

文章编号:1000-8055(2013)11-2553-08

非对称地面效应对无尾飞机稳定性的影响

杨穆清, 马东立

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 针对非对称地面效应,重点研究了非对称地面效应对飞机横向和航向气动特性的影响.采用计算流体力学(CFD)方法研究了机翼弦平面距甲板高度、雷诺数和甲板风速的影响,并通过与以往文献中的试验数据对比,验证了 CFD 方法的准确性.机翼弦平面高度是升力、滚转力矩和偏航力矩最主要的影响因素,降低机翼弦平面高度会减弱横向和航向稳定性.机翼弦平面高度从 1.5 m 降低到 1.2 m 和 1.0 m 时,横向稳定性分别降低了 2.8% 和 5.6%.增加雷诺数能够显著提高升力,但对偏航力矩影响不大.增加甲板风速度能提高升力和滚转力矩的绝对值.甲板风速从 0 m/s 增加到 15 m/s,升力和滚转力矩仅变化 1.1% 和 3.4%,因此甲板风速的作用是次要的.

关 键 词: 无尾飞机; 地面效应; 气动特性; 横向稳定性; 航向稳定性

中图分类号: V211.4

文献标志码: A

Effect of asymmetric ground effect on stability of tailless aircraft

YANG Mu-qing, MA Dong-li

(School of Aeronautics Science and Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The research focus was put on asymmetric ground effect, especially on the lateral and directional aerodynamic characteristics. Effects of height of wing chord plane to deck, Reynolds number and wind over deck (WOD) were studied. Computational fluid dynamics (CFD) method was used and validated by comparing with the experimental data presented in previous reports. Height of wing chord plane to deck is the most important factor that influences lift, rolling moment and yawing moment. Lateral and directional stabilities are weakened by reducing height of wing chord plane to deck. Lateral stability decreased 2.8% and 5.6% as the height of wing chord plane to deck was reduced from 1.5 m to 1.2 m and 1.0 m, respectively. By increasing Reynolds number, lift is increased significantly, while yawing moment is little influenced. Magnitudes of both lift and rolling moment are amplified slightly with the increase of WOD. When WOD varied from 0 m/s to 15 m/s, lift and rolling moment varied only within 1.1% and 3.4%, respectively. Thus the effect of WOD is found to be secondary.

Key words: tailless aircraft; ground effect; aerodynamic characteristics; lateral stability; directional stability

随着无人机技术日趋成熟,无人机的应用领域越来越广泛.无人机在战场上成功使用的经验,引起了各国海军的兴趣,包括美国海军在内的各国海军均尝试研发一种舰载无人作战飞机.这种

无人机一般采用中等后掠角的飞翼布局形式,例如诺斯罗普·格鲁曼公司设计的 X-47B.采用这种布局形式,机翼弦长远大于传统战斗机的弦长,导致飞机起飞时与甲板的相互作用加强,地面效应对飞

收稿日期:2013-03-27

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20131105.1002.019.html>

作者简介:杨穆清(1985—),男,山东青岛人,博士生,主要从事飞机总体设计、气动设计的研究.

机起飞安全性的影响更加严重. 另外, 航母上一般有4条弹射器. 其中, 4号弹射器距离甲板边缘仅4 m. 而X-47B的翼展为19 m^[1]. 因此, 当X-47B利用该弹射器起飞时, 相当一部分机翼在甲板以外, 不在地面效应作用范围内. 因此, 作用在飞机上的地面效应是非对称的, 从而产生偏航和滚转力矩, 影响起飞安全. 本文针对这种特殊的地面效应形式, 重点研究非对称地面效应对无尾布局飞机气动特性和稳定性的影响.

过去的几十年间, 人们广泛地研究了地面效应. 文献[2-5]利用理论分析和试验的方法对翼型的地面效应进行了研究. 结果表明, 随着翼型与地面间高度降低, 升力逐渐增加. 但是当高度与弦长之比不大于0.05时 ($h/c \leq 0.05$), 升力反而会由于地面的吸引大幅下降. 文献[6-10]对不同展弦比、中等以下后掠角的单独机翼进行了研究. 文献[11-16]则针对大后掠角机翼地面效应范围内气动特性进行了研究.

