

侧风条件下进气道流场及地面吸入 涡特征研究

陈晶晶¹, 吴亚东^{1,2}, 田杰^{1,2}, 王安正^{1,2}

(1. 上海交通大学 机械与动力工程学院, 上海 200240;

2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 采用数值模拟与试验方法对大涵道比发动机进气道缩比模型在地面侧风工况下的流场特性进行了研究分析,同时考虑了侧风与地面吸入涡对进气道流场的影响,以及侧风对吸入涡强度的影响,在此基础上解释并分析了侧风对进气道流场的双重影响作用。研究发现:根据吸入涡在侧风影响下的生成特性,以及吸入涡和侧风因素对进气道流场作用程度的不同,吸入涡从稳定状态到被侧风吹除的过程中存在三个阶段,吹除起始阶段、迅速吹除阶段和吹除完成阶段,并且发动机进气道吸入速度越大,对应这一过程的起始吹除速度和完全吹除速度越大,但相应的速度比基本不变;在吸入涡被完全吹除之前,侧风通过对吸入涡强度的影响对进气道流场产生双重作用,在吹除起始阶段和吹除完成阶段,侧风的影响对进气道流场起主导作用,与无地面工况类似,进气畸变随着侧风速度的增大而增大,在迅速吹除阶段,吸入涡的影响对进气道流场起主导作用,进气畸变随着侧风速度的增大而减小。

关 键 词: 大涵道比发动机; 进气道; 侧风; 吸入涡; 畸变

中图分类号: V228.7

文献标志码: A

Research on the inlet flow field and ground vortex under crosswind condition

CHEN Jingjing¹, WU Yadong^{1,2}, TIAN Jie^{1,2}, WANG Anjenq^{1,2}

(1. School of Mechanical Engineering,

Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China;

2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: The aerodynamic performance of a scaled model of high bypass ratio engine inlet under the ground crosswind condition was studied by combining the numerical simulation and experiments, considering the influence of crosswind and ground suction vortex on the inlet flow field and the effect of crosswind on the ground vortex strength; then the double function of the crosswind on the inlet flow field was explained and analyzed. The results indicated that: according to the generation feature of ground vortex and the influence level of crosswind and ground vortex acted on inlet flow field separately, the process from steady state of ground vortex to being blown off can be divided into three stages, i. e. : the initial stage, the rapid stage and the end stage. With the increase of engine inhalation velocity, the initial blow-off speed and the complete blow-off speed increased, but the corresponding

收稿日期: 2018-01-09

作者简介: 陈晶晶(1984—),女,博士生,主要从事气动设计与计算流体力学研究。

通讯作者: 吴亚东(1980—),男,副研究员,博士,研究方向:气动噪声与计算流体力学研究。E-mail: yadongwu@sjtu.edu.cn

引用格式: 陈晶晶,吴亚东,田杰,等. 侧风条件下进气道流场及地面吸入涡特征研究[J]. 航空动力学报,2019,34(1):228-237.

CHEN Jingjing, WU Yadong, TIAN Jie, et al. Research on the inlet flow field and ground vortex under crosswind condition[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(1): 228-237.

velocity ratio basically kept unchanged; before the ground vortex was blown away completely, the crosswind made double influence on the inlet flow field by affecting the suction vortex, in the initial stage and the end stage, the influence of crosswind played a leading role in the inlet flow field, similar to no-ground condition, the inlet distortion increased with crosswind in this two stages, in the rapid stage, the influence of ground suction vortex played a leading role in the inlet flow field, the inlet distortion decreased with crosswind.

Key words: high bypass ratio engine; inlet; crosswind; ground vortex; distortion

短舱进气道是指从短舱入口到发动机入口,为发动机提供高品质空气流量的装置,是整个飞机进气系统设计的关键。进气道流场是多种因素共同作用的结果,不但受到运行环境以及进气道线型的影响,还受到短舱的安装方式与安装位置,以及运行工况等诸多因素的共同作用^[1]。

当发动机在地面侧风工况下运行时,侧风的影响会引起进气道进气分离或进气畸变,在飞机停在地面或者离地面足够近的情况下(飞机静转,滑行和起飞),地面效应还会使进气道和地面之间产生强度比较大的旋涡(地面吸入涡),降低发动机的稳定性能,严重的会引发风扇或者核心机的失速,使风扇或发动机发生振动,减小发动机的喘振裕度^[2-7],同时地面吸入涡会使发动机吸入外界固体或者灰尘,损害风扇叶片,腐蚀压气机叶片,并降低涡轮冷却性能。2014 年美国国家航空航天 Foreign Object Debris(FOD)预防中心估算,全球每年用于修理因从跑道摄入异物而造成的飞机发动机损坏的费用为 40 亿美元^[8],而这些外物摄入大都是可以预防的。适航认证条例 FAR33.83, FAR33.89, & FAR25.901, FAR25.903 也对短舱进气道应对地面侧风工况的性能提出明确要求,因此更突显了研究侧风和地面因素对进气道流场影响这一课题的必要性。

大量相关工作通过数值模拟或者试验手段对近地面工况的进气道流场特性进行了分析研究。试验方面, Hall 等^[9-10]设计搭建了内置 1/20 缩比大小风扇转子的短舱装置,通过改变侧风角度,地面间隙,流管收缩比等因素,对地面侧风工况下的短舱进气道流场特性进行了研究,发现了进气道流场分离与附着的迟滞性现象。Zantopp、Murphy 等^[11-12]对 1/11 缩比的通透短舱模型进行了试验研究,分别定量地描述并分析了侧风速度、侧风角度、地面间隙以及地面滑行或起飞等工况因素对地面吸入涡和进气总压畸变的影响。江勇等^[13]用 40 点总压和 20 支周向安装的三孔探针组成的测量环量取了进气道出口面总压的分布和

周向气流的速度分布,捕捉到了进气道出口的旋流与对涡现象。

数值模拟研究方面,马建等^[14]和谢海润等^[15]采用 CFD 数值模拟方法,分别定性的分析了尾吊和翼吊式装机条件下侧风引起的发动机进气道附近的流场变化。陈著等^[16]利用 CFD 数值模拟技术分析了在飞机着陆滑跑时,大涵道比涡扇发动机在叶栅式反推力装置开启后,马赫数和侧风对发动机进气道重吸入特性的影响。闫海津等^[17]采用数值模拟的方法对民用飞机大涵道比发动机短舱在侧风工况下的流场特性进行了分析研究,主要分析了在有无地面效应的情况下,单方面改变侧风速度引起的流场流线的变化情况。刘凯礼等^[18]采用数值模拟方法,分别单因素的考虑了侧风,地面效应和发动机工作状态对大涵道比涡扇发动机进气道的影响特性,着重对比了侧风条件下在有无地面效应的影响下进气道出口面的总压分布以及壁面马赫数的分布情况。李超东等^[19]对迎风和侧风两种不同来流工况下地面吸入涡的存在特性进行了数值模拟研究,定性的对比了两种吸入涡的生成形态以及其对进气道出口面总压和周向气流角分布的影响。

