

文章编号:1674-8190(2015)04-412-07

# 地面效应下前/后掠翼气动特性研究

汪洋, 吴伟伟, 李志国

(中国航天空气动力技术研究院 特种飞行器总体设计部, 北京 100074)

**摘要:** 针对飞行器在地效区飞行时复杂的流场特性, 通过求解定常可压 N-S 方程, 改变机翼后掠角和地效区飞行高度, 研究不同前/后掠角机翼在地效区内的气动特性。结果表明: 在地效区内, 随着后掠角的增大, 机翼的升力系数和阻力系数呈现先增后减的变化规律, 后掠角在  $0^\circ$  附近时升力系数达到最大值, 阻力系数在  $10^\circ$  附近达到最大值; 俯仰力矩系数随着后掠角增加而减小; 展向流动在后掠角为  $0^\circ$  时最小, 展向流动随着后掠角增大或减小剧烈变化; 机翼下洗角随着后掠角增大而减小, 随着离地高度的减小而减小。研究结果可为地效飞行器的概念方案设计和优化提供理论依据。

**关键词:** 地面效应; 后掠角; 气动特性; 下洗角

中图分类号: V211.5

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2015.04.003

## Investigation on Aerodynamic Characteristics of Forward/Backward Swept Wing in Ground Effect

Wang Yang, Wu Weiwei, Li Zhiguo

(Department of Special Aircraft Overall Design, China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

**Abstract:** As the flow field of aircraft in ground effect is very complex, the aerodynamic characteristics of forward-swept and back swept wing in ground effect is researched carefully by solving steady compressible N-S equations and changing the back swept and flight height. The result shows that lift/drag coefficients of the wing increase first and then decrease with the increase of backswept. The lift coefficient reaches maximum when backswept is  $0^\circ$ , while drag coefficient is the maximum at  $10^\circ$ . Pitching moment coefficient decreases while back-swept increases. The spanwise flow is the least with backswept is zero, while becoming more severe with back-swept increases or decreases. Meantime, downwash angle decreases with back-swept angle increasing, while decreases with flight height decreasing. The result can provide the theoretical basis for the programming and optimization of aircraft in ground effect.

**Key words:** in ground effect; swept angle; aerodynamic characteristics; downwash angle

## 0 引言

地效飞行器是一种能够贴近水面高速飞行的运载工具, 该类飞行器充分利用“地面效应”原理, 可显著降低机翼的诱导阻力, 使飞行时的升阻比大大提高<sup>[1]</sup>。地效飞行器正是利用这种效应实现掠

海高速飞行的运载工具<sup>[2]</sup>, 已受到各国重视。但由于机翼与地面之间复杂的流场关系, 使得地面效应研究变得复杂。随着计算机仿真技术的日新月异, 数值模拟在流体力学中的应用也日趋广泛。目前, 计算地效翼性能的方法主要有以下几种: 基于升力线或升力面理论的镜像法, 通过求解 N-S 方程的有限体积法, 以及基于基本解叠加的面元法, 这些方法都有其各自的特点和适用范围<sup>[3]</sup>。

Xing Fu 等<sup>[4]</sup>利用数值方法对存在地面效应时二维机翼的空气动力特性进行研究。屈秋林

收稿日期: 2015-09-13; 修回日期: 2015-11-16

通信作者: 汪洋, zhuoyue771988@126.com

等<sup>[5]</sup>利用 Fluent 软件研究飞行高度和地面波浪对地效飞行器分离流动、飞行器表面压力分布和气动力的影响规律。洪亮等<sup>[6]</sup>通过求解不可压 N-S 方程和非线性  $k-\epsilon$  湍流模型对“信天翁”地效飞行器简化模型进行全机数值模拟。王忠清等<sup>[7]</sup>通过求解非定常 N-S 方程和 S-A 湍流模型,进行了地面效应气动特性研究。李庄等<sup>[8]</sup>针对地效飞机在起飞过渡段稳定性进行了仿真计算。上述研究表明,数值模拟能够获得一定精度的计算结果。