近些年来, 无人作战飞机地面效应研究吸引了许多学者的注意. Jones等^[17]针对V形无尾布局无人作战飞机进行了研究. 地面效应提高了升力线斜率和俯仰力矩, 降低了诱导阻力, 但全机总阻力却有所提高. In^[18]分别对V形和W形无人作战飞机进行了研究. 试验数据表明, 对两种无人作战飞机, 随着高度降低, 升力和阻力都有所增加. 但是V形布局的升阻比有所上升, 而W形布局的升阻比则有所下降. Mostaccio^[19]研究了W形布局无人作战飞机的地面效应, 并特别研究了副翼偏转造成的影响. 升力、阻力和升阻比的变化规律与In的结果相似, 并且伴随副翼的偏转, 变化的幅值增加. 尽管Mostaccio进行了非对称副翼偏转情况下的测试, 但并未给出对横向和航向稳定性的影响.

国内学者从20世纪60年代开始, 对地面效应进行研究^[20]. 张乃平等^[21]针对地面效应对舰载机起飞特性的影响, 研究了飞机离舰后地面效应消失导致飞机起飞特性的变化. 赵煦^[22]研究了地面效应对无人作战飞机起飞的影响, 并提出了解决方法. 李潜^[23]研究了地面效应对飞机动稳定性的影响, 并进行了相关风洞试验研究.

在上述所有研究中, 整个机翼都处于地面效应范围内, 因此地面效应是左右对称的. 并且相关研究主要关注升力、阻力和纵向稳定性, 几乎没有文献针对非对称地面效应进行研究. 本文的目的是研究无尾布局飞机在非对称地面效应情况下的

横向和航向气动特性. 利用数值方法针对类似X-47B的构型展开研究. 主要研究了机翼弦平面距甲板高度(简称机翼弦平面高度 h)、雷诺数和甲板风速的作用.

1 数值方法及有效性验证

1.1 数值方法

本文通过求解雷诺平均纳维-斯托克斯方程(RANS)对流场进行模拟. 连续方程和动量方程如下:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v}) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \mathbf{v}) + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v} \mathbf{v}) = -\nabla p + \nabla \cdot (\boldsymbol{\tau}) \quad (2)$$

其中 ρ 为密度, $\mathbf{v}$ 为速度矢量, $\boldsymbol{\tau}$ 为应力张量, 由式(3)给出

$$\boldsymbol{\tau} = \mu \left[(\nabla \mathbf{v} + \nabla \mathbf{v}^T) - \frac{2}{3} \nabla \cdot \mathbf{v} \mathbf{I} \right] \quad (3)$$

其中 μ 为气体黏度, $\mathbf{I}$ 为单位张量. 本文采用Spalart-Allmaras湍流模型, $\tilde{\nu}$ 的传输方程为

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \tilde{\nu}) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \tilde{\nu} u_i) = G_\nu + \frac{1}{\sigma_\nu} \left\{ \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \rho \tilde{\nu}) \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right] + C_{b2} \rho \left\{ \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right\}^2 \right\} - Y_\nu \quad (4)$$

其中 G_ν 与 Y_ν 分别为黏性生成项和黏性耗散项, σ_ν 和 C_{b2} 为常数, $\tilde{\nu}$ 为运动黏度.

1.2 有效性验证

为了验证本文所采用数值方法的有效性, 对文献[6]中的模型进行了计算, 并与试验数据进行了对比. CFD计算几何模型见图1. 该模型的展弦比为4, 与后文所述的无人机模型展弦比相当. 机翼距离地面4 inch(101.6 mm), 因此高度与平均气动弦长之比为0.33, 与无人作战飞机的情况相当. 因为风洞试验采用了镜像机翼的方法, 所以在CFD

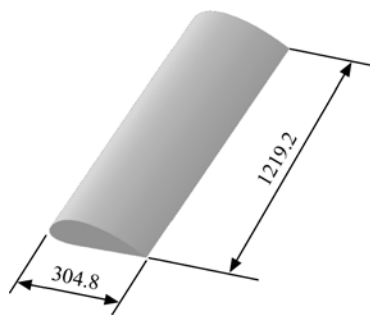


图1 CFD计算几何模型(单位:mm)

Fig. 1 Geometric model for CFD calculation (unit:mm)

计算过程中,地面的边界条件为对称面. 模型附近的网格如图 2 所示.

