后减小的规律, 风速为 2~4 m/s 时强度最大, 风速在 6 m/s 以上地面涡特性消失; 风速为 3 m/s 时, 在风向为 210°左右地面涡强度达到最大, 外物吸入能力最高, 其导致的进气道出口周向压力畸变最强。该型运输机滑行状态相对于其静止、逆风环境, 地面涡的范围、强度均较小, 对进气道出口流场品质也影响较弱。

关键词: 运输飞机; 大涵道比涡扇发动机; 风速; 风向; 滑跑; 地面涡畸变; 环量
中图分类号: V211.3 **文献标志码:** A

Ground vortex distortion flow characteristics of inlet for a transport aircraft

ZHAO Haigang, LIU Yu, WANG Junqi, YANG Liu, REN Dingding

(Chinese Flight Test Establishment,

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

Abstract: Based on idle and engine driving of a military transport aircraft equipped with a large bypass ratio turbofan engine in unpaved runway ground, a full scale three-dimensional simulation model was established. By means of numerical simulation, the ground vortex distortion flow characteristics under different wind speed, wind direction and running speed were studied. The result showed that the ground vortex intensity first increased and then decreased under the 270 degree crosswind condition. The ground vortex intensity was maximal under wind speed range from 2 m/s to 4 m/s. The ground vortex disappeared when wind speed was more than 6 m/s. The ground vortex intensity was maximal and it had strongest suction capacity to foreign objects at 210 degree wind direction under the wind speed of 3 m/s. Also it had greatest influence on the inlet's outlet flow field. The ground vortex intensity and scope was weak under the condition of aircraft running compared with stationary, headwind.

Key words: transport aircraft; high bypass ratio turbofan engine; wind speed; wind direction; running; ground vortex distortion; circulation

收稿日期: 2020-10-14

基金项目: 国家科技重大专项(2017-V-0001-0050)

作者简介: 赵海刚(1979—), 男, 高级工程师, 硕士生, 从事航空涡轴类发动机工作特性试飞技术研究。

引用格式: 赵海刚, 刘雨, 王俊琦, 等. 某型飞机进气道地面涡畸变流动特性[J]. 航空动力学报, 2021, 36(8): 1720-1728. ZHAO Haigang, LIU Yu, WANG Junqi, et al. Ground vortex distortion flow characteristics of inlet for a transport aircraft[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(8): 1720-1728.

配装大涵道比涡扇发动机的运输机、民用飞机,在地面静止状态发动机试验、起飞或着陆滑行过程中,由于外界风速(风向)、发动机状态、滑行速度等因素,可能会在地面和发动机进口之间产生一股紧凑的旋转气流,即地面旋流涡,以下简称地面涡。进气道吸入地面涡后会在发动机进口形成总压畸变,引起风扇进口截面处气流攻角发生变化,降低压气机的喘振裕度,同时引发风扇异常振动。特别是对于军用运输机来说,在实战环境中必须具备在简易未铺装跑道进行滑行和起降的能力,因此,在地面涡的效应下,未铺装跑道上的杂物(如石子、砂尘等)很可能会吸入到飞机进气道内部,打伤风扇、压气机叶片,威胁飞机的飞行安全和使用寿命。

相关资料表明,美国的C-5“银河”、C-17“环球霸王”、YC-14运输机在使用中多次发生由于地面涡效应导致的外来物打伤发动机叶片事故。其中,仅在2001年中,C-17运输机发生了7次由于地面涡效应导致的发动机打伤、喘振等事故^[1]。图1为文献[1]查阅的C-17运输机地面涡外物吸入照片。

为了探索、解决飞机发动机研制过程中遇到的地面涡旋流问题,欧美等航空发达国家在地面涡的生成理论、数值仿真、风洞试验、模拟及评价指标等方面投入了大量人力、物力开展相关技术研究,取得了巨大的研究成果^[2-12]。美国波音公司的Yadlin等^[13]采用数值仿真手段对C-17运输机的地面涡生成及流动特性进行了仿真研究,结果表明:不论在顺风或逆风条件下,各发动机之间、发动机与地面之间及飞机机身之间都会产生地面涡现象,并且顺风条件下的地面涡强度更强,对发动机的性能和工作稳定性会产生显著影响。美国普·惠公司的Motycka和Walter等^[14-16]在风洞内,以典型亚声速进气道为对象,评估了地面涡驻点位置随进气道特征尺寸 H/D_1 (其中 H 为唇口前缘下部距离地面高度, D_1 为进气道进口前缘直径)、风向、风速 V_∞ 的变化规律,并预测了地面涡被吹除时的风速,给出了吹除风速随着风向、发动机状态及 H/D_1 的变化曲线。

相比而言,由于国内在大型运输类飞机、民用客机及配装的大涵道比涡扇发动机等领域研制起步晚,对地面涡畸变的认识程度不够,研究基础相对较薄弱。国内南京航空航天大学、北京航空航天大学等高校和航空科研院所所在地面涡的产生机



