

侧风条件下短舱进气道地面涡数值模拟



任丁丁*, 王俊琦, 杨柳, 刘雨

中国飞行试验研究院, 陕西 西安 710089

摘要:通过数值模拟方法,对侧风条件下短舱进气道地面涡的形成及发展情况进行了研究。通过改变侧风风速的大小,分析了侧风风速大小对地面涡形成的影响及其对进气道出口截面流场的影响。结果表明,侧风条件下,短舱进气道易形成地面涡,且伴随有尾涡的出现;随着风速大小的增加,地面涡的强度先增大后减小,地面涡的位置、结构也会发生变化;所形成的地面涡强度越大,其对进气道出口截面流场的影响就越大,但由于地面涡在进气道内的发展,地面涡对进气道出口截面流场的影响相对较小。

关键词:短舱; 进气道; 侧风; 地面涡; 数值模拟

中图分类号:V231.3

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2021.02.007

自航空发动机问世以来,航空发动机的稳定性就是人们关注的焦点。而由进气畸变所带来的发动机的稳定性问题及其评估方法是国内外学者研究的重点,近些年来,旋流畸变受到了越来越多的关注。

地面涡是旋流畸变的一种形式,是飞机在滑行或静止状态下,进气道入口的气流与地面或靠近发动机唇口的机体相互作用而在发动机内流道形成的旋流涡。地面涡对发动机的影响主要体现在:在发动机进口形成旋流畸变,改变风扇局部区域的气流角,可能造成发动机风扇失速、喘振等不稳定现象;地面涡产生的强大吸附作用会将地面上的沙石、异物等吸入发动机,可能带来结构上的损伤,威胁飞行安全。

国内外学者针对地面涡的形成条件、影响地面涡强度的因素,以及地面涡对发动机稳定性的影响做了许多试验及数值模拟研究。Klein^[1]最早提出了地面涡的形成条件。Motycka 和 Walter^[2-4]采用风洞试验的手段研究了高度比、风向、风速对地面涡驻点的影响规律,Murphy^[5]针对缩比模型采用粒子图像测速法(particle image velocimetry, PIV)技术对地面静止及地面移动情况下不同逆风风速条件下地面涡的强度及特征进行了研究,国内学者赵光敏^[6]、马申义^[7]

等也通过试验手段对地面涡的形成机理及流动特性进行了研究。针对地面涡的数值模拟研究,Yadlin^[8]通过数值模拟研究了顺风及逆风条件下的地面涡的强度,李超东^[9]、刘浩^[10]、王成^[11]对影响地面涡的因素进行了数值研究,得到了来流条件、短舱距地面高度及风扇叶片的存在对地面涡的影响规律。

本文以装机状态下的大涵道比涡扇发动机短舱进气道模型为研究对象,研究了侧风条件下地面涡的形成以及风速大小对地面涡的强度及其对发动机进口流场的影响规律,可对后续开展的地面涡模拟试验提供参考,并能够了解真实飞机侧风条件下的安全隐患,从而对降低飞机的安全隐患、提高飞机在实际执行任务过程中的安全性具有现实意义。

1 计算模型说明

1.1 模型建立

该型发动机采用翼吊式安装形式,在建立计算模型时,由于计算过程中不考虑喷管喷出的尾喷流对进气的影响,所以对喷管的结构进行了简化,根据短舱出口的几何形状,

收稿日期: 2020-10-11; 退修日期: 2020-11-16; 录用日期: 2020-12-25

*通信作者: Tel.: 18209290892 E-mail: 1251913959@qq.com

引用格式: Ren Dingding, Wang Junqi, Yang Liu, et al. Numerical simulation of ground vortex of nacelle inlet under crosswind conditions[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(02): 50-55. 任丁丁, 王俊琦, 杨柳, 等. 侧风条件下短舱进气道地面涡数值模拟[J]. 航空科学技术, 2021, 32(02): 50-55.