机翼的平面参数对其气动性能具有重要影响。Young J. Moon 等<sup>[9]</sup>针对 AEV(Aero-levitation Electric Vehicle)系统的机翼设计,采用 CFD(Computational Fluid Dynamics)方法对在地面效应下不同参数的翼型进行研究。杨韡等<sup>[10]</sup>通过求解定常不可压 N-S 方程研究地效翼展向效应的气动特性,得出展弦比是三维地效翼气动特性的主要决定因素。但上述研究较少涉及后掠角在地面效应中对机翼气动特性的影响。地效飞行器的稳定性一直是研究的难点,并且机翼后掠不仅影响其气动特性,还对机翼的气动中心产生较大影响。

本文忽略机身的干扰,通过改变三维地效翼后掠角和离地高度,研究地效区内不同后掠角机翼的气动特性、流场特性和下洗角情况,为地效飞行器方案设计提供理论参考。为了方便比较分析,本文机翼前掠角用负后掠角表示。

### 1 数值方法

针对不同后掠角的 CLARK-Y 三维地效翼进行数值模拟,采用标准  $k-\epsilon$  湍流模型,对定常可压 N-S 方程进行求解。

无量纲积分形式的 N-S 方程<sup>[11]</sup>为

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} \mathbf{Q} d\Omega + \iint_{\partial\Omega} \mathbf{F} n_1 dS = \iint_{\partial\Omega} \mathbf{G} n_1 dS \quad (1)$$

式中: $\mathbf{Q}$  为守恒变量矢量; $\partial\Omega$  为控制体外表面; $\mathbf{F}$  为通过控制体表面的无粘通量; $n_1$  为控制体表面单位外法向矢量; $dS$  为外表面微元面积大小; $\mathbf{G}$  为粘性通量。

计算网格采用由 ICEM 生成的三维结构网格,近壁面网格第一层高度设为弦长( $c$ )的  $1 \times 10^{-5}$  倍。机翼迎角为  $30^\circ$ 、后掠角为  $10^\circ$  时的计算网格如图 1 所示。飞行高度( $h$ )定义为机翼后缘到地面的距离。

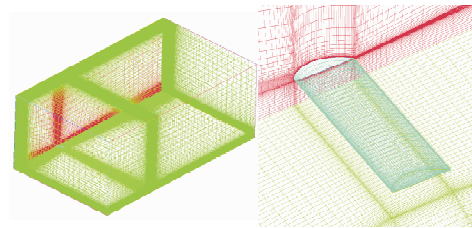


图 1 地效翼计算网格

Fig. 1 Computing grid of wing in ground effect

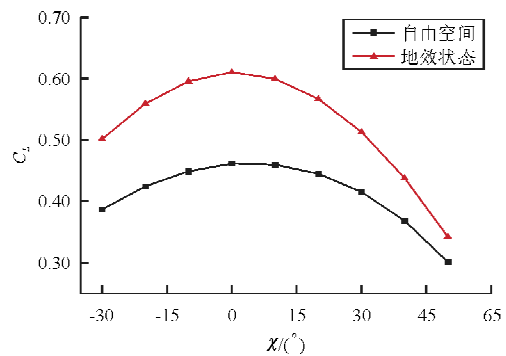
机翼壁面满足无滑移边界条件,采用运动地面模拟地面与机翼的相对运动,满足  $(u, v, w) = (v_\infty, 0, 0)$ ,  $\frac{\partial p}{\partial n_2} = 0$ ,  $n_2$  为地面法向。流场边界采用压力远场边界条件。

来流速度为  $0.3 Ma$ 、机翼弦长为  $2\text{ m}$ 、展长为  $10\text{ m}$ 、根梢比为  $1$ ,计算飞行高度为  $0.2c$  和自由空间,后掠角为  $-30^\circ \sim 50^\circ$ ,每  $10^\circ$  递增。