图1 C-17地面涡外物吸入照片

Fig.1 Photograph of C-17 ground vortex foreign object ingestion

理、数值仿真、涡型再现试验等方面开展了相关研究,取得了一定的研究成果^[17-22]。

某型飞机是我国自行研制的首款配装大涵道比涡扇发动机的飞机。根据运输类飞机实战使用要求,该型飞机需具备在简易机场未铺装跑道上滑行和起降的能力,因此,其地面涡进气畸变对配装发动机稳定性的影响以及地面涡畸变效应带来的砂石、灰尘等外物吸入对发动机结构的损伤是不可忽视的技术难题。本文以该型飞机及其配装发动机的设计构型、使用环境、起降特性为背景,建立了全尺寸三维仿真计算模型,分析研究了风速、风向以及滑跑条件对该型飞机进气道地面涡的生成、流动特性及发动机进口畸变的影响,为该型飞机的地面涡形成条件及地面涡对发动机的影响的研究提供依据。

1 模型与计算方法

1.1 计算模型

三维数模图如图2所示,图中进气道特征尺寸 H/D_1 约为1.5。项目建模过程中,对不影响技术结果的发动机短舱挂架、发动机、起落架及机翼襟副翼部分等结构进行了简化处理。

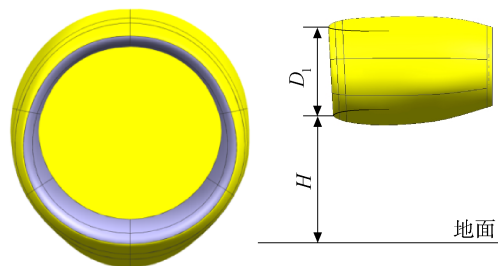


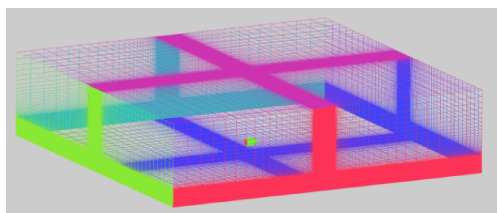
图2 某型飞机三维数模图

Fig.2 Three-dimensional mathematical model of an aircraft

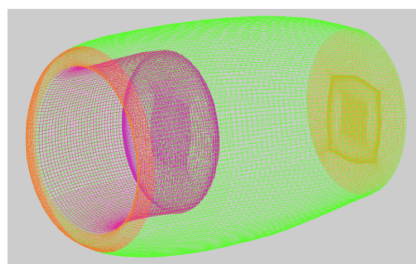
1.2 网格划分与边界条件

选取 D_1 为进气道的特征尺寸,模型计算域尺

寸为 $30D_1 \times 30D_1 \times 15D_1$ 。为了更好地捕获地面涡,在短舱进气道壁面附近、进气道唇口下方区域以及进气道下方地面上对网格进行了加密处理,采用结构化网格,开展了网格无关性测试,最终选用的模型网格约为900万,计算域及网格见图3所示。



(a) 计算域网格全览



(b) 进气道壁面网格

图3 计算域与网格

Fig.3 Computation domain and grid

边界条件设置如图4所示,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。将根据发动机最大起飞状态地面开车试验中获取的进气道出口压力测量值设置为进气道压力出口边界条件;短舱后部端面为速度入口边界条件,同样,速度值取地面试验中测取尾喷管出口气流速度值进行设置。短舱壁面为无滑移壁面边界条件,另外,在进行滑跑条件下数值仿真时,将地面设置为运动壁面,边界为无滑移壁面。

利用CFD商业软件Fluent进行计算,采用密度基求解器,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

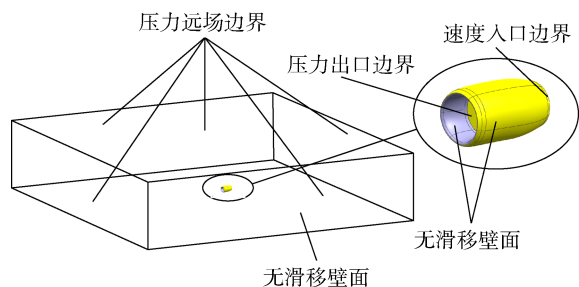


图4 边界条件设置示意图

Fig.4 Schematic diagram of boundary condition setting

流模型采用SST(shear stress transport) $k-\omega$ 模型。

2 数据处理方法与计算工况设计

2.1 数据处理方法

地面涡的强度和特征表征参数主要有环量,地面涡的环量 Γ , Γ 定义为

$$\Gamma = \oint_l \mathbf{V} \cdot d\mathbf{l} = \iint_S (\nabla \times \mathbf{V}) \cdot d\mathbf{S} \quad (1)$$

式中 $\mathbf{V}$ 为沿着闭合曲线的速度矢量, l 为包围地面涡的封闭曲线, S 为该封闭曲线围成的曲面,对以上地面涡的无量纲环量 Γ^* 定义为

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

其中 D_1 为进气道唇口前缘直径, 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(根据地面涡的旋转方向表征正负),总环量 Γ_i 计算方法为

$$\Gamma_i = |\Gamma^+| + |\Gamma^-| \quad (3)$$

压差指数 Δp_s 代表涡核中心与外界静压差值,可表征地面涡外物吸入能力,压差越大表明涡强度越大、外物吸入能力越强。

$$\Delta p_s = p_{\max} - p_{\min} \quad (4)$$

由于地面涡的吸入会在发动机进口截面产生压力畸变,压力畸变采用周向总压畸变指数 $\Delta \bar{\sigma}_0$ 来表征,定义如下:

$$\Delta \bar{\sigma}_0 = 1 - \frac{\sigma_0}{\sigma_{av}} \quad (5)$$

其中 σ_0 为低压区总压恢复系数。 σ_{av} 为面平均总压恢复系数,定义为

$$\sigma_{av} = \frac{p_{av}^*}{p_0^*} \quad (6)$$

其中 p_{av}^* 为进气道出口面平均总压, p_0^* 为自由来流总压。

2.2 计算工况设计

根据地面涡进气畸变理论,地面涡的生成、畸变强度与进气道特征尺寸 H/D_1 、外界风速 V_∞ 、风向、发动机状态、滑跑速度等因素相关,本文计算中取发动机起飞状态、进气道特征尺寸为定值。滑跑速度分别0(静止状态)~7 m/s,间隔1 m/s选取1个工况,计算8个工况。侧风(风向角为 270° ,以下同)时,风速为0~7 m/s,间隔1 m/s选取1个工况,计算8个工况。根据不同风速下的计算结果得到风速为3~4 m/s时形成的地面涡较强,因此选定风速大小为3 m/s,计算风向角选择为 $180^\circ \sim$

360°,每隔 30°进行 1 次计算。图 5 为计算模型的风向示意图,表 1 为数值计算工况统计表。

本文在系统仿真计算前,对所采用的算例模型进行仿真方法的算例验证,以表明计算方法的正确性。

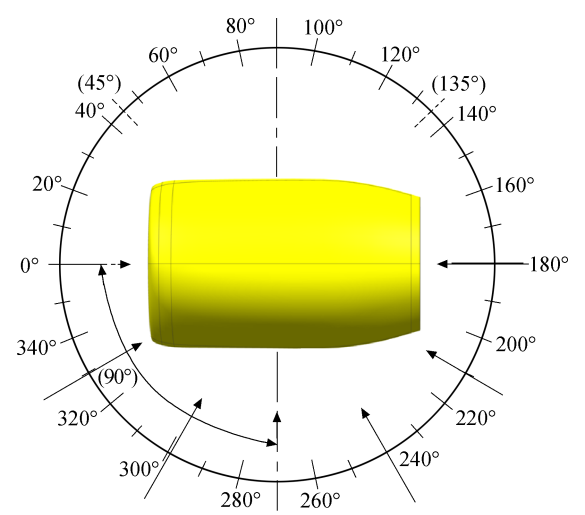


图 5 风向示意图
Fig.5 Schematic diagram of wind direction

表 1 数值模拟工况统计
Table 1 Numerical simulation operating conditions statistics

序号	滑跑速度/(m/s)	风向角/(°)	$V_{\infty}/(m/s)$
1	0	270(侧风)	0,1,2,3,4,5,6,7
2	0	180(顺风)	3
3	0	210	3
4	0	240	3
5	0	270(侧风)	3
6	0	300	3
7	0	330	3
8	0	360(逆风)	3
9	1,2,3,4,5,6,7	360	0

3 计算结果分析

3.1 风速对地面涡流动特性及进气畸变的影响分析

取风速 V_{∞} 为 3 m/s 时计算算例作为典型工况来分析地面涡畸变的生成、发展等流动特性。图 6 为飞机静止状态、风向角为 270°(正侧风、以下同)、风速 3 m/s 时地面涡流动特性图。从图中结果分析可知,该工况下由于发动机的强烈抽吸

作用,使得进气道唇口下部周围空气在发动机抽吸形成的负压作用下向进气道唇口垂向中心线汇聚,并在地面形成驻点,同时在向上抽吸流动的作用下,形成地面涡畸变吸入到进气道内部,在发动机进口截面形成较为紧凑的旋流畸变,见图 6(c)。另外,在短舱左侧也有一股地面涡气流的吸入,俗称尾涡,该尾涡的形成主要原因是根据沿涡管环量守恒理论,进气道唇口周围会形成一个与地面涡方向相反的尾涡以使得沿轴向的涡量保持不变。从图 6(c)可以看出,地面涡和尾涡在进气道出口截面形成了两个方向相反的旋涡。

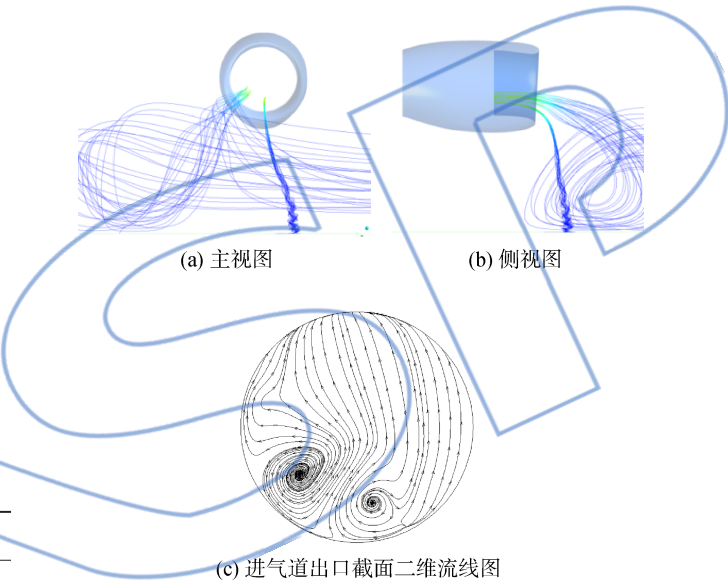


图 6 典型工况地面涡流动特性图
Fig.6 Ground vortex flow characteristics diagram under typical operating conditions