以上工作从不同角度对侧风和地面吸入涡对进气道流场的影响特性进行了研究,但缺乏对不同侧风下地面吸入涡的定量分析,忽略了吸入涡在侧风影响下的细节变化特征,没有深入的对侧风和吸入涡对进气畸变的共同作用机理进行合理的解释和分析。在此背景下,本文选取 DLR-F6^[20]短舱进气道作为研究对象,量化地对地面侧风工况下地面吸入涡的变化特性及进气道流场的畸变特性进行了数值模拟研究,深入分析了进气畸变在大侧风和地面效应共同影响下特有的变化机理,搭建了含有吹气和吸气装置的地面侧风试验台,通过试验手段得到进气道出口面的总压分布及总压畸变情况,对数值模拟进行了验证,为大涵道比发动机进气道兼容性研究提供理论支持和现实依据。

1 研究对象和研究方法

1.1 研究对象

试验在上海交通大学航空发动机研究院的低速风洞中进行,试验对象为 DLR-F6 短舱进气道的缩比模型,缩比后短舱直径 $D_i=0.2\text{ m}$,几何模型如图 1 所示。

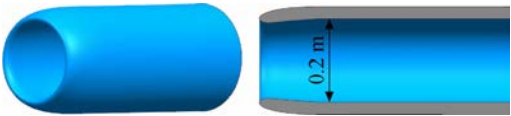


图 1 短舱进气道模型
Fig. 1 Nacelle model

本文结合现有试验条件和实际地面侧风工况下的流场特征完成了短舱试验台架的设计与搭建,试验台架示意图与现场图如图 2 所示。

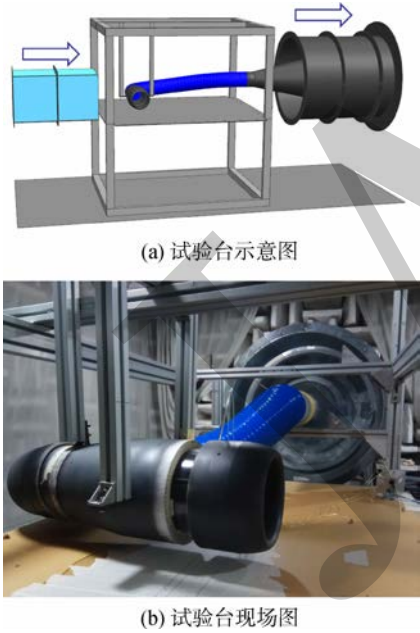


图 2 短舱试验台
Fig. 2 Nacelle test rig

本实验采用两台大功率风机模拟实际流场中的侧风来流和发动机进气道的吸入气流,通过变频器调节风机的转速来改变风速,吹风口尺寸为 $0.6\text{ m}\times0.6\text{ m}$,侧风最高风速为 10 m/s ,进气道吸气最高风速为 38 m/s 。吹气段带金属丝网、蜂窝器等整流装置,使侧风吹气气流均匀,达到较小的湍流度水平。低速消声风洞吹气出口截面的流场品质采用热线探针进行检测,得到了时均速度和湍流度的空间分布特征。图 3(a)展示了当吹风

口截面尺寸为 $0.2\text{ m}\times0.2\text{ m}$ 时不同来流速度下的流向时均速度分布,图 3(b)为来流速度为 40 m/s 时吹气出口半平面湍流度分布。由图可见,流向速度分布均匀,核心区平均速度的不均匀度小于 0.1% ,而核心区域的湍流强度小于 0.4% ,在其他风速下的湍流度结果也都非常接近,可以为进气道试验提供较高品质的流场环境。

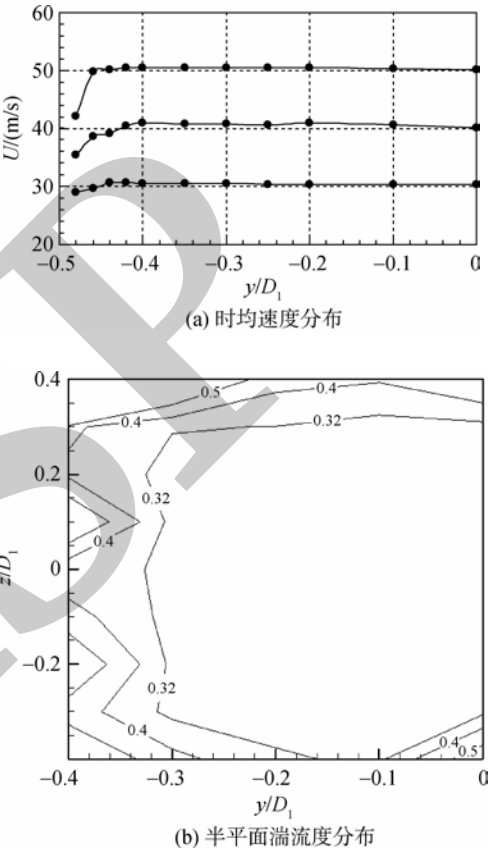


图 3 吹风口流场品质测试
Fig. 3 Air quality test of blowing plane

轴向方向距短舱唇口 0.7 倍距离处为进气道气动交界面的等效位置^[21],因此本文主要对此处截面进行流场分析,并在试验中将皮托管探头安装在这一位置对数值优化结果进行试验验证,具体短舱模型与皮托管安装方法与探头尺寸如图 4 所示。

阻塞系数是指风速传感器不动部分的投影面积与风洞工作段截面积之比,当这一系数大于 5.0% 时便会给测试结果带来附加误差,需要对其进行修正^[22],本试验采用皮托管的最大阻塞面积为 $5.4\times10^{-5}\text{ m}^2$,最大阻塞系数为 1.75% ,因此对试验结果造成的阻塞影响较小,可以不予考虑。