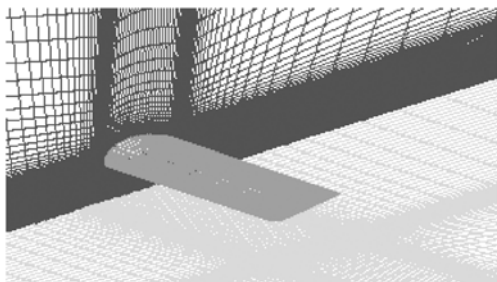


图 2 模型附近的网格

Fig. 2 Mesh around model

为了研究网格对计算结果的影响,创建了 3 套网格进行网格敏感度分析. 每套网格的单元数和 y^+ 值不同, y^+ 值在 1~50 变化. 利用上述 3 套网格分别进行 CFD 计算,并获取相关气动系数与试验结果进行对比. 3 套网格敏感度分析的信息如表 1 所示.

表 1 网格敏感度分析的信息

Table 1 Grid information for sensitivity analysis

	y^+	网格数
网格 1	50	510 000
网格 2	10	910 000
网格 3	1	1 580 000

CFD 计算采用 Spalart-Allmaras 湍流模型. 图 3 和图 4 给出了升力系数(C_l)和阻力系数(C_d)的 CFD 结果与试验数据的对比. 如图所示,当 y^+ 从 50 降到 1,计算精度不断提高. 从升力系数看,在小迎角时,网格 1 的计算误差约为 10%,网格 3 的计算误差约为 5%. 网格 2 和网格 3 的升力曲

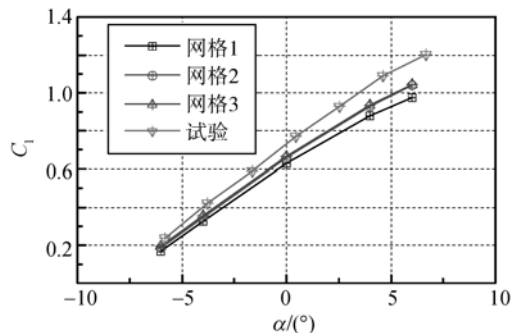


图 3 CFD 结果与试验数据对比(升力系数)

Fig. 3 Comparison of CFD results and experimental data (lift coefficient)

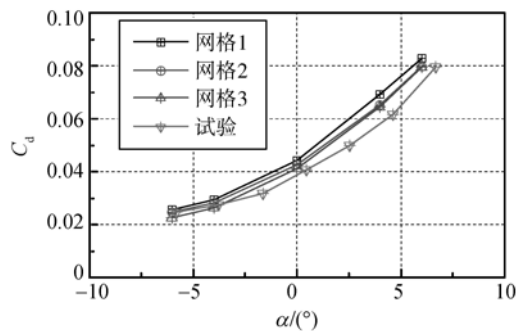


图 4 CFD 结果与试验数据对比(阻力系数)

Fig. 4 Comparison of CFD results and experimental data (drag coefficients)

线几乎相同,但是网格 3 所需的计算资源比网格 2 大了约 74%. 尽管网格 3 对阻力系数预测更准,但阻力系数不是本次研究的重点. y^+ 在 10 左右的网格既可以提供足够的计算精度,对计算资源的需求也可接受,因此本文采用这样的网格开展后续的研究工作.

2 无人作战飞机构型

无人作战飞机构型如图 5 所示,这种构型非常适合作为舰载无人机使用. 由于中机身和外段机翼可以相对移动,从而满足重心与气动焦点的相对位置要求. 由于外段机翼后掠角较小,可以提高失速迎角,降低着舰速度,提高着舰安全性^[1].

计算过程中,取整机面积作为参考面积,为 96 m^2 . 平均气动弦长为 7.1 m . 整个机翼采用 NA-

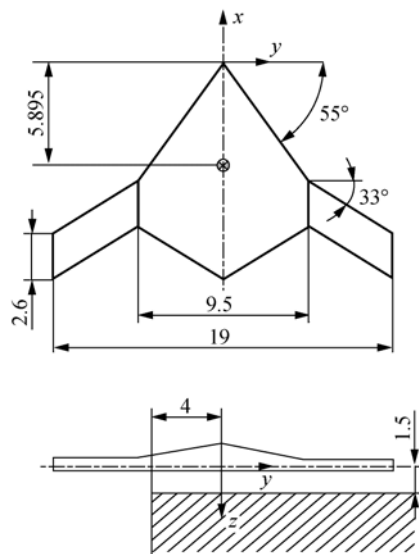


图 5 无人作战飞机构型(单位:m)

Fig. 5 Configuration of unmanned aerial vehicle (unit: m)

CA 4412 翼型, 没有上反角和扭转角. 整个右侧机翼和部分左侧机翼处于地面效应范围内, 如图 5 所示. 坐标轴采用稳定轴系, 原点位于无人作战飞机的机头. xz 平面是飞机的对称面. 四分之一平均气动弦距机头 5.895 m, 作为计算偏航力矩的参考点.