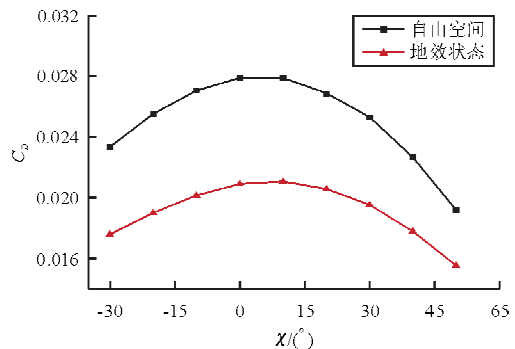
## 2 计算结果与分析

### 2.1 后掠角对气动特性的影响

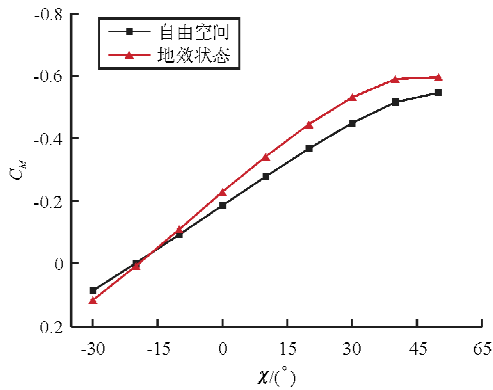
相对飞高( $h/c$ )为  $0.2$ 、迎角为  $3^\circ$ 、不同后掠角时,机翼的气动特性如图 2 所示,其中  $C_L$  为升力系数, $C_D$  为阻力系数, $C_M$  为俯仰力矩系数, $k$  为升阻比。



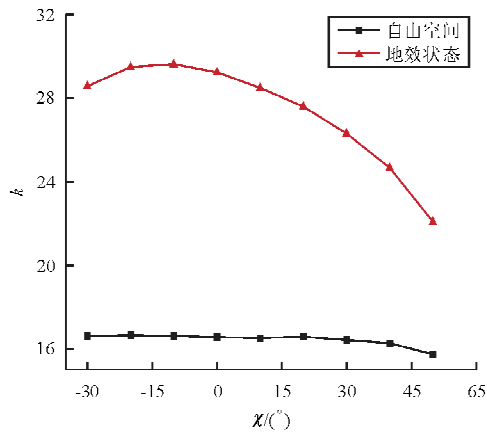
(a) 升力系数曲线



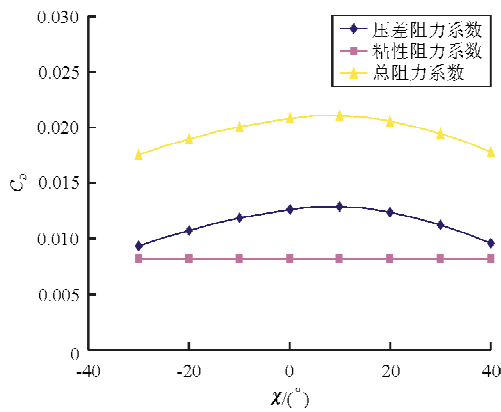
(b) 阻力系数曲线



(c) 力矩系数曲线



(d) 升阻比曲线



(e) 地效区阻力系数曲线

图2 地效状态机翼气动力系数曲线

Fig. 2 Aerodynamic coefficient curves of wing in ground effect

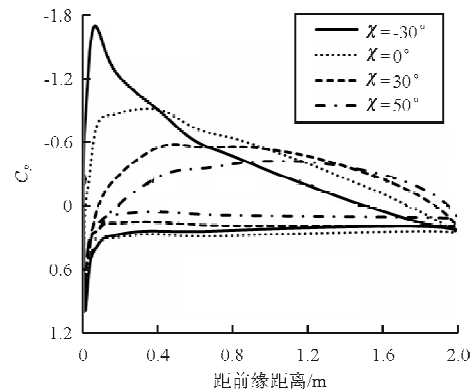
从图 2(a)~图 2(b)可以看出:地效区内,随着后掠角增加,机翼的升力系数和阻力系数都呈现先增后减的变化规律,升力系数在  $0^\circ$  附近达到最大