短舱后端采用一个出口面来代替尾喷管。

进气道出口直径为 D_e , 进气道长度为 L_i , 进气道进口前缘直径约为 D_i , 在装机条件下, 唇口前缘下部距离地面高度为 h , 发动机短舱模型及装机状态各尺寸示意图如图 1 所示。

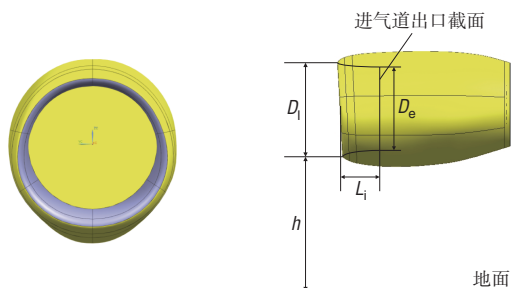


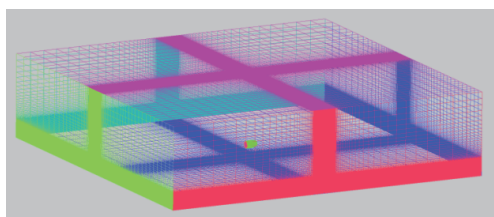
图1 发动机短舱模型及装机状态各尺寸示意图

Fig.1 The diagram of engine nacelle model and dimensions under installed state

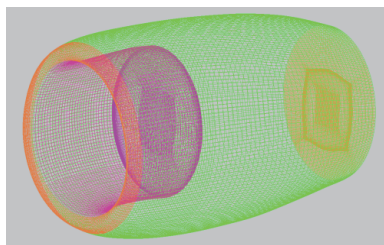
1.2 网格划分及网格无关性验证

为了减小计算量, 仅对单独的短舱流场进行数值模拟。数值仿真时短舱离地高度和装机环境下一致, 计算域尺寸为 $30D_i \times 30D_i \times 15D_i$ 。采用结构化网格, 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, 地面第一层网格高度为 0.05mm , 进气道壁面第一层网格高度为 0.03mm , 如图 2 所示。

采用 ICEM 软件分别生成了网格总数为 300 万、500 万、700 万和 900 万的网格。对不同网格计算结果相同高度截



(a) 计算域网格



(b) 进气道壁面网格

图2 网格生成

Fig.2 Mesh generation

面的地面涡环量(由于地面为无滑移边界条件, 涡量为零, 因此在对地面涡流场涡量进行分析时, 需要创建一个新平面, 这里选择离地高度为 1m 的平面作为涡量分析平面)进行了比较, 如图 3 所示。可以看出, 300 万和 500 万网格计算的地面涡环量绝对值偏小, 700 万和 900 万网格计算的环量结果接近, 为准确起见, 后续计算均采用 900 万网格进行。

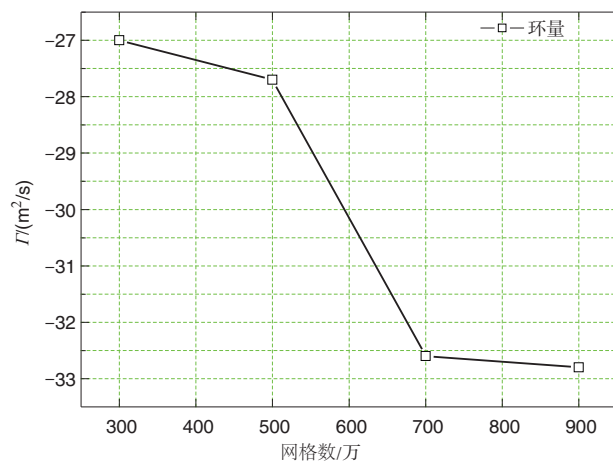


图3 不同网格数地面涡观测截面环量值

Fig.3 Circulation of observed plane for ground vortex with different grid numbers

1.3 边界条件设定

计算域外部边界除地面外的其他面, 因为距离短舱足够远, 将其设置为远场边界条件, 并给定来流速度。而为了准确模拟地面边界层, 需将地面设置为无滑移壁面。因为没有加上发动机, 所以在进气道出口设置压力边界条件代表发动机对气流的抽吸作用, 选择最大流量下的静压作为出口边界条件。由于不考虑喷管对进气的影响, 所以不需要给出实际的喷管进口气流速度, 只需给一个小速度以使喷管后方不产生大的旋涡即可, 此处给定与来流相同的速度。短舱壁面为无滑移壁面边界条件。边界条件设置如图 4 所示。计算采用密度基求解器, 稳态计算, 对通量采用 Roe-FDS 格式, 控制方程离散采用二阶迎风格式。湍流模型采用 SST $k-\omega$ 模型, 计算工质为理想气体。