3 结果分析

与传统左右对称的地面效应相比, 有两点重要的不同. 首先, 对于非对称地面效应, 侧滑角 β 为 0° 时存在滚转力矩和偏航力矩; 而对于传统地面效应, 整个机翼处于地面效应范围内, 不产生滚转力矩和偏航力矩.

图 6 和图 7 给出了 0° 侧滑角时滚转力矩系数 (C_r) 和偏航力矩系数 (C_n) 曲线. 滚转力矩是由非对称压力分布造成的. 右侧机翼位于地面效应作用范围内, 因此处于高压区; 而部分左侧机翼位于地面效应作用范围以外, 因此处于低压区.

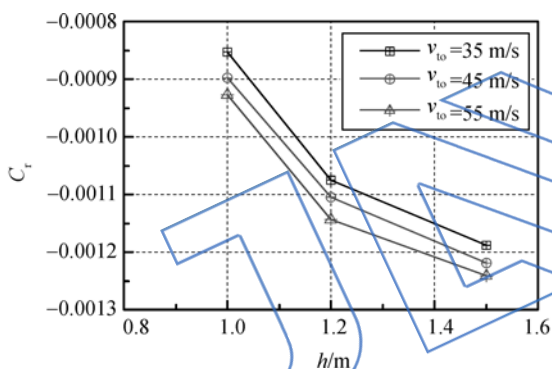


图 6 滚转力矩系数曲线 ($\beta=0^\circ$)

Fig. 6 Curves of rolling moment coefficient ($\beta=0^\circ$)

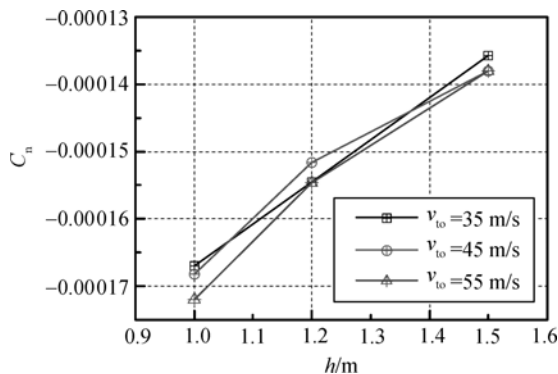


图 7 偏航力矩系数曲线 ($\beta=0^\circ$)

Fig. 7 Curves of yawing moment coefficient ($\beta=0^\circ$)

图 8 给出了 $y=\pm 6$ m 处机翼剖面压力系数

分布的对比 (C_p 为压力系数). 右侧机翼下表面 ($y=+6$ m) 压力比左侧机翼下表面 ($y=-6$ m) 压力高, 因此产生了滚转力矩.

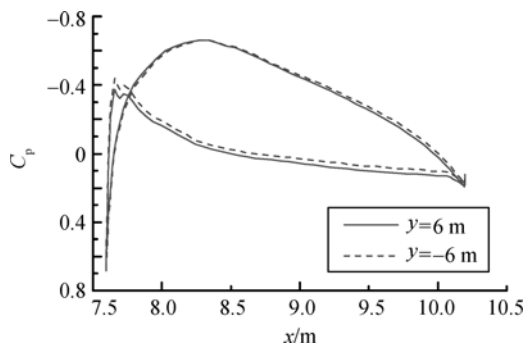


图 8 $y=\pm 6$ m 机翼剖面压力系数分布

Fig. 8 Pressure coefficient distributions on wing sections at $y=\pm 6$ m

非对称地面效应的另一特点是甲板边缘存在一个涡, 如图 9 所示. 这个涡是由甲板上、下表面压差造成的. 由于机翼和甲板的相互作用, 甲板上表面压力升高, 高于甲板下表面的压力. 在甲板边缘, 气流从高压区流向低压区形成了该边缘涡. 该边缘涡造成向下和向左的洗流, 是产生滚转力矩和偏航力矩的原因之一.