试验过程中通过调节皮托管的周向位置和径向位置,对进气道的观测面进行取点,其中 $R_i=$

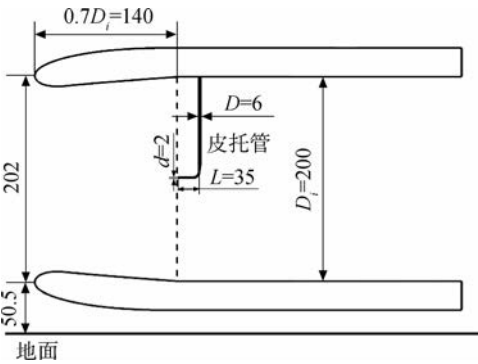


图 4 皮托管安装示意图(单位:mm)

置,网格模型如图 6 所示。

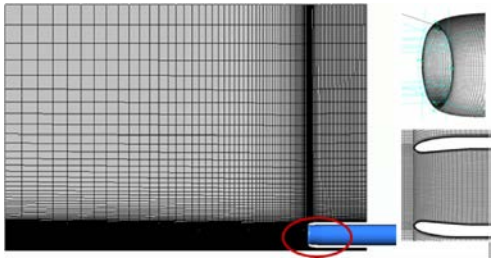


图 6 网格模型

Fig. 4 Pitot tube installation diagram (unit:mm)

Fig. 6 Grid model

0.01, 0.02, 0.03, 0.04, 0.05, 0.06, 0.065, 0.07, 0.075, 0.08, 0.085, 0.09, 0.094, 0.097 m, $i = 1, \dots, 14$, 每个环线取 35 个测量点, 具体取点方式如图 5 所示。试验采用精密压力扫描阀进行总压测量, 为了准确的模拟流场的稳态特征, 对每次采样进行 20 次平均后输出测量值, 每个测量点取 100 次采样进行平均得到最终测量值。

研究表明, 相较其他湍流模型, $k-\omega$ shear stress transport ($k-\omega$ SST) 能更精准的模拟流场的进气分离现象和地面吸入涡现象^[23], 因此, 本文选取 ANSYS CFX 软件中的 $k-\omega$ SST 湍流模型进行仿真计算。民航飞行条例规定, 当机场侧风角度为 90° , 风速大于 15 m/s 时, 将不允许飞机着陆, 同时参考本文试验条件所能达到的最大进气道吸入风速, 确定边界条件设置如表 1 所示。

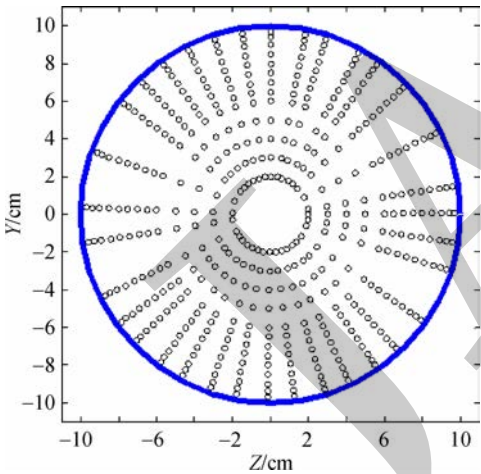


图 5 皮托管测量点示意图

表 1 边界条件设置
Table 1 Boundary conditions setting

参数	数值
开放式远场压强/Pa	101 325
侧风速度/(m/s)	5~15
侧风角度/(°)	90
出口速度/(m/s)	29, 35
温度/K	300

Fig. 5 Pitot tube measurement points diagram

1.2 数值模拟

本文在考虑地面效应的情况下, 选取高径比为 0.25 来确定短舱的安装高度, 参考实验室的实际尺寸, 数值计算时构建的远场长宽高为 4 m×4 m×2.6 m。利用 ANSYS ICEM 软件生成结构化网格, 对短舱进气道壁面和地面壁面进行了加密处理, 相应的第一层网格高度分别为 0.001 mm 和 0.005 mm, 壁面 $y^+ < 0.01$ 。同时本文在此边界层网格的基础上对进气道附近的网格密度进行了调整对比, 对地面工况的数值算例进行了网格无关性验证, 最终采用总数约为 440 万的网格设

本文通过周向总压畸变指数来描述进气道内部流场的基本特性。总压畸变采取 Breuer 在文献[24]中所给出的表述方式, 如式(1)和式(2)所示。式中 $C_{i, id}$ 表示第 i 环的总压畸变, C_{id} 表示面总压畸变, $\bar{p}_i$ 表示第 i 环平均总压, $\bar{p}_{aip}$ 表示面平均总压, $p_{i, min}$ 表示第 i 环总压最小值。

$$C_{i, id} = \frac{\bar{p}_i - p_{i, min}}{\bar{p}_{aip}} \tag{1}$$

$$C_{id} = \max \left[\frac{1}{2} (C_{i, id} + C_{i+1, id}) \right] \tag{2}$$

2 结果分析

本文分别在忽略地面效应和考虑地面效应影响的情况下, 采用试验和数值模拟的方法对 90° 大侧风状态下侧风和发动机吸入速度对进气道流场的作用特性进行了研究分析, 参数设置情况如

表 2 所示。

表 2 参数设置
Table 2 Parameters setting

发动机进气道吸入 速度 $V_i/(m/s)$	侧风速度 $V_\infty/(m/s)$
29	5,6,7,8.3,9.2,11,13,15
35	5,6,7,8.3,9.2,11,13,15

2.1 试验验证

首先对侧风为 8.3 m/s, 发动机吸入速度为 35 m/s 的工况进行数值模拟及试验验证, 图 7 展示了进气道出口面的总压分布情况。

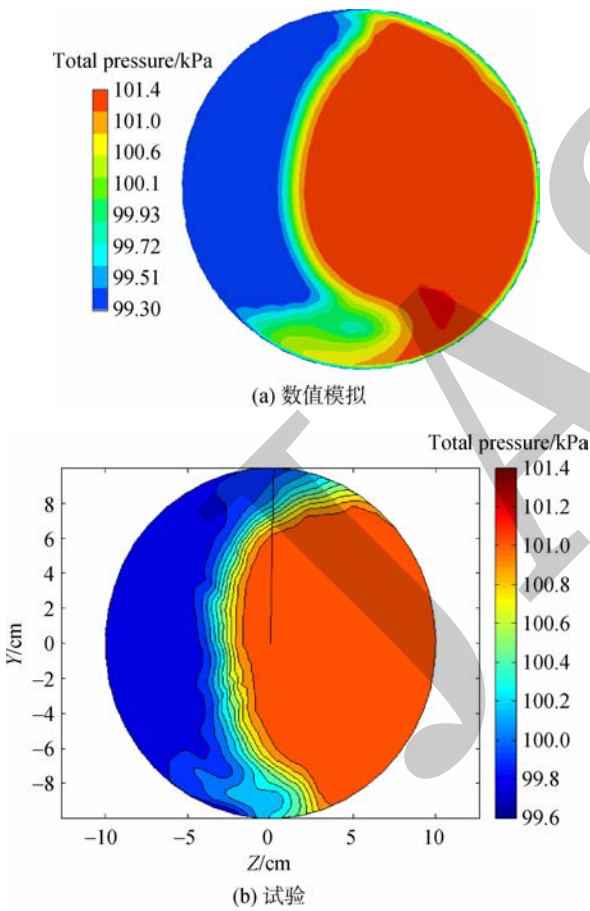


图 7 数值模拟和试验结果总压对比

Fig. 7 Numerical simulation and experimental results

为了更深入的了解进气道流场的变化特性, 本文基于平面试验测量点的布局位置, 在进气道出口面处取 14 个不同半径的环形进行数据分析, 得到各参数沿径向方向的分布特性, 数据获取示意图如图 8 所示。