值,阻力系数在  $10^\circ$  附近达到最大值;在自由空间中,升阻系数都在  $0^\circ$  附近达到最大值。

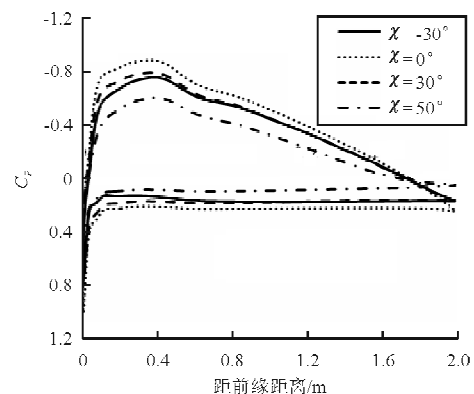
从图 2(d)可以看出:在地面效应下,随着后掠角增加,升阻比先增后减,在  $-10^\circ$  附近达到最大值,并且相对零度轴线是不对称,其原因主要是地效区阻力系数不对称,阻力的不对称主要是压差阻力的不对称造成的(如图 2(e)所示);在自由空间中,升阻比随着后掠角增加变化很小,相对零度轴线基本对称;自由空间和地效区升阻比变化规律不同的原因可能是,由于地效的作用,地效区流场和自由空间不同,从而造成二者升阻特性差异。

同时,从图 2(d)可以看出:在地面效应下,从  $-20^\circ \sim 20^\circ$ ,随着后掠角增加升阻比变化不大。但从图 2(c)可以看出:机翼俯仰力矩系数随后掠角增加呈减小趋势,而地效飞行器稳定性一直是研究地效飞行器的重点,因此可通过小角度调整后掠角来调整飞行器的稳定性。

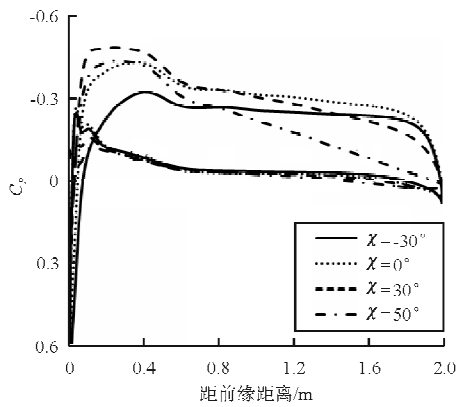
地效状态不同机翼截面压力系数分布如图 3 所示。



(a) 翼根截面



(b) 翼中截面



(c) 翼尖附近截面

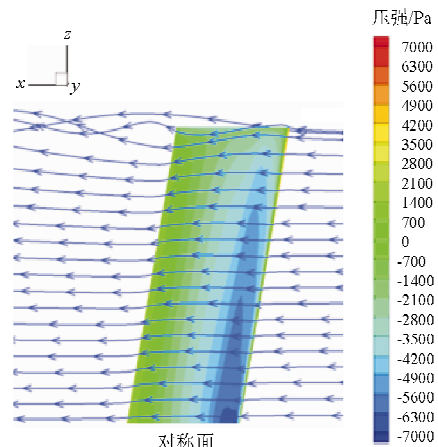
图 3 地效状态机翼截面压力系数分布曲线

Fig. 3 Pressure coefficient distribution curve of wing cross section in ground effect