图 9 甲板边缘的流线

Fig. 9 Stream line at edge of deck

为了解机翼弦平面高度、雷诺数和甲板风速对非对称地面效应的影响, 针对不同飞行条件进行了数值仿真. 机翼弦平面高度分别为 1.0, 1.2, 1.5 m; 起飞速度 (v_{to}) 分别取为 35, 45, 55 m/s, 与之对应的雷诺数分别为 1.4×10^7 , 1.8×10^7 , 2.2×10^7 ; 甲板风速 (v_w) 分别为 0, 5, 10, 15 m/s.

3.1 机翼弦平面高度的影响

机翼弦平面高度是影响机翼在非对称地面效应条件下气动特性的主要因素. 本文从升力、滚转力矩和偏航力矩的角度研究了机翼弦平面高度的

影响。

图 10 给出了不同机翼弦平面高度、不同侧滑角时的升力系数。当机翼在地面效应作用范围以外时($h=\infty$),升力系数关于 0° 侧滑角对称。但是,当机翼受到非对称地面效应影响时,升力系数不再关于 0° 侧滑角对称。由图还可以看出,升力系数随机翼弦平面高度减小而减小,升力系数随机翼弦平面高度减小,这主要是由地面对机翼的吸引效应造成的。Ahmed 等^[5]在针对 NACA 4412 翼型地面效应的风洞试验中也发现了类似的现象。当 $h/c=0.05$ 时,由于机翼与地面之间的收缩-扩张通道导致流动分离,从而导致升力系数大幅下降。在本文中,同样使用了 NACA 4412 翼型,而且弦长从 2.6~12.5 m 不等,最小的高度与弦长之比仅为 0.08。因此,吸引效应非常强烈,造成了升力损失。

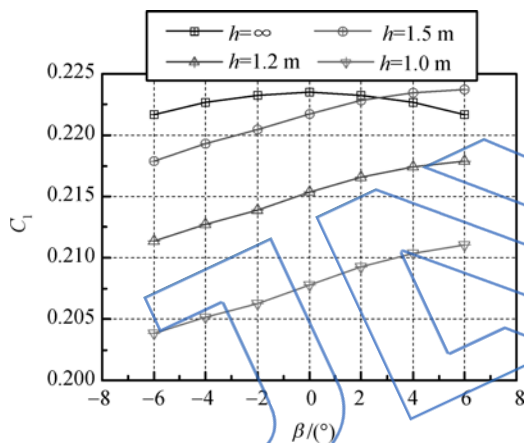


图 10 不同机翼弦平面高度下升力系数随侧滑角变化曲线 ($Re=1.4 \times 10^7$)

Fig. 10 Curves of lift coefficient varying with angle of sideslip for different height of wing chord plane to deck ($Re=1.4 \times 10^7$)

图 11 给出了不同机翼弦平面高度下滚转力矩系数随侧滑角变化曲线。如果飞机处于无限流场中,滚转力矩系数关于侧滑角为 0° 的轴是对称的。如果整个机翼处于地面效应范围内,滚转力矩系数也是对称的。但是,对于非对称地面效应的情况,滚转力矩系数不再对称。此时,在 0° 侧滑角时存在一个滚转力矩,使飞机向甲板外侧滚转。滚转力矩曲线的斜率也随机翼弦平面高度减小而减小。当机翼弦平面高度从 1.5 m 减小到 1.2 m 和 1.0 m 时,曲线斜率分别减小了 2.8% 和 5.6%。这意味着横向稳定性轻微下降。

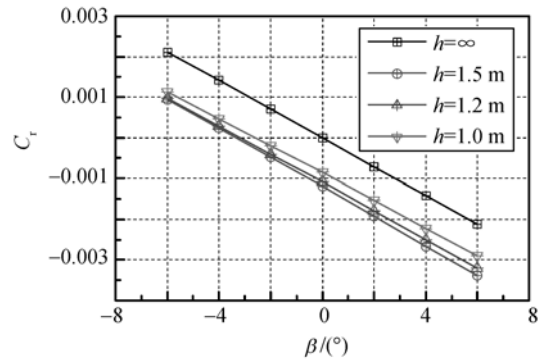


图 11 不同机翼弦平面高度下滚转力矩系数随侧滑角变化曲线 ($Re=1.4 \times 10^7$)

Fig. 11 Curves of rolling moment coefficient varying with angle of sideslip for different height of wing chord plane to deck ($Re=1.4 \times 10^7$)