本文在数据分析中通过式 (3) 对各目标参数进行无量纲化, 其中 $[a, b]$ 表示相应参数值的上下

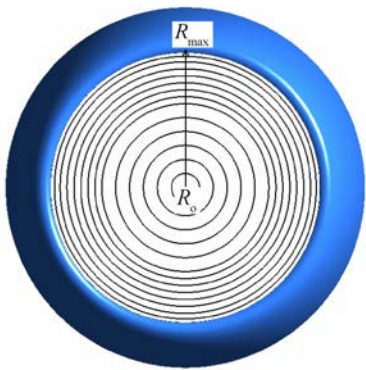


图 8 数据获取示意图

Fig. 8 Schematic diagram of data acquisition

边界, x_i 表示所对应的实际物理参数, $\bar{x}_i$ 表示无量纲化的物理参数, $\bar{x}_i \in [0, 1]$, 同时由式 (4) 给出速度比 U^* 这一概念, 其中 V_∞ 表示侧风速度, V_i 表示发动机吸入速度。

$$x_i \in [a, b], \quad \bar{x}_i = \frac{x_i - a}{b - a} \quad (3)$$

$$U^* = \frac{V_\infty}{V_i} \quad (4)$$

图 9 和图 10 分别展示了无量纲化的周向总压畸变 $C_{i,id}$ 和周向平均总压 $\bar{p}_i$ 沿进气道出口面径向分布特性, 并与数值模拟结果进行了对比, 由于壁面的影响, 近壁面处略微有差别, 但整体分布情况与数值模拟所得结果基本一致, 综上, 本文的采取的实验方法和数值模拟方法满足了研究的需要。

2.2 地面吸入涡特性研究

本文首先在考虑地面效应的条件下对侧风和发动机吸入速度对地面吸入涡的影响特性进行了研究, 图 11 和图 12 分别给出了发动机吸入速度为 29 m/s 和 35 m/s 时不同侧风工况下涡流场中流线的发展情况。如图 11 所示, 随着侧风速度的增大, 吸入涡的形态逐渐发生变化, 从稳定存在到被完全吹除。对比两组图可以发现, 随着吸入速度的增大, 吹除吸入涡所需的侧风速度也会增大, 并且当吸入速度为 29 m/s、侧风速度为 9.2 m/s 以及吸入速度为 35 m/s、侧风速度为 11 m/s 时, 在地面位置都出现了类似于正面迎风工况下的反方向对涡, 此时虽然没有明显的吸入涡柱, 但依然有明显的自地面吸入的气流生成, 可以认为这一流动特性是随着侧风的增大, 地面吸入涡在从有至无的过程中存在的特殊过渡状态。

涡旋核心是涡度足够强, 以使应变张量的速率由旋转张量支配的空间的区域, 本文借鉴 Murphey^[21] 的研究成果, 利用 Matlab 工具, 通过涡速

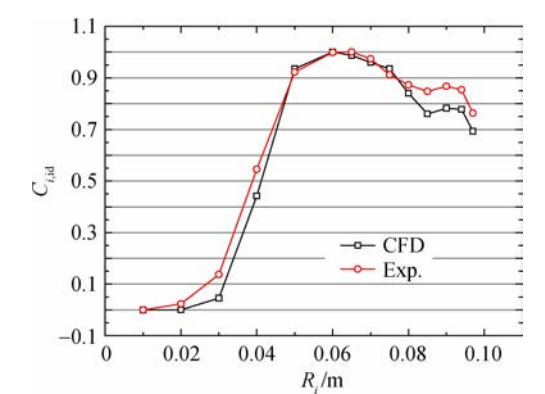


图 9 周向总压畸变径向分布特性

Fig. 9 Distribution of circumferential total pressure distortion over radial direction

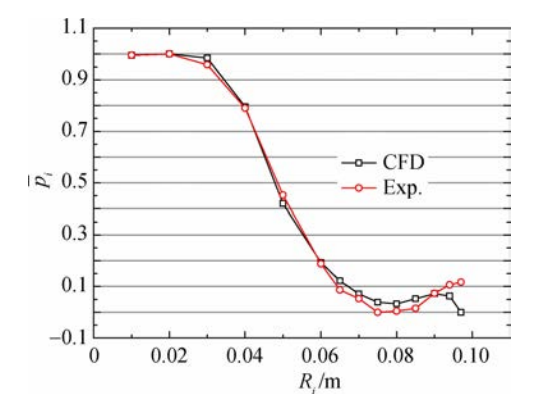


图 10 周向平均总压径向分布特性

Fig. 10 Distribution of average circumferential total pressure over radial direction