图 7 为飞机静止状态、侧风时,不同风速工况下地面涡流动特性图。从图中可以看出,无风状态下形成单注地面涡,此时进气道出口截面未见明显旋流涡型。在有风速工况下,即风速在 2~6 m/s 范围内,在进气道唇口区域会形成明显的一个主涡和一个尾涡,在风速为 2~4 m/s 时,地面涡强度更大,在进气道出口截面形成的旋流畸变范围更广。另外,由于侧风效应,从图中可以看出,随着风速的增加,地面涡的驻点沿风向移动,短舱进口尾涡的位置逐渐远离地面。此外,可以看到地面涡进气对发动机进口截面气流的影响集中在靠近下壁面的区域,且形成的旋流区域较为紧凑。当侧风风速为 7 m/s 时,只形成了一个极小的尾涡,进气道出口截面旋流畸变涡型微小。

表 2 为不同风速工况下进气道出口地面涡环量、周向总压畸变指数及压差指数计算结果,图 8~

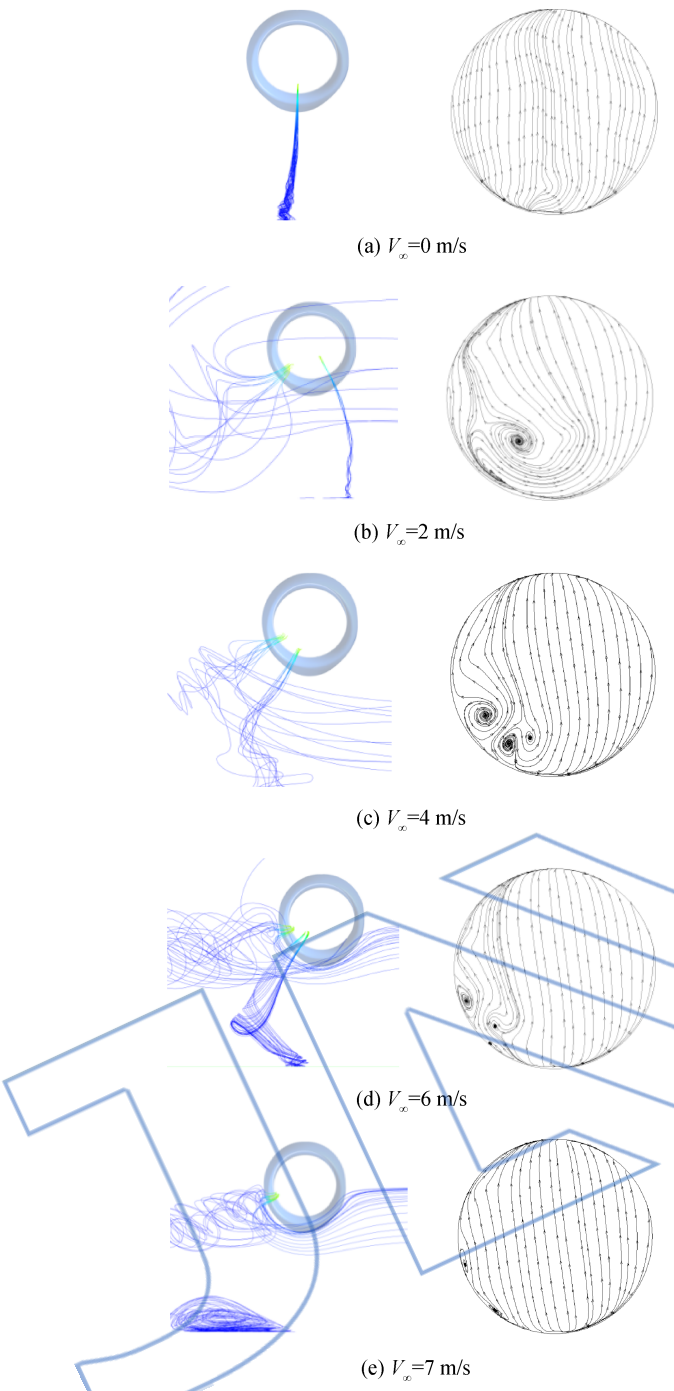


图7 飞机静止状态、270°侧风时不同风速下的地面涡流动特性图

Fig.7 Ground vortex flow characteristics diagram of different wind velocities under the aircraft at rest, 270 degree crosswind condition

图9分别为计算结果曲线图。从图中可以看出,侧风情况下随着来流风速的增加,地面涡环量呈现先增加后减小的趋势,在侧风风速达到2~4 m/s时地面涡环量达到最大,而后随着风速的增加,地面涡环量开始减小;压差指数及进气道出口周向总压畸变与地面涡环量趋势基本相符,在侧风风速达到3