图 12 给出了不同机翼弦平面高度下偏航力矩系数随侧滑角变化曲线。在非对称地面效应条件下,偏航力矩系数的绝对值相对于无限流场情况显著增加。在本文计算的侧滑角范围内,偏航力矩系数都是负的,表明飞机有向甲板外侧偏航的趋势。非对称地面效应还影响航向稳定性。当飞机处于无限流场中时,偏航力矩曲线斜率绝对值较小,航向稳定性接近中立稳定。当飞机处在非对称地面效应条件下,在整个侧滑角范围内曲线斜率都是负的,表明非对称地面效应降低了飞机的航向稳定性。而且,随着高度的降低,航向稳定性进一步下降。

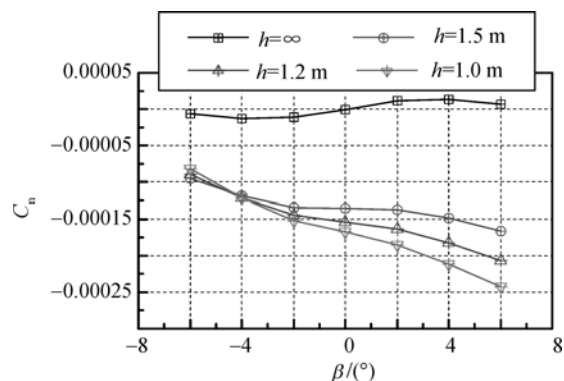


图 12 不同机翼弦平面高度下偏航力矩系数随侧滑角变化曲线 ($Re=1.4 \times 10^7$)

Fig. 12 Curves of yawing moment coefficient varying with angles of sideslip for different height of wing chord plane to deck ($Re=1.4 \times 10^7$)

3.2 雷诺数的影响

为了研究雷诺数的影响,将机翼弦平面高度固定为 1.5 m,改变起飞速度,进行 CFD 计算. 起飞速度分别为 35, 45, 55 m/s, 对应的雷诺数分别为 1.4×10^7 , 1.8×10^7 , 2.2×10^7 .

雷诺数对升力有重要的影响,图 13 给出了雷诺数对升力系数的影响. 当雷诺数从 1.4×10^7 增加到 1.8×10^7 时,对于无限流场和非对称地面效应条件,升力系数增量分别为 0.0024 和 0.00265. 当雷诺数从 1.8×10^7 增加到 2.2×10^7 ,对于无限流场和非对称地面效应条件,升力系数增量分别为 0.0014 和 0.00156. 造成升力系数增加的主要原因是增大雷诺数增加了升力线斜率,从而造成了升力系数增加. 文献[24-27]均记载了类似的风洞试验结果. 根据文献试验数据,在低马赫数下,当雷诺数从 4×10^6 增加到 12×10^6 时,升力线斜率增加约 5%. 尽管本次研究的雷诺数比文献中的雷诺数大,但变化趋势仍与试验结果一致.

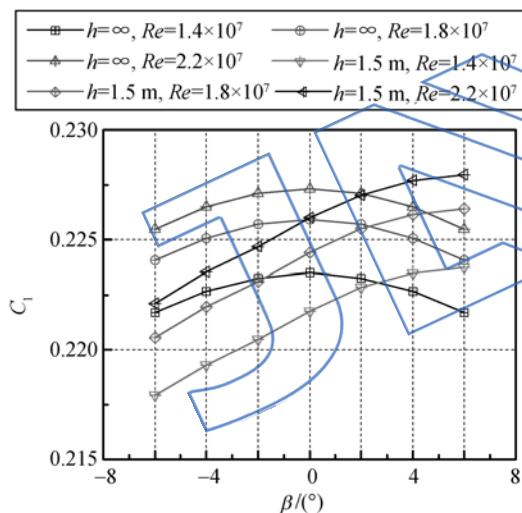


图 13 雷诺数对升力系数的影响

Fig. 13 Effect of Reynolds number on lift coefficient

雷诺数对偏航力矩影响较小,图 14 给出了雷诺数对偏航力矩系数的影响. 由图可见,对于 3 个不同的雷诺数,偏航力矩系数曲线几乎一致. 随着雷诺数增加,曲线斜率的负值略微增加,表明航向稳定性略有下降.