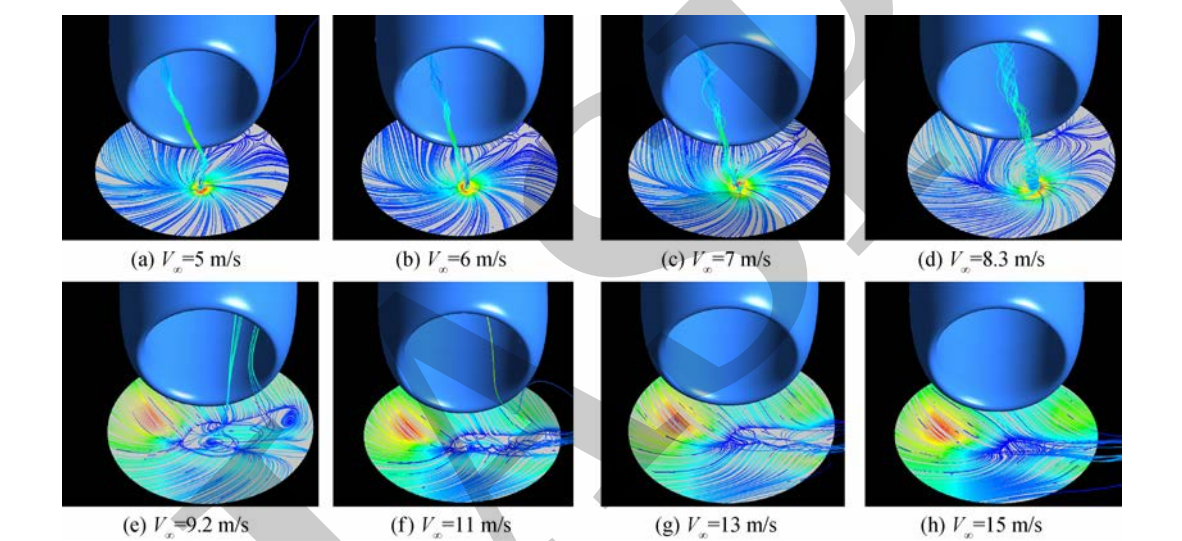


图 11 地面吸入涡生成情况 ($V_i=29\text{ m/s}$)

Fig. 11 Characteristics of the generation of ground vortices ($V_i=29\text{ m/s}$)

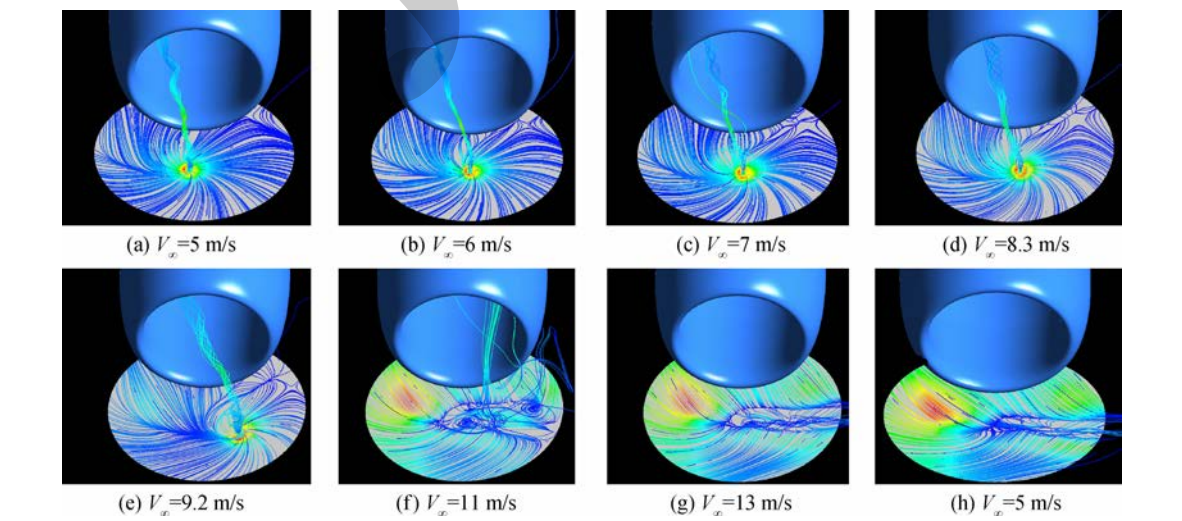


图 12 地面吸入涡生成情况 ($V_i=35\text{ m/s}$)

Fig. 12 Characteristics of the generation of ground vortices ($V_i=35\text{ m/s}$)

峰值确定涡核的位置,取半径 $D_{\max}$ 为 $0.25 \times D_i = 0.05 \text{ m}$ (D_i 为进气道直径)的有效区域进行涡量计算,截取涡平面的有效区域及水平位置示意图如图 13 所示。在 CFD 后处理中采用众多学者对涡强度的定义方法,将速度梯度张量复特征值的虚部定义为旋涡强度^[25-26],本文采用有效区域面积内的平均涡强度对吸入涡的强度大小进行评定。

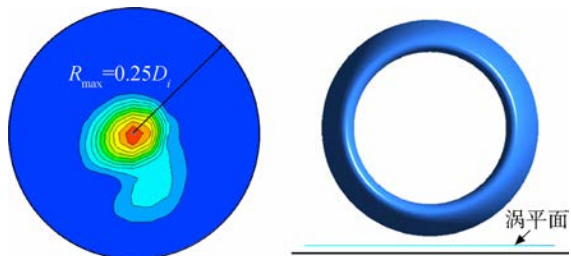


图 13 涡强度计算截取面示意图

Fig. 13 Sketch map of the vortex strength calculation intercepted plane

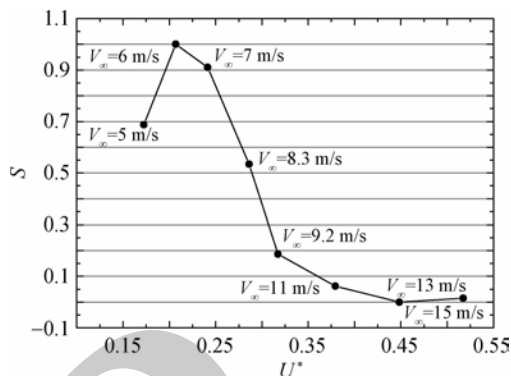
为了更好的进行涡强度对比,在吸入涡不存在的算例中以短舱中心对称线与涡测量平面的交点作为圆心,截取相同水平位置和同等面积的圆形区域,对侧风引起的微小不可见的涡流进行涡强计算,得到流场无量纲涡强度 S 随速度比 U^* 的变化曲线如图 14 所示。

由图 14 可知,在不同发动机吸入速度的工况下,地面吸入涡强度的变化趋势一致,当侧风足够小时,地面吸入涡强度首先随着侧风速度的增加而增大,当达到吸入涡起始吹除风速后,随着侧风速度的增大逐渐减小直至消失。

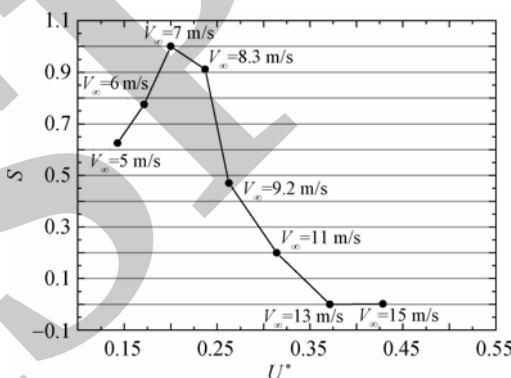
如图 14(a) 所示,当发动机吸入速度为 29 m/s 时,当侧风速度达到 6 m/s ($U^* = 0.207$) 时吸入涡进入吹除起始阶段,地面吸入涡强度随着侧风速度的增大而减小,当侧风速度达到 9.2 m/s ($U^* = 0.317$) 时,变化趋势明显变缓,对比图 11 的流线图可以发现,此时虽然仍有气流吸入,但由吸入涡引起的主涡流特征消失,吸入涡基本被吹除,侧风速度增至 11 m/s ($U^* = 0.379$) 后,由地面效应引起的进气道流场变化彻底消除。