2 数据处理方法

(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, 即:

$$\Gamma = \oint \mathbf{V} \cdot d\mathbf{l} = \iint (\nabla \times \mathbf{V}) \cdot d\mathbf{S} = \iint \boldsymbol{\omega} \cdot d\mathbf{S}$$

对地面涡环量进行无量纲化, 可得到无量纲环量 Γ^* 表

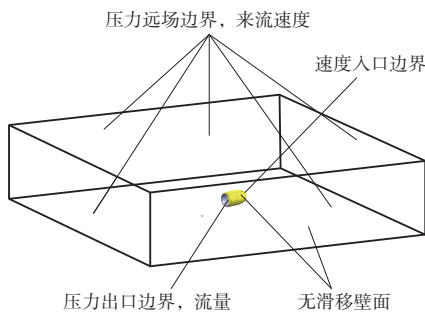


图4 边界条件设置示意图

Fig.4 The diagram of boundary condition

达式为:

$$\Gamma^* = \frac{\Gamma}{D_i V_i}$$

式中: D_i 为进气道唇口前缘直径, V_i 为进气道出口面平均速度。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:

$$\Gamma_{\text{total}} = |\Gamma^+| + |\Gamma^-|$$

(2) 面平均总压恢复系数

面平均总压恢复系数定义为:

$$\sigma_{\text{av}} = \frac{p_{\text{av}}^*}{p_0^*}$$

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

(3) 静压差

涡核中心与外界静压差值可表征地面涡外物抬升能力, 压差越大表明涡强度越大、外物抬升能力越强。

$$\Delta p_s = p_{\text{max}} - p_{\text{min}}$$

式中: p_{max} 和 p_{min} 分别为选定截面上的静压最大值和最小值。

3 结果分析

3.1 地面涡结构分析

图5为侧风条件下风速3m/s条件下各视角的流线图, 其中图5(a)~图5(c)分别为短舱进气道的俯视图、主视图和侧视图, 灰色半透明部分为短舱进气道, 俯视图中的云图为近地面的静压云图(下同), 图5(d)为进气道出口截面二维流线图(逆航向看, 下同)。从图5(a)~图5(c)可以看到, 该风速下在短舱前方偏右(逆航向看, 下同)的位置形成了地面涡, 而后向上卷吸, 在进气道中心偏下处进入进气道, 同时在短舱左侧也有一股气流吸入, 这股气流是该工况下形成的尾涡, 这是由于进气道轴向远离唇口(外壁面)周围的涡量远小于进气道唇口周围的涡量, 从而根据沿涡管环量不变的理论可知, 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5(d)可

以看出, 在该工况下, 进入进气道的地面涡在进气道出口截面形成了两个方向相反的旋涡。

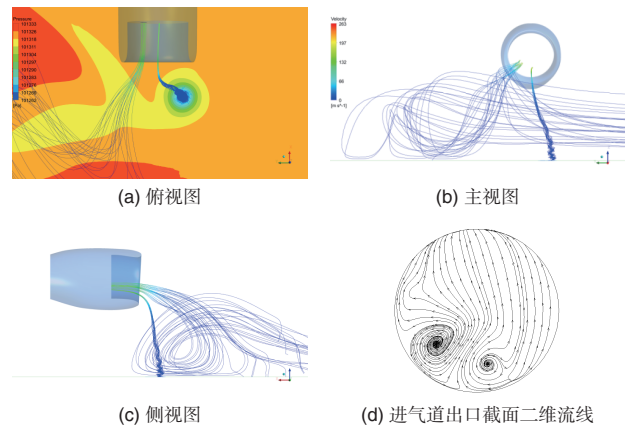


图5 侧风风速3m/s时的地面涡

Fig.5 Ground vortex of crosswind speed 3m/s

3.2 风速大小对地面涡的影响分析

图6为不同侧风风速下地面涡的形成及发展, 侧风方向为从右到左(逆航向看)。可以看出, 随着侧风风速的增加, 地面涡的位置、个数及强度均会发生变化, 当侧风风速为1~3m/s时(3m/s时的地面涡见图5, 下同), 形成的地面涡均为一个单涡和一个尾涡。当侧风风速为4m/s时形成的地面涡仍为一个单涡和一个尾涡; 当侧风风速增大至5m/s时流场演变为双涡结构地面涡和一个尾涡; 当侧风风速增大到6m/s时, 重新演变为单个地面涡和一个尾涡; 当侧风风速为7m/s时, 只形成了一个极小的尾涡。同时可以看到随着风速的增加, 地面涡的驻点沿顺着风速的方向移动, 短舱进口尾涡的位置逐渐远离地面。