3.3 甲板风速的影响

甲板风速是指航母与空气的相对速度. 根据航母实际航行速度,选择了 4 个可能的甲板风速进行计算,分别为 0, 5, 10, 15 m/s. 机翼弦平面高度固定为 1.5 m. 图 15 和图 16 给出了甲板风速对

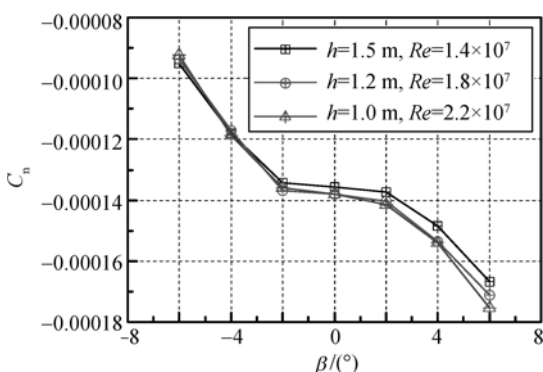


图 14 雷诺数对偏航力矩系数的影响

Fig. 14 Effect of Reynolds number on yawing moment coefficient

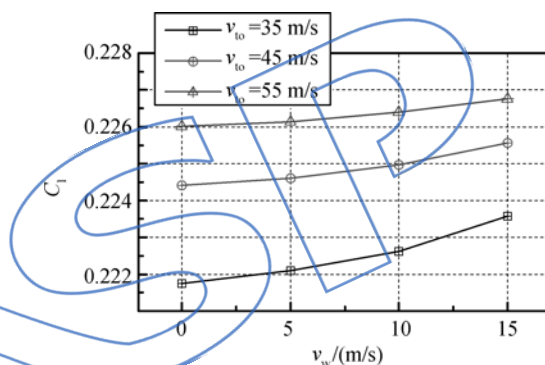


图 15 甲板风速对升力系数的影响 ($\beta=0^\circ$)

Fig. 15 Effect of wind over deck on lift coefficient ($\beta=0^\circ$)

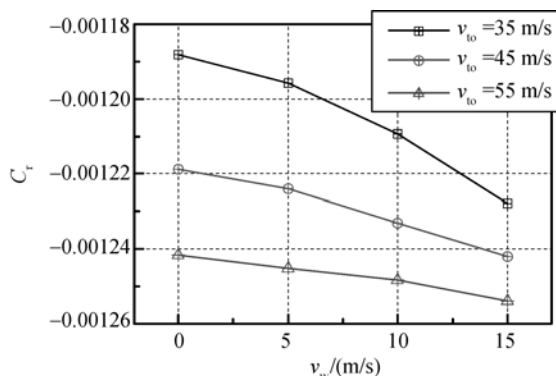


图 16 甲板风速对滚转力矩系数的影响 ($\beta=0^\circ$)

Fig. 16 Effect of wind over deck on rolling moment coefficient ($\beta=0^\circ$)

升力系数和滚转力矩系数的影响. 由图可见,升力系数和滚转力矩系数的绝对值随甲板风速增加而增大. 增加甲板风速,甲板边界层厚度增加,缩小

了机翼与地面的距离. 增厚的边界层对气流有阻滞作用, 提高了机翼下表面的压力. 因此, 升力系数和滚转力矩系数均增大. 另外, 雷诺数越小, 甲板风速对升力系数和滚转力矩系数的影响越大. 对比甲板风速为 0 m/s 和 15 m/s 时的升力系数, 雷诺数从 1.4×10^7 提高到 2.2×10^7 时, 升力系数变化量在下降. 甲板风速从 0 m/s 变化到 15 m/s, 升力系数和滚转力矩系数仅变化 1.1% 和 3.4%. 因此甲板风速的影响是次要的.

4 结 论

本文重点研究了无尾飞机在非对称地面效应条件下的气动特性, 重点研究了横向和航向气动特性. 采用 CFD 方法对流场进行计算. 由于非对称地面效应的存在, 0° 侧滑角时产生了滚转力矩和偏航力矩, 使飞机具有向甲板外侧滚转和偏航的趋势. 与无限流场相比, 横向和航向稳定性也有所减弱. 上述特点会影响无人作战飞机起飞的安全性. 由于甲板上、下表面压差造成的边缘涡是非对称地面效应的一个重要特征.