表 2 不同侧风风速地面涡计算结果

Table 2 Ground vortex calculation results of different crosswind wind speeds

$V_{\infty}/(\text{m/s})$	Γ^*	$\Delta p_s/\text{Pa}$	$\Delta \bar{\sigma}_0/\%$
0	0.18	10.21	0.06
1	0.32	30.28	0.31
2	0.46	72.56	0.51
3	0.46	75.31	0.53
4	0.43	65.45	0.46
5	0.32	21.83	0.33
6	0.25	17.97	0.26
7	0.2	10.82	0.09

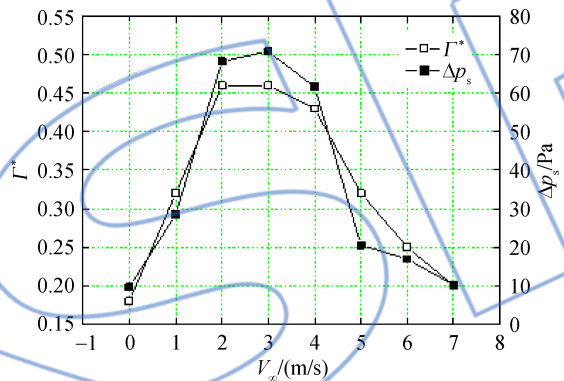


图8 进气道出口截面地面涡环量和压差指数随风速变化
Fig.8 Ground vortex circulation and static pressure index of inlet outlet surface under different wind speeds

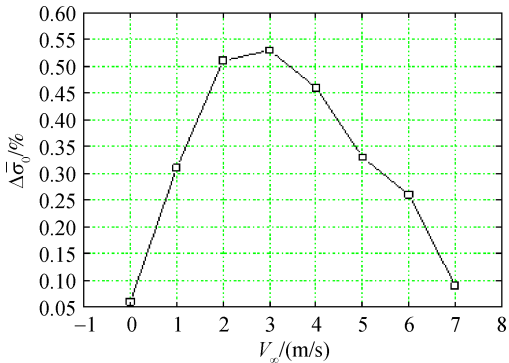


图9 进气道出口截面周向总压畸变指数随风速的变化
Fig.9 Circumferential total pressure distortion index of inlet outlet surface under different wind speeds

m/s时达到最大值,表明该风速下外物吸入程度以及由于地面涡导致的压力畸变最严重。

3.2 风向对地面涡流动特性及进气畸变的影响分析

图10为飞机静止状态典型风速为3 m/s时,地面涡畸变特性随风向的变化图。分别在顺风

180°和逆风 360°时,在进气道唇口区域形成一个地面涡和一个尾涡,地面涡驻点在进气道短舱唇口正下方偏左侧,尾涡在短舱前方右侧,由于该地面涡畸变的影响,在进气道出口截面下方位置区域形成了两个方向相反的旋涡。在侧风工况下,即风向角在 240°~330°方向区域内,在进气道唇口区域同样形成一个主涡和一个尾涡,由于侧风

效应,尾涡处于主涡的风向下方位置,且相对顺风的侧风(风向角为 240°)较逆风的侧风(风向角为 330°)位置较高,正侧风(风向角为 270°)位置相对居中,但从图 10(c)的流线示意图可以看出该工况尾涡强度与主涡相当,可以形成双涡效应。

表 3 为不同风向地面涡特征值计算结果,图 11 为进气道出口地面涡环量和静压差随风向的变化曲线,图 12 为进气道出口总压恢复系数随风向的变化曲线。从图 11 中可以看到,风速大小相同时,随着风向从顺风 180°到逆风 360°,进气道出口地面涡环量值、静压差指数呈现先增加,在风向角为 210°时地面涡环量值及静压差指数最高。之后随着风向度数增加,地面涡特性减弱,在风向角为 300°时地面涡环量值及静压差指数最小,随后又小幅回升。同理,由于地面涡畸变变化直接影响进气道出口流场品质,进气道出口周向总压畸变和地面涡环量值趋势一致。