如图 14(b) 所示,当发动机吸入速度为 35 m/s 时,吸入涡强度在侧风速度为 7 m/s ($U^* = 0.200$) 时开始随着侧风速度的增大而减小,当达到 11 m/s ($U^* = 0.314$) 时,变化趋势逐渐变缓,对比图 12 的流线图发现,此时由吸入涡引起的主涡流特征消失,吸入涡基本被吹除,侧风速度增至 13 m/s ($U^* = 0.371$) 后,进气道不再吸入地面气

流,地面效应的影响彻底消除,结合图 14(a) 可以得出,同等侧风速度下,发动机吸入速度越大,吸入涡越不易被吹除。



(a) 发动机吸入速度 $V_i = 29 \text{ m/s}$



(b) 发动机吸入速度 $V_i = 35 \text{ m/s}$

图 14 涡强度变化特性曲线

Fig. 14 Vortex strength curve

2.3 总压畸变特性研究

结合地面吸入涡的形成特性,本文对发动机吸入速度和侧风速度对进气畸变的影响特性进行了研究和分析。

2.3.1 发动机吸入速度为 29 m/s

图 15 给出了在地面侧风工况下当发动机吸入速度为 29 m/s 时进气道出口面的总压分布情况,受篇幅所限仅对过渡特征比较明显的大侧风工况进行了云图分析。如图所示,当侧风速度为 7 m/s 和 8.3 m/s 时,相对侧风引起的分离区域,由进气道涡团引起的低压区域明显占主导地位,随着侧风速度的增加,壁面分离区域逐渐增大,而吸入涡团逐渐消失,当侧风速度达到 11 m/s 时流场发生严重的进气分离,吸入涡引起的畸变特征完全消失。

图 16 分别展示了当发动机吸入速度为 29 m/s 时,在无地面效应和有地面效应的条件下进气

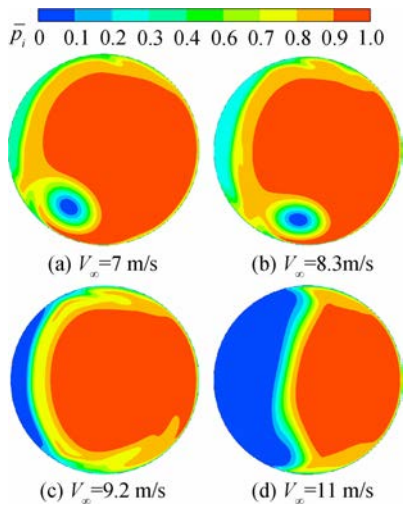


图 15 发动机吸入速度为 29 m/s 时扇面总压分布云图
Fig. 15 Total pressure distribution of the fanplane at engine suction speed of 29 m/s

道出口总压畸变随速度比 U^* 的变化曲线。

如图 16(a) 所示,在无地面效应影响时,进气道周向总压畸变只受到侧风风速单方面的影响,单方向随着侧风的增大而逐渐增大,当侧风速度达到 11 m/s 时,进气道内部流场发生明显的进气分离,畸变瞬间剧烈增大。

如图 16(b) 所示,在考虑地面效应的条件下,进气道总压畸变明显受到了侧风和地面吸入涡因素的共同作用,结合图 14(a) 进行分析发现,当侧风速度为 6 m/s ($U^* = 0.207$) 时,吸入涡处于刚开始被吹除的阶段,吸入涡强度变化相对缓慢,此时侧风的影响对进气道畸变起主导作用,进气畸变随着侧风的增大而增大。当侧风速度达到 7 m/s ($U^* = 0.241$) 后,地面吸入涡的影响对流场畸变开始起主导作用,吸入涡强度随着侧风的增大迅速下降,因而进气畸变随着侧风速度的增大而减小。当侧风速度达到 9.2 m/s ($U^* = 0.317$) 后,吸入涡吹除进入完成阶段,吸入涡强度变化趋于平

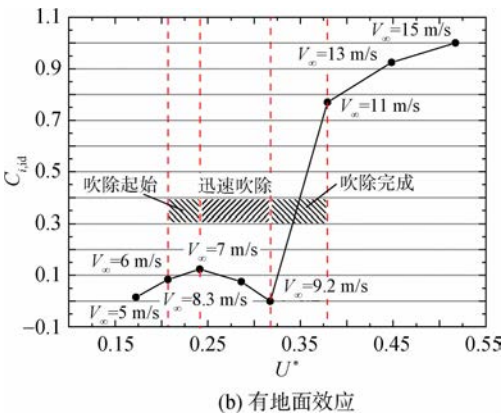


图 16 发动机吸入速度为 29 m/s 总压畸变变化曲线
Fig. 16 Total pressure distortion at engine suction speed of 29 m/s

稳直至消失,进气畸变依然随着侧风的增大而增大,且畸变大小与无地面效应工况近似。

2.3.2 发动机吸入速度为 35 m/s

图 17 给出了在地面侧风工况下当发动机吸入速度为 35 m/s 时进气道出口面的总压分布情况,如图所示,当侧风速度为 9.2 m/s 时,由进气道涡团引起的低压区域依然明显占主导地位,当侧风速度达到 11 m/s 时吸入涡特征开始消失,分离现象随着侧风的增大逐渐明显,当侧风速度达到 15 m/s 时流场发生严重的进气分离,吸入涡影响彻底消失。