图7为距离地面1m高度处平面的无量纲环量和静压差随风速的变化。随着侧风来流风速的增加, 无量纲环量基本上呈现出先增加后减小的趋势, 在侧风风速达到2~3m/s时无量纲环量达到最大, 而后随着风速的增加, 无量纲环量开始减小, 但在侧风风速为5m/s时无量纲环量又有了小幅度的增加, 从图6中可以看到, 这是因为形成了两个涡。随着侧风来流风速的增加, 静压差呈现出先增加后减小的趋势, 在侧风风速达到3m/s时静压差达到最大, 而后随着风速的增加, 静压差开始减小。

3.3 风速大小对进气道出口截面流场的影响分析

图8为不同侧风风速下进气道出口截面二维流线图(逆航向)。从图中可以看出, 当侧风风速为1m/s时, 流线稍有偏转, 但尚未形成涡; 侧风风速为2m/s时, 在进气道出口截面形成了一个顺时针旋转的旋涡, 靠近进气道出口截

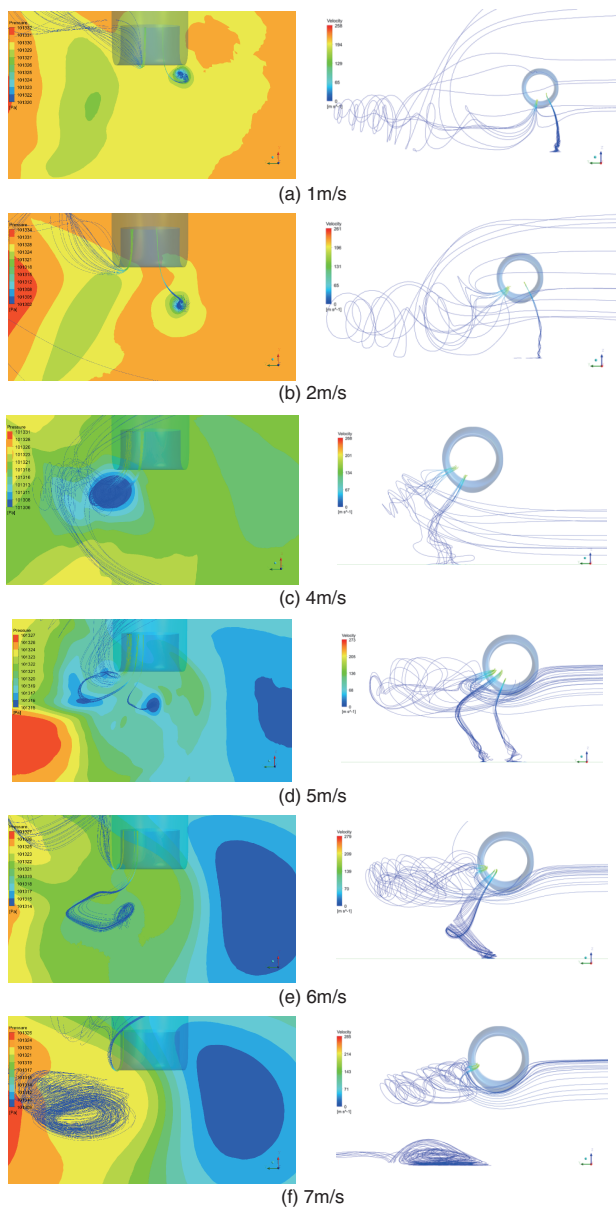


图6 不同侧风风速下的地面涡

Fig.6 Ground vortex under different crosswind speed

面左侧且旋涡的范围较小;侧风风速为3m/s时,形成的旋涡几乎在进气道出口截面的正下方,也为顺时针方向,但旋涡的范围更大;当侧风风速为4m/s时,在进气道出口截面下方左侧形成了两个方向相反的涡,两个涡的强度、范围均较为接近且均靠近壁面;侧风风速为5m/s、6m/s时,与风速为4m/s时类似,也是形成了两个方向相反的涡,但随着风速的增加,涡的范围减小且下方的逆时针旋转的旋涡范围减小得更明显,风速为6m/s时逆时针旋转的旋涡已经几乎消失;侧风风速为7m/s时,进气道出口截面几乎没有旋涡形成。可以得出结论,在侧风风速为3m/s时,进气道出口