以上曲线结果可知,该型运输机在风向角为 210°左右范围内地面涡强度最大,其导致的进气道出口畸变最强,外物吸入能力最高。

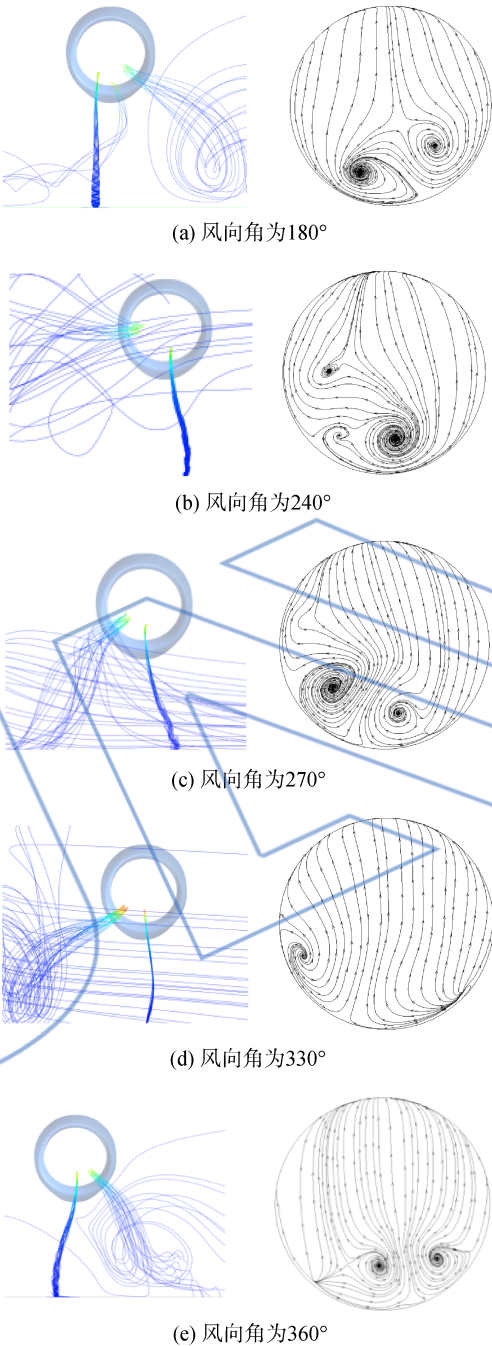


图 10 飞机静止状态、典型风速 (3 m/s) 时地面涡特性随风向的变化

Fig.10 Ground vortex distortion flow characteristics of different wind directions under the aircraft at rest and typical wind speed (3 m/s) condition

表 3 不同风向地面涡计算结果
Table 3 Ground vortex calculation results of different crosswind directions

风向角/(°)	Γ^*	$\Delta p_s/\text{Pa}$	$\Delta \sigma_0/\%$
180	0.55	251.00	0.46
210	0.63	431.53	0.65
240	0.56	409.41	0.63
270	0.46	75.31	0.53
300	0.21	24.72	0.10
330	0.25	33.54	0.15
360	0.32	132.63	0.26

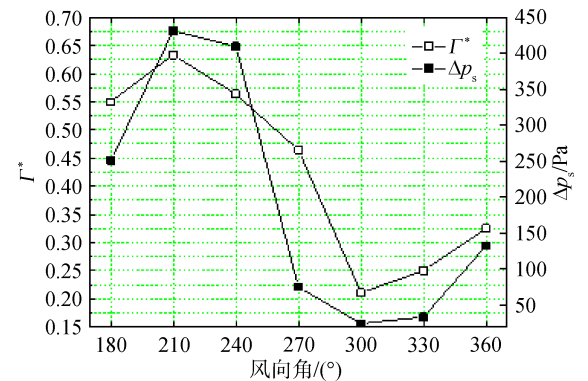


图 11 进气道出口地面涡环量和压差指数随风向的变化
Fig.11 Ground vortex circulation and static pressure index of inlet outlet surface under different wind directions

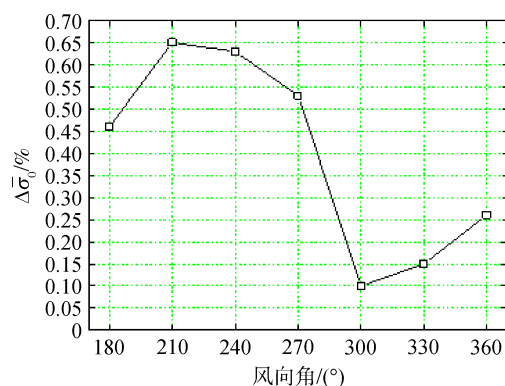


图12 进气道出口截面周向总压畸变指数随风向的变化

Fig.12 Circumferential total pressure distortion index of inlet outlet surface under different wind directions

3.3 滑跑对地面涡流动特性及进气畸变的影响分析

图13为无风条件,不同滑跑速度工况下地面

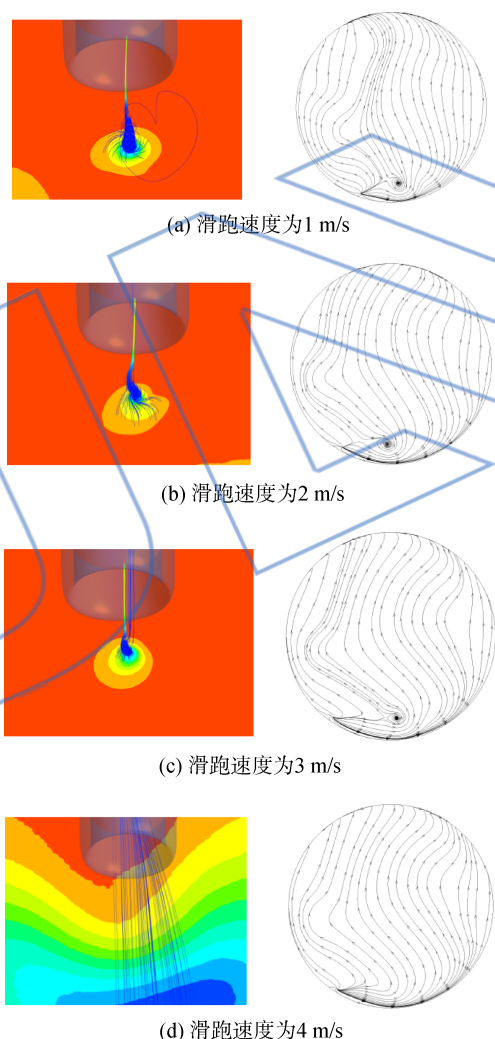


图13 不同滑跑工况下地面涡特性图(无风环境)