从图 3 可以看出:随着后掠角的增加,翼根截面下翼面压力系数先增加后减小,在  $0^\circ$  附近最大,上翼面压力系数峰值后移,从而使得气动中心后移,俯仰力矩系数绝对值增大;机翼气动中心随着几何外形的后掠而后移,进一步证实了图 2(c) 中俯仰力矩系数随后掠角的变化规律;翼中截面压力系数随后掠角增加先增大后减小,而在翼尖附近,由于受翼尖涡的影响,翼尖截面压力系数随后掠角变化规律不明显。

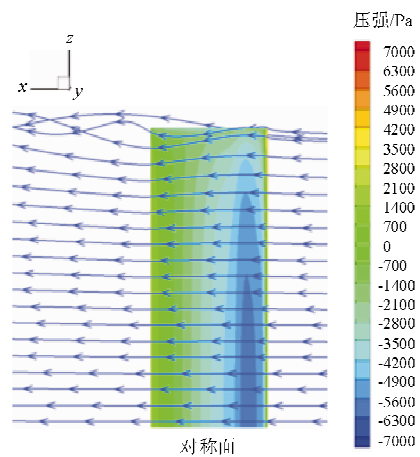
### 2.2 后掠角对流场特性的影响

地面效应下,不同后掠角机翼上翼面附近流线如图 4 所示,机翼后缘附近展向流速观测位置如图 5 所示,不同后掠角机翼后缘附近展向流速分布如图 6 所示。

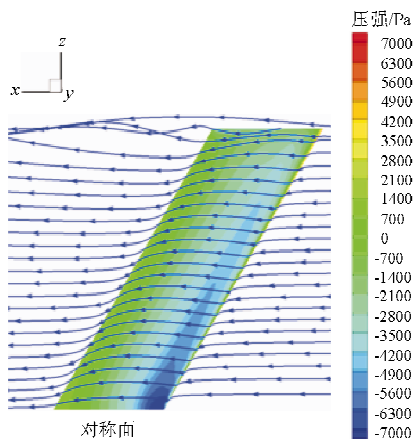


(a2)  $X = -10^\circ$

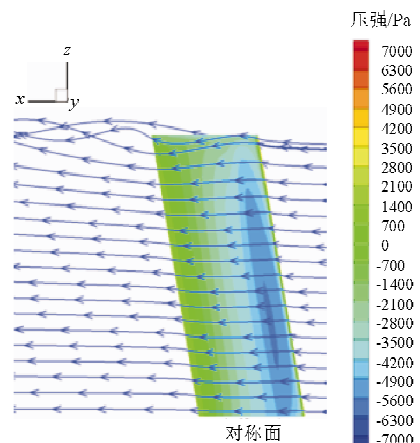
(a)  $-30^\circ/-10^\circ$  流线图



(b1)  $X = 0^\circ$



(a1)  $X = -30^\circ$



(b2)  $X = 10^\circ$

(b)  $0^\circ/10^\circ$  流线图

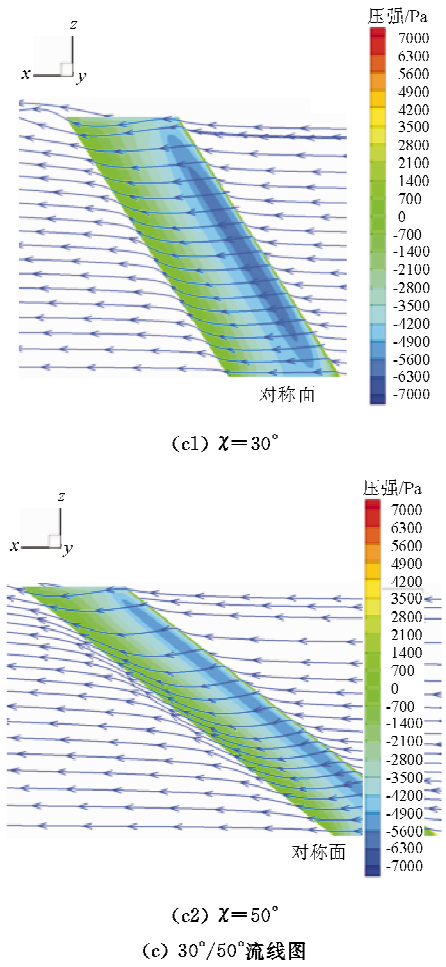


图 4 不同后掠角上翼面附近流线图

Fig. 4 Streamline chart of upper surface with different swept

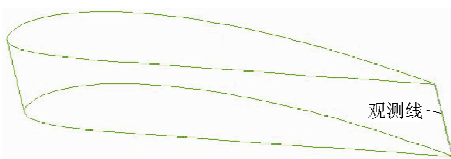