图 18 给出了当发动机吸入速度为 35 m/s 时,在无地面效应和有地面效应的条件下进气道出口总压畸变随速度比 U^* 的变化曲线。

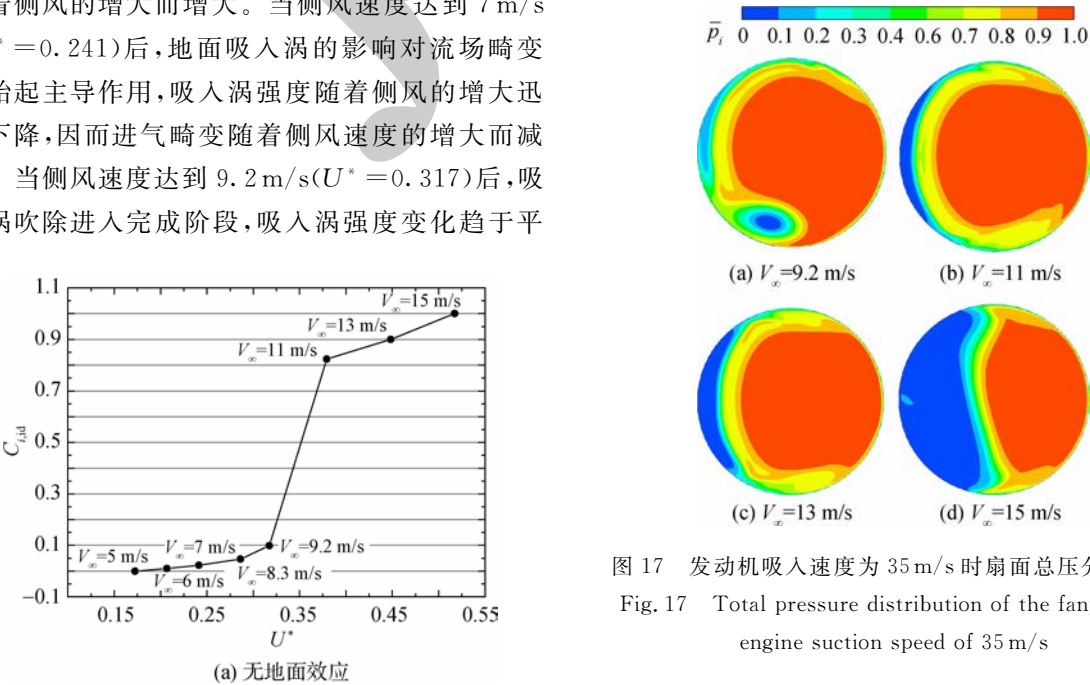
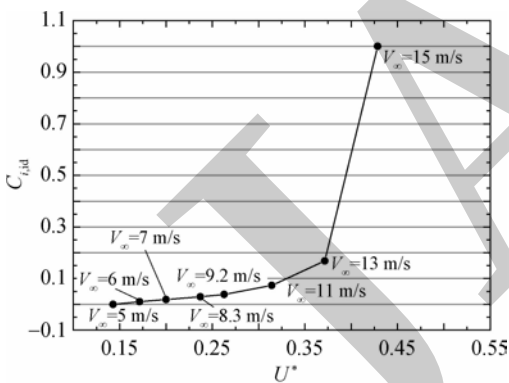


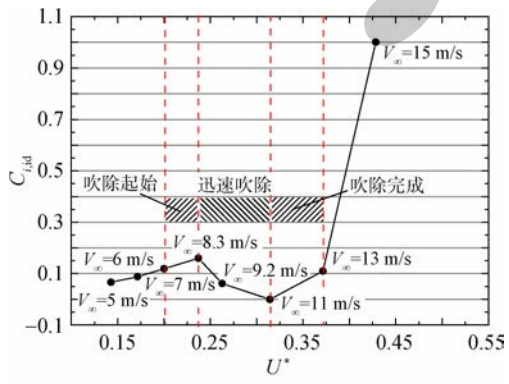
图 17 发动机吸入速度为 35 m/s 时扇面总压分布云图
Fig. 17 Total pressure distribution of the fanplane at engine suction speed of 35 m/s

如图 18(a) 所示,在不考虑地面影响的情况下,进气畸变随着侧风的增大而增大,当侧风风速达到 15 m/s 时发生进气分离。在考虑地面效应的条件下,结合图 14(b)与图 18(b)对涡强度变化特性曲线进行分析发现,在侧风速度未达到足够大时,进气畸变和吸入涡强度皆随着侧风的增大而增大,并且由于侧风和吸入涡的共同强化作用,进气畸变的增大幅度相较无地面效应的工况更为明显。在侧风速度达到 7 m/s($U^*=0.200$)后,侧风对吸入涡的吹除作用开始,侧风对进气道畸变的影响起主导作用,进气畸变随着侧风的增大而增大。当侧风速度达到 8.3 m/s($U^*=0.237$)后,流场进入吸入涡被迅速吹除的阶段,地面吸入涡的影响对流场起主导作用,进气畸变随着吸入涡强度的减小而减小,随着侧风的增大而减小,当侧风速度达到 11 m/s($U^*=0.314$)后,吸入涡影响基本消除,进气畸变重新随着侧风的增大而增大。

同时对地面吸入涡和进气道畸变随侧风的变化特性进行综合分析可以得出,吸入涡从稳定状态到被完全吹除的过程中存在规律的过渡状态。



(a) 无地面效应



(b) 有地面效应

图 18 发动机吸入速度为 35 m/s 总压畸变变化曲线
Fig. 18 Total pressure distortion at engine suction speed of 35 m/s

结合涡强度随侧风变化的生成特性,以及吸入涡因素和侧风因素对进气道流场主导地位的不同,将此过渡状态分为三个阶段:吹除起始阶段、迅速吹除阶段和吹除完成阶段。在吹除起始阶段,地面吸入涡进入被逐渐吹除的状态,开始随着侧风的增大而减小,但是减小幅度相对缓慢,在进气道流场中侧风的直接影响依然占主导地位,进气畸变随着侧风速度的增大而增大,本文将使吸入涡进入被吹除阶段的临界侧风速度,命名为吹除起始速度;在迅速吹除阶段,吸入涡强度对侧风的变化更为敏感,随着侧风的增大迅速减小,吸入涡强度的变化对进气道流场起主导作用,进气畸变随着侧风的增大而减小;在吹除完成阶段,虽然仍有少量地面气流被进气道吸入,但吸入涡引起的涡流特征消失,此时地面效应对进气道流场的影响基本消失,本文将使吸入涡被彻底吹除的临界侧风速度,称为吹除完成速度。对比图 16(b)和图 18(b)发现,在两种不同的发动机吸入速度下,地面吸入涡均在速度比为 0.2~0.24 时进入吹除起始阶段,在速度比为 0.24~0.31 时进入迅速吹除阶段,在速度比为 0.31~0.37 时进入吹除完成阶段,相应的速度比值不随发动机吸入速度的变化而发生明显改变。

3 结 论

本文对侧风和地面吸入涡影响下直径为 0.2 m 的短舱缩比模型的进气道流场进行了试验测量和数值模拟研究,主要结论如下:

分别在有地面效应和无地面效应的条件下,结合侧风速度、发动机吸入速度以及地面吸入涡的相互影响特性,对进气道流场的畸变情况进行了数值模拟与分析。

引入了速度比的概念,量化地对地面吸入涡随侧风速度的变化特性进行了分析,根据涡强度在侧风影响下的变化特性以及吸入涡和侧风对进气道流场影响主导性的不同,将吸入涡从稳定状态到被吹除的过程分为三个阶段,吹除起始阶段($0.2 \leq U^* \leq 0.24$)、迅速吹除阶段($0.24 \leq U^* \leq 0.31$)和吹除完成阶段($0.31 \leq U^* \leq 0.37$)。

在有地面效应影响的情况下,同时考虑了侧风对进气道畸变影响的直接因素和侧风对地面吸入涡影响的间接因素,结果表明在吹除起始阶段和吹除完成阶段,侧风的影响对流场畸变起主导作用,与无地面工况类似,进气畸变随着侧风速度的增大而增大,在迅速吹除阶段,由于吸入涡对侧风的变化更加敏感,地面吸入涡的变成为影响进

气道畸变的主导因素,进气畸变随着侧风速度的增大而减小。

参考文献:

[1] 赵鹤书. 飞机进气道气动原理[M]. 北京:国防工业出版社,1989.

[2] BOWDITCH D N,COLTRIN R E. A survey of inlet/engine distortion compatibility[R]. NASA-TM-83421,1983.

[3] 廉小纯,王骊安. 进气总压总温畸变对压气机稳定性的影响[J]. 航空动力学报,1993,8(2):105-108.

LIAN Xiaochun, WANG Li'an. Influence of inlet total temperature and pressure distortions on stability of compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 1993, 8(2): 105-108. (in Chinese)

[4] 刘大响. 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.

[5] 刘永泉,刘火星,郑宁. 某发动机风扇进气畸变数值模拟[J]. 航空动力学报,2012,27(9):2099-2105.

LIU Yongquan, LIU Houxing, ZHENG Ning. Numerical simulation of an aero-engine fan with inlet distortion[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(9): 2099-2105. (in Chinese)

[6] RADE D,BOLCS A,RUSSLER P. Influence of inlet distortion on transonic compressor blade loading[R]. AIAA-1995-2461,1995.

[7] 胡骏,赵运生,丁宁. 进气畸变对大涵道比涡扇发动机稳定性的影响[J]. 航空发动机,2013,39(6):6-12.

HU Jun,ZHAO Yunsheng,DING Ning. Investigation of influence of inlet distortion on high bypass ratio turbofan engine stability[J]. Aeroengine, 2013, 39(6): 6-12. (in Chinese)

[8] FODnews.com. Search results for: cost fod cost-effective FOD control[EB/OL]. [2014-12-30]. <https://fodnews.com/?s=cost+fod>.

[9] HALL C A,HYNES T P. Measurements of intake separation hysteresis in a model fan and nacelle rig[J]. Journal of Propulsion & Power, 2006, 22(4): 872-879.

[10] HALL C A,HYNES T P. Nacelle interaction with natural wind before take-off[J]. Journal of Propulsion & Power, 2005, 21(5): 784-791.

[11] ZANTOPP S,MACMANUS D,MURPHY J. Computational and experimental study of intake ground vortices[J]. Aeronautical Journal, 2010, 114(1162): 769-784.

[12] MURPHY J P,MACMANUS D G. Ground vortex aerodynamics under crosswind conditions[J]. Experiments in Fluids, 2011, 50(1): 109-124.

[13] 江勇,陶增元,张发启,等. 某型飞机进气道与发动机地面匹配实验研究[J]. 航空动力学报,2003,18(4):554-557.

JIANG Yong, TAO Zengyuan, ZHANG Faqi, et al. Matching test of an aircraft inlet and engine on the ground[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(4): 554-557. (in Chinese)

[14] 马建,常红,周宇穗,等. 尾吊布局民用飞机发动机侧风进

气流场 CFD 数值模拟与分析[J]. 科技视界, 2015(27): 346-347.

[15] XIE H R,WU Y D,WANG A,et al. Numerical investigation of crosswind effect on different rear mounted engine installations[C]//Proceedings of ASME 2014 Gas Turbine India Conference. New Delhi:ASME,2014:1-12.

[16] 陈著,单勇,沈锡钢,等. 着陆滑跑状态下的反推力装置重吸入特性数值模拟[J]. 航空动力学报,2016,31(3):733-739.

CHEN Zhu, SHAN Yong, SHEN Xigang, et al. Numerical simulation on reingestion characteristics under landing state for thrust reverser[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(3): 733-739. (in Chinese)

[17] 闫海津,杜玺,谭廉华. 发动机短舱侧风工况数值模拟与分析[C]//第七届中国航空学会青年科技论坛论文集. 北京:中国航空学会,2016:513-517.

[18] 刘凯礼,孙一峰,钟园,等. 民用飞机进气道的侧风畸变研究[J]. 航空动力学报,2015,30(2):289-296.

LIU Kaili, SUN Yifeng, ZHONG Yuan, et al. Research on inlet distortion under crosswind for civil aircraft[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(2): 289-296. (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. 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)

[20] VASSBERG J C,TINOCO E N,MANI M T,et al. Summary of the third AIAA CFD drag prediction workshop [R]. AIAA 2007-260,2007.

[21] WILLIAMS D D,SURBER L E. Practical intake aerodynamic design, chapter intake/engine compatibility [M]. Cambridge:Blackwell Scientific Publications,1993:21-27.

[22] 朱乐坤,孙嫣. 风速传感器阻塞修正系数试验与研究[J]. 太阳能学报,2009,30(7):957-967.

ZHU Lekun, SUN Yan. Experiment and research of blocking correcting coefficient of wind speed sensor[J]. Acta Energaie Solaris Sinica, 2009, 30(7): 957-967. (in Chinese)

[23] CARNEVALE M, GREEN J S, DI L. Numerical studies into intake flow for fan forcing assessment[R]. ASME Paper GT2014-25772, 2014.

[24] BREUER T,BISSINGER N C. Basic principles-gas turbine compativility-intake aerodynamic aspects [M]. Hoboken: John Wiley & Sons, 2010.

[25] ZHANG S, CHOUDHURY D. Eigen helicity density: a new vortex identification scheme and its application in accelerated inhomogeneous flows[J]. Physics of Fluids, 2006, 18(5): 1-5.

[26] ZHOU J, ADRIAN R J, BALACHANDAR S, et al. Mechanisms for generating coherent packets of hairpin vortices in channel flow[J]. Physics of Fluid Mechanis, 2015, 387(10): 353-396.