Fig.13 Ground vortex characteristics diagram of different running operating conditions (no wind)

涡特性图。从图中可以看出,滑跑速度为1、2、3 m/s时,在进气道唇口地面区域会形成明显地面涡,地面涡驻点位于进气道唇口正下方位置,当滑跑速度4 m/s时,气流流线较为松散,地面涡特性不明显。表4为不同滑跑速度及对应逆风条件下地面涡计算结果,从表中可以看出,当滑跑速度为3 m/s时,地面涡环量最大,即该速度下地面涡特性最强,导致静压差及进气道出口截面压力畸变强度最大。

图14为逆风条件不同风速地面涡特性图。从将图14与图13相对比可以看出,逆风不同风速与相应的滑跑速度工况相比,其地面涡畸变强度更大,地面涡在进气道出口形成的低压区范围更广,因而地面涡的畸变特性更明显。另外,从地面涡的特征来看,滑跑时形成单注地面涡,而对应的逆风速度条件下,均形成较为明显的双涡现象。

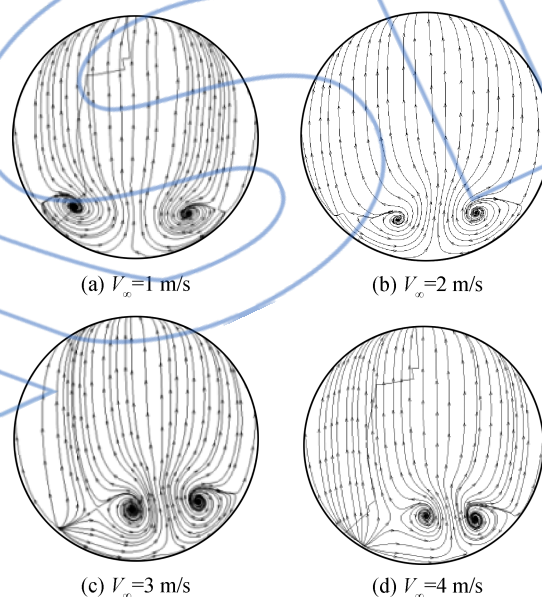


图14 不同风速地面涡特性图(风向角为360°)

Fig.14 Ground vortex characteristics diagram of different wind speeds (270° crosswind)

表4为不同滑跑速度及对应逆风条件下地面涡计算结果,图15、图16分别为计算结果曲线图。从图中可以看到,滑跑速度大于4 m/s时,已经无法形成地面涡,而逆风风速大于4 m/s时依然会形成地面涡,说明滑跑条件下更不易形成地面涡;压差指数曲线可以看出,滑跑和逆风的压差指数值均呈现出先增加后减小的趋势,但滑跑时的静压差均低于对应的逆风工况,说明滑跑时形成的地面涡更弱;从进气道出口截面的地面涡环量和周向总压畸变指数可以看出,滑跑和逆风工况的

表 4 不同滑跑速度及对应逆风条件下地面涡计算结果
Table 4 Ground vortex calculation results of different running velocity and their corresponding upwind conditions

速度/ (m/s)	逆风			滑跑		
	Γ^*	$\Delta p_s/\text{Pa}$	$\Delta \bar{\sigma}_0/\%$	Γ^*	$\Delta p_s/\text{Pa}$	$\Delta \bar{\sigma}_0/\%$
1	0.24	13.21	0.09	0.07	30.12	0.05
2	0.28	56.80	0.21	0.06	35.26	0.06
3	0.32	132.63	0.26	0.07	41.75	0.08
4	0.29	113.58	0.17	0.03	2.50	0.006
5	0.25	43.75	0.08			
6	0.12	14.97	0.07			
7	0.09	10.81	0.06			

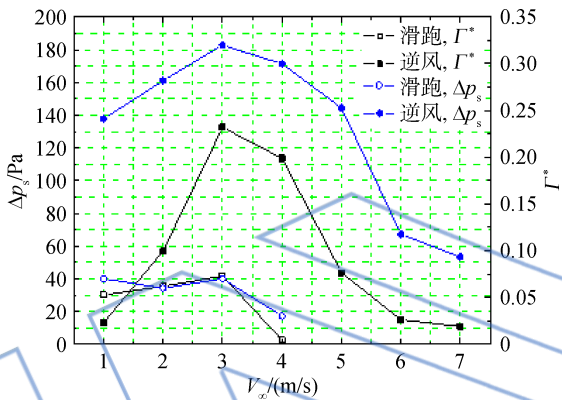


图 15 不同滑跑速度及对应逆风条件下进气道出口截面地面涡环量和静压差

Fig.15 Ground vortex circulation and static pressure difference of inlet outlet surface under different running velocities and their corresponding upwind conditions

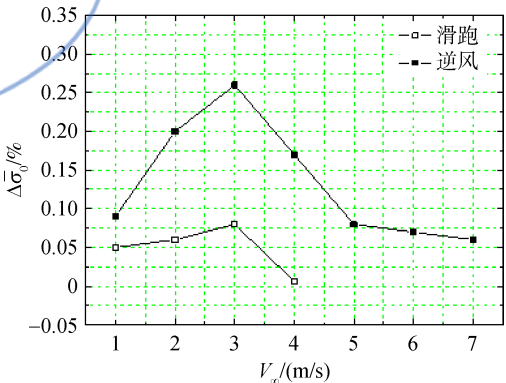


图 16 不同滑跑速度及对应逆风条件下进气道出口截面周向总压畸变指数

Fig.16 Circumferential total pressure distortion index of inlet outlet surface under different running velocities and their corresponding upwind conditions