图 5 展向流速观测线示意图

Fig. 5 Illustration of observation point about spanwise flow

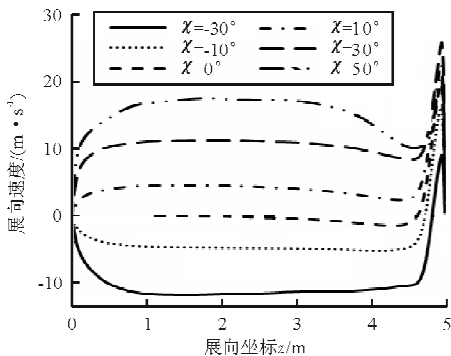


图 6 机翼后缘附近展向流速分布

Fig. 6 Spanwise flow velocity distribution near trailing edge

从图 4 和图 6 可以看出:地面效应下,后掠角在  $-30^{\circ} \sim 50^{\circ}$  变化时,机翼上表面气流展向流动随着后掠角的增大呈现先减弱后增强的趋势,在  $0^{\circ}$  附近展向流动最弱,机翼上表面气流从向对称面内流动逐渐变化为向外流动;后掠角较小时 ( $\pm 10^{\circ}$  以内)展向流动不明显,在  $\pm 10^{\circ}$  以外随着后掠角变化展向流动越剧烈,表明升力系数在后掠角  $\pm 10^{\circ}$  范围内变化较小,在  $\pm 10^{\circ}$  以外随后掠角变化越大。

### 2.3 后掠角对下洗角的影响

三维机翼在靠近地面飞行时受地面效应影响,流场结构发生变化,气流下洗角与在自由空间相比发生很大变化。

流场各位置的下洗角大小不同,为了便于对比,选取机翼对称面处机翼后缘向后  $0.10c$ 、距机翼后缘垂直距离  $0.05c$  (距地面  $0.15c$ ) 的点 1 和距机翼后缘垂直距离  $0.10c$  (距地面  $0.10c$ ) 的点 2 进行对比,定义各位置的下洗角  $\epsilon$  为