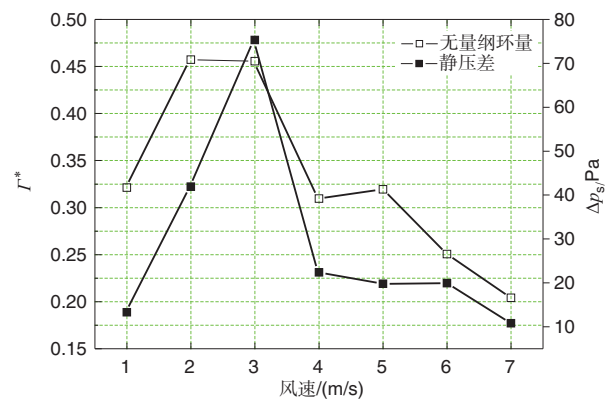


图7 距地面1m高度平面无量纲环量和静压差随风速的变化

Fig.7 Dimensionless circulation and static pressure difference in a plane at a height of 1m above the ground with respect to crosswind speed

截面的旋涡范围均较大,而从前文的分析可知,风速为3m/s时,地面附近形成的地面涡较强,说明较强的地面涡会对进气道出口截面流动造成更大的影响;而风速为1m/s时,从前文的分析可知,虽然形成的地面涡也被吸入了进气道,但是到进气道出口截面时,涡已经很不明显或消失,说明地面涡在经过进气道时会与主流发生掺混,涡有所减弱。

为了定量评价吸入进气道的地面涡对风扇截面流动的影响,计算了进气道出口截面的总压恢复系数及涡量的环量。图9为不同侧风风速下风扇截面总压恢复系数和无量纲环量,从图中可以看到,在侧风风速为3m/s时,总压恢复系数最小,即产生了更多的总压损失,但是总压恢复系数的变化并不明显,说明地面涡对风扇截面的总压的影响较小。而无量纲环量随逆风风速的增加先增大后减小,逆风风速为3m/s时,无量纲环量最大。

4 结论

通过本文的研究,得到以下结论:

(1) 在一定侧风风速下,在地面和发动机之间会形成地面涡,当逆风风速为7m/s时,由于风速过大,地面涡已经无法进入进气道。

(2) 在可形成地面涡的风速下,地面涡的强度呈现出先增加后减小的趋势,在侧风风速为3m/s时,地面涡的强度较大,当风速大于4m/s时,会形成两个涡。

(3) 地面涡进入进气道之后,经过在进气道内的发展,到风扇截面时,对风扇截面流动的影响已经比较小,但仍然存在规律,即所形成的地面涡强度越大,其对风扇截面流动的影响越大。

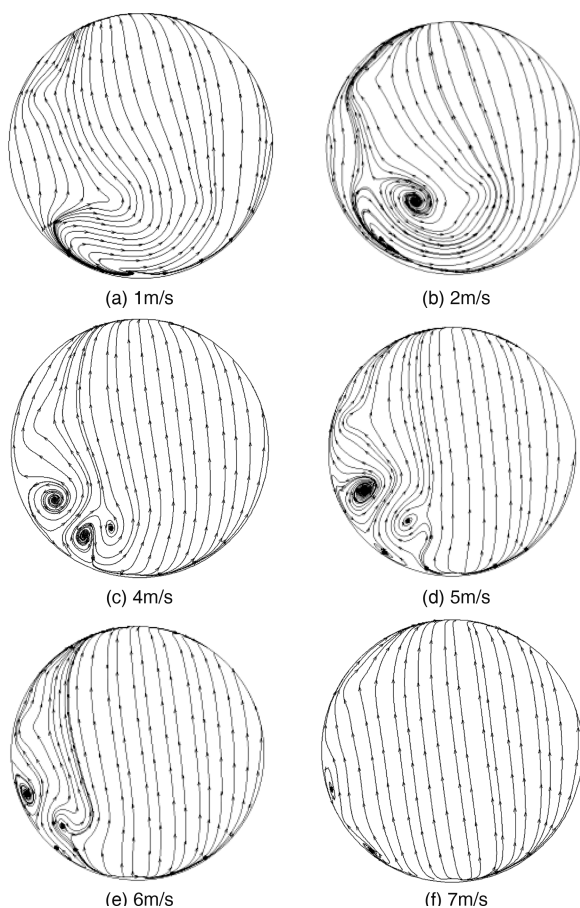


图8 不同侧风风速下进气道出口截面二维流线

Fig.8 Two dimensional streamlines at inlet outlet sections under different crosswind speeds