地面涡环量和周向总压畸变指数的变化趋势一致,随着风速的增加均呈现出先增加后减小的趋势,但滑跑时的地面涡环量和周向总压畸变指数均低于对应的逆风工况,说明滑跑条件下形成的地面涡对进气道出口截面的影响更小。

4 结 论

- 1) 正侧风条件下,随着风速的增加,该型运输机地面涡的强度先增加后减小直至消失,在风速为 2~4 m/s 时形成的地面涡较强,地面涡的驻点沿顺着风速的方向移动,风速为 6 m/s 以上地面涡消失。
- 2) 风速为 3 m/s 时,该型运输机在风向 210° 左右地面涡强度最大,外物吸入能力最高,其导致的进气道出口畸变最强。
- 3) 该型运输机滑行与其静止状态对应的逆风风速工况下相比,飞机滑行条件产生的地面涡特性的范围、强度均较小,对进气道出口流场品质也影响较弱。
- 4) 该型运输机静止状态下,在逆风风速达到 2~4 m/s 时地面涡特性较强;飞机滑行速度大于 3 m/s 不易形成地面涡。

参考文献:

[1] 屈玉池,霍建武.大型军民两用飞机飞行事故分析[M].西安:中国飞行试验研究院,2009.
QU Yuchi,HUO Jianwu.Analysis of flight accidents of large military and civilian aircraft[M].Xi'an:Chinese Flight Test Establishment,2009.(in Chinese)

[2] EDDON J, GOLDSMITH E L. Intake aerodynamics[M]. London:Blackwell Science,1999:136-145.

[3] BARATA J,MANETA A,SILVA A.Numerical study of a gas turbine engine ground vortex[R].AIAA 2009-4801,2009.

[4] DE SIERVI A.A flow visualization study of the inlet vortex phenomenon[J]. Cambridge, MA, US: Massachusetts Institute of Technology,1981.

[5] SHMILOVICH A,YADLIN Y.Engine ground vortex control[R].AIAA 2006-3006,2006.

[6] LUIS G,ROBERTO D.Crosswind effects on engine inlets: the inlet vortex[J].Journal of Aircraft,2010,47(2):46-52.

[7] RHODES G D.An investigation into artificial vortex generation and effects on inlet flow quality using scaled turbofan engine simulators[D].Columbus, Ohio, US: The Ohio State University,2016.

[8] SHMILOVICH A,YADLIN Y,SMITH D M.Active system for wide,area suppression of engine vortex:US6763651 [P].2004-07-20.

[9] SHMILOVICH A,CHANG K C.An algorithm for predict-

- ing the flow past fuselage-mounted engine arrangements[R]. AIAA 92-0151, 1992.
- [10] BUNING P G, JESPESEN D C, PULLIAM T H, et al. Overflow user's manual[R]. Moffett Field, US: NASA Ames Research Center, 1998.
- [11] BENEK J A, BUNING P G, STEGER J L. A 3-D chimera grid embedding technique[R]. AIAA 85-1523, 1985.
- [12] BUNING P G, CHUI I T, OBAYASHI S. Numerical simulation of the integrated space shuttle vehicle in ascent[R]. AIAA 1988-4359, 1988.
- [13] YADLIN Y, SHMILOVICH A. Simulation of vortex flows for airplanes in ground operations[R]. Reno, US: the 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2006.
- [14] MOTYCKA D L, WALTER W A. An experimental investigation of ground vortex formation during reverse engine operation[R]. AIAA 75-1322, 1975.
- [15] MOTYCKA D L. Ground vortex-limit to engine reverser operation[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1976, 98(2): 258-264.
- [16] MOTYCKA D L, WALTER W A, MULLER G. An analytical and experimental study of inlet ground vortices[R]. AIAA 73-1313, 1973.
- [17] 彭成一. 新机试飞中的进气道旋流测量[J]. 推进技术, 1994, 15(4): 8-13.
- PENG Chengyi. Measurement of inlet swirl in new aircraft flight test[J]. Journal of Propulsion Technology, 1994, 15(4): 8-13. (in Chinese)
- [18] 杨国才. 内流涡控技——反进气道旋流措施的预研[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2002, 15(1): 58-62.
- YANG Guocai. Internal flow vortex control technology: pre-study of reverse inlet swirl measure[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2002, 15(1): 58-62. (in Chinese)
- [19] 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. Influence of ground vortexes on inlet/engine matching[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2015, 28(4): 7-10. (in Chinese)
- [20] 刘浩. 地面涡对短舱进气道性能的影响研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
- LIU Hao. Research on the influence of ground vortex on nacelle inlet[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016. (in Chinese)
- [21] 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)
- [22] JENNY H, KEVIN G, RENAN F S. Vortex induced aerodynamic forces on a flat plant in ground proximity[J]. AIAA Journal, 2016, 28(3): 327-341.

(编辑: 叶青、王碧珺)