$$\tan \epsilon = \frac{V_y}{V_x} \quad (2)$$

式中:  $V_x$  和  $V_y$  分别为速度水平和垂直方向分量。

下洗角定义为向下为正,观测点 (如图 7 所示) 处下洗角随后掠角变化情况如图 8~图 9 所示。

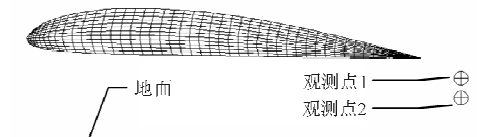


图 7 观测点位置示意图

Fig. 7 Illustration of observation point about downwash angle

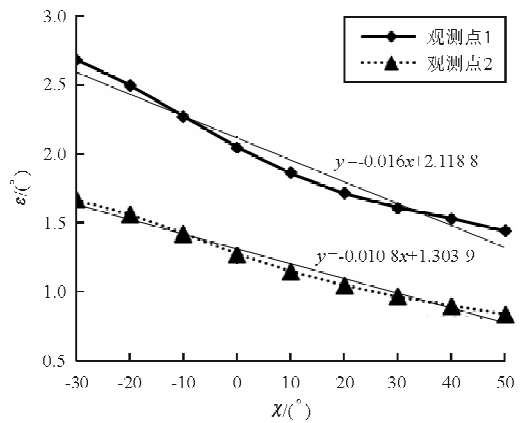


图 8 地效状态下洗角变化

Fig. 8 Downwash angle change with swept in ground effect

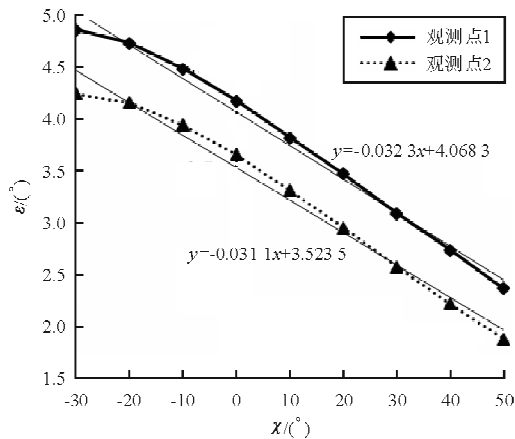


图 9 自由空间下洗角变化

Fig. 9 Downwash angle change with swept in free space

从图 8~图 9 可以看出:在地效状态和自由空间状态,观测点处下洗角均随着后掠角增大而减小;在靠近地面飞行时,由于地面效应的影响,地效区的下洗角比自由空间的小,且下洗角随着后掠角变化的速度比自由空间慢。

综上所述,在地效区内和自由空间中,后掠角对机翼气动特性的影响规律既有相似之处又有不同之处,如表 1 所示。

表 1 后掠角对机翼气动特性的影响  
Table 1 Influence of downwash angle on aerodynamic characteristics of wing

气动特性	飞行区间	
	地效区内	自由空间
升力系数	近似呈开口向下的抛物线	近似呈开口向下的抛物线
阻力系数	近似呈开口向下的抛物线	近似呈开口向下的抛物线
升阻比	近似呈开口向下的不对称抛物线	基本不变(相对零点对称)
气动中心	后移(地效区后移量更大)	后移(地效区后移量更大)
下洗角	减小(地效区下洗角更小)	减小(地效区下洗角更小)

### 3 结 论

(1) 在地效区内,相同机翼面积和离地高度的三维地效翼,随着后掠角增加,机翼的升力系数和阻力系数都呈现先增后减的变化规律,升力系数在 0°附近达到最大值,阻力系数在 10°附近达到最大值,升阻比随后掠角变化对于零点(对应直机翼)不对称。

(2) 在地效区内,俯仰力矩系数随后掠角增大

呈减小趋势;后掠角在 -20°~20°之间时,升阻比变化很小,在不影响升阻特性的同时,可以通过小范围内改变后掠角来调整飞行器的纵向稳定性。目前地效飞行器主要是低/亚音速飞行器,此类飞行器布局一般不会出现大后掠角机翼,因此,小角度调整前后掠角所带来的结构重量代价相比于气动布局的稳定性是可以接受的,具体布局设计时需要具体问题具体分析。

(3) 地效翼在地效区飞行时,在后掠角为 0°时展向流动最小,之后,随着后掠角的增大/减小展向流动越剧烈,地效作用越明显。

(4) 在地效区内,气流的下洗角随后掠角增大而减小,随着离地高度的减小而减小,由于地面效应的影响,地效区的下洗角比自由空间的小。

### 参考文献

[1] 崔尔杰, 韩光维. 地面效应空气动力学研究 [EB/OL]. (2012-12-14) [2015-09-13]. <http://www.docin.com/p-553837992.html>.  
Cui Erjie, Han Guangwei. Aerodynamic investigation of aircraft in ground effect [EB/OL]. (2012-12-14) [2015-09-13]. <http://www.docin.com/p-553837992.html>. (in Chinese)