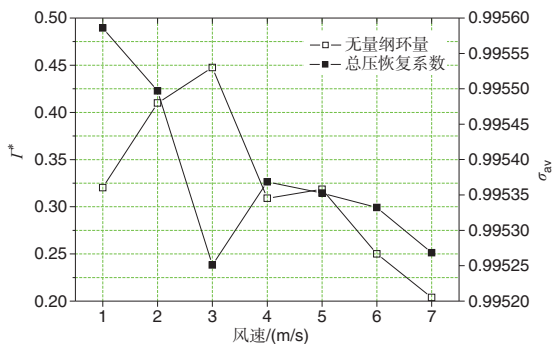


图9 进气道出口截面总压恢复系数和无量纲环量随风速的变化

Fig.9 The change of total pressure recovery and dimensionless circulation at inlet outlet section with crosswind speed

参考文献

- [1] Klein H J. Vortex inhibitor for aircraft jet engines: U. S. Patent2915262[P]. 1959-12-01.
- [2] Motycka D L. Ground vortex limit to engine reverser operation trans[J]. American Society of Mechanical Engineers, 1976, 9 (8):258-266.
- [3] Motycka D L, Walter W A, Muller G. An analytical and experimental study of inlet ground vortices[J]. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1973, 3(2): 138-148.
- [4] Motycka D L, Walter W A. An experimental investigation of ground vortex formation during reverse engine operation[J]. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1976, 7 (8):158-166.
- [5] Murphy J P, MacManus D G. Intake ground vortices during takeoff[J]. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2010, 48(3):688-701.
- [6] 赵光敏,胡宗安. 风机地面涡的生成、危害及消除[J]. 北京航空航天大学学报,1986(4):131-135.
Zhao Guangmin, Hu Zong'an. The formation, damage and suppression of the ground vortex of a fan[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1986(4): 131-135. (in Chinese)
- [7] 马申义. 地面涡研究[J]. 航空学报, 1989(5):293-296.
Ma Shenyi. A study of ground vortex[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1989(5):293-296. (in Chinese)
- [8] Yadlin Y, Shmilovich A. Simulation of vortex flows for airplanes in ground operations[R]. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006.
- [9] 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)
- [10] 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,2017.
Liu Hao. Research on the influence of ground vortex on nacelle inlet[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2017. (in Chinese)
- [11] 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,2018.
Wang Cheng. Research on the influence of ground vortex on nacelle inlet with blades[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2018. (in Chinese)

(责任编辑 王为)

作者简介

任丁丁(1994-)男,硕士,助理工程师。主要研究方向:航

空发动机飞行试验技术研究。

Tel: 18209290892

E-mail: 1251913959@qq.com

Numerical Simulation of Ground Vortex of Nacelle Inlet Under Crosswind Conditions

Ren Dingding*, Wang Junqi, Yang Liu, Liu Yu

Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China

Abstract: The formation and development of ground vortex in nacelle inlet under crosswind conditions are studied by numerical simulation. By changing the crosswind speed, the influence of the crosswind speed on the ground vortex and its influence on the flowfield of the inlet outlet are obtained. The results show that under the conditions of crosswind, the ground vortex is easy to form, which is accompanied by the tail vortex. With the increase of crosswind speed, the intensity of the ground vortex first increases and then decreases, and the location and structure of the ground vortex also change. The greater the intensity of the ground vortex, the greater its influence on the flowfield of the inlet outlet. However, due to the development of the ground vortex in the inlet, the influence of the ground vortex on the flowfield of the inlet outlet is relatively small.

Key Words: nacelle; inlet; crosswind; ground vortex; numerical simulation

Received: 2020-10-11; Revised: 2020-11-16; Accepted: 2020-12-25

*Corresponding author. Tel. : 18209290892 E-mail: 1251913959@qq.com