[2] 陈晓明, 徐惠民. 地效飞行器近水面巡航气动特性数值模拟 [J]. 江苏航空, 2014(4): 12-16.  
Chen Xiaoming, Xu Huimin. Aerodynamic characteristics of simulation on aircraft in ground effect cruising near the surface [J]. Jiangsu Aviation, 2014(4): 12-16. (in Chinese)

[3] 杜莉, 杨向晖, 叶恒奎, 等. 二维地效翼气动性能计算研究 [J]. 中国舰船研究, 2008, 3(4): 50-53.  
Du Li, Yang Xianghui, Ye Hengkui, et al. Computation of 2D wing-in-ground effect [J]. Chinese Journal of Ship Research, 2008, 3(4): 50-53. (in Chinese)

[4] Xing Fu, Wu Baoshan. Investigation on numerical prediction of WIG's aerodynamics [J]. Journal of Ship Mechanics, 2004, 8(6): 19-30.

[5] 屈秋林, 刘沛清, 秦绪国. 地效飞行器近波浪地面大迎角飞行分离流动数值研究 [J]. 空气动力学学报, 2008, 26(2): 221-226.  
Qu Qiulin, Liu Peiqing, Qin Xuguo. Numerical research on separated flow around a WIG craft flying over wavy ground at high incidence angle [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2008, 26(2): 221-226. (in Chinese)

[6] 洪亮, 余秉汉, 洪方文, 等. 三维流场下地效翼船巡航状态非线性  $k-\epsilon$  湍流气动的数值模拟 [J]. 船舶力学, 2003, 7(1): 23-32.  
Hong Liang, Yu Binghan, Hong Fangwen, et al. Simulation of 3-D flow around WIG with nonlinear  $k-\epsilon$  turbulence

- model[J]. *Journal of Ship Mechanics*, 2003, 7(1): 23-32. (in Chinese)
- [7] 王忠清, 白俊强, 王元元. 飞行器地面效应定常/非定常流场数值模拟[J]. *科学技术与工程*, 2012, 12(5): 1073-1075.  
Wang Zhongqing, Bai Junqiang, Wang Yuanyuan. Steady unsteady numeric simulation of aircraft ground effect[J]. *Science Technology and Engineering*, 2012, 12(5): 1073-1075. (in Chinese)
- [8] 李庄, 田瑞. 地效飞机起飞过渡段稳定性仿真[J]. *测控技术*, 2013, 32(增刊1): 182-184.  
Li Zhuang, Tian Rui. Emulation of stability of WIG vehicle at takeoff transition phase[J]. *Measurement and Control Technology*, 2013, 32(S1): 182-184. (in Chinese)
- [9] Young J Moon, Hyeon-Joon Oh, Jung-Hee Seo. Aerodynamic investigation of three dimensional wings in ground effect for aero-levitation electric vehicle[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2005(9): 485-494.
- [10] 杨韡, 杨志刚. 三维地效翼展向效应数值模拟[J]. *计算机辅助工程*, 2008, 17(3): 13-17.  
Yang Wei, Yang Zhigang. Numerical simulation on span-dominated ground effect of 3D wing in ground effect[J]. *Computer Aided Engineering*, 2008, 17(3): 13-17. (in Chinese)
- [11] 刘巍, 张理论, 王勇献, 等. 计算空气动力学并行编程基础[M]. 北京: 国防工业出版社, 2013: 12-31.  
Liu Wei, Zhang Lilun, Wang Yongxian, et al. Foundations of computational aerodynamics parallel programming[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2013: 12-31. (in Chinese)

### 作者简介:

汪洋(1988—),男,硕士,助理工程师。主要研究方向:地效飞行器总体、气动设计。

吴伟伟(1987—),男,硕士,助理工程师。主要研究方向:飞行器气动设计。

李志国(1978—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞行器总体设计。

(编辑:赵毓梅)