为了研究机翼弦平面高度、雷诺数和甲板风速的影响, 对于不同情况进行了数值计算. 机翼弦平面高度是对气动特性影响最大的因素. 在本次研究中, 由于较强的吸引作用, 升力系数随机翼弦平面高度减低而减小. 实际上, 吸引作用的强弱受翼型几何形状的影响, 因此升力系数下降不一定对所有情况都成立. 机翼弦平面高度降低也影响横向和航向稳定性. 机翼弦平面高度下降, 横向稳定性略有下降, 而航向稳定性则明显降低. 雷诺数对升力系数具有较强的影响. 不论机翼是否处于地面效应范围内, 升力系数都随雷诺数增加而增加. 甲板风速对气动特性影响较弱. 升力系数和滚转力矩系数随甲板风速增加而增大. 甲板风速从 0 m/s 变化到 15 m/s, 升力系数和滚转力矩系数仅变化 1.1% 和 3.4%, 因此甲板风速的影响并不重要.

参考文献:

- [1] Whittenbury J. Configuration design development of the navy UCAS-D X-47B[R]. AIAA-2011-7041, 2011.
- [2] Coulliette C, Plotkin A. Airfoil ground effect revisited[R]. AIAA 95-1832-CP, 1995.
- [3] Ahmed M R, Sharma S D. An investigation on the aerodynamics of a symmetrical airfoil in ground effect[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2005, 29(6): 633-647.
- [4] Ahmed M R, Takasaki T, Kohama Y. Experiments on the aerodynamics of a cambered airfoil in ground effect[R]. AIAA-2006-258, 2006.
- [5] Ahmed M R, Takasaki T, Kohama Y. Aerodynamics of a NACA4412 airfoil in ground effect[J]. AIAA Journal, 2007, 45(1): 37-47.
- [6] Fink M P, Lastinger J L. Aerodynamic characteristics of low-aspect-ratio wings in close proximity to the ground[R]. NASA TN D-926, 1961.
- [7] Kjelgaard S Jr, Paulson J W. Effect of sweep and aspect ratio on the longitudinal aerodynamics of a span loader wing in-and out-of-ground effect[R]. NASA TM-80199, 1981.
- [8] Kjelgaard S Jr, Paulson J W. An experimental and theoretical investigation of thick wings at various sweep angles in and out of ground effect[R]. NASA TP-2068, 1982.
- [9] Zerihan J, Zhang X. Aerodynamics of a single element wing in ground effect[J]. Journal of Aircraft, 2000, 37(6): 1058-1064.
- [10] Zhang X, Zerihan J. Off-surface aerodynamic measurements of a wing in ground effect[J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(4): 716-725.
- [11] Buell D A, Tinling B E. Ground effects on the longitudinal characteristics of two models with wings having low aspect ratio and pointed tips[R]. NACA TN-4044, 1957.
- [12] De Sievers A. Wind-tunnel tests of the ground effect on aircraft models[R]. NASA TT F-9709, 1965.
- [13] Fox C H Jr. An analytical method for predicting the lift and drag for slender sharp-edge delta wings in ground proximity[D]. Blacksburg Virginia, US: Virginia Polytechnic Institute, 1969.
- [14] Corsiglia V R, Koenig D G, Morelli J P. Large-scale tests of an airplane model with a double-delta wing, including longitudinal and lateral characteristics and ground effects[R]. NASA TN D-5102, 1969.
- [15] Fox C H Jr. Prediction of lift and drag for slender sharp-edge delta wings in ground proximity[R]. NASA TN D-4891, 1969.
- [16] Coe P L Jr, Thomas J L. Theoretical and experimental investigation of ground-induced effects for a low-aspect-ratio highly swept arrow-wing configuration[R]. NASA TP-1508, 1979.
- [17] Jones B, Franke M, Stephen E. Aerodynamic ground effects of a tailless chevron-shaped UCAV model[R]. AIAA-2006-2832, 2006.
- [18] In W. Experimental investigation into the aerodynamic ground effect of a tailless chevron and lambda-shaped UCAVs[R]. Ohio: Air Force Institute of Technology, ADA451290, 2006.
- [19] Mostaccio J T. Experimental investigation of the aerodynamic ground effect of a tailless lambda-shaped UCAV with wing flaps[R]. Ohio: Air Force Institute of Technology, ADA453970, 2006.
- [20] 崔尔杰, 韩光维. 地面效应空气动力学研究[C]//2003 空气动力学前沿研究论文集. 北京: 中国航天科技集团公司

- 第七零一所, 2003: 1-7.
- [21] 张乃平, 林国锋, 何植岱. 地面效应对舰载机起飞特性的影响[J]. 空气动力学学报, 1992, 10(4): 451-457.
- ZHANG Naiping, LIN Guofeng, HE Zhidai. Ground effect on the take-off characteristics of sea-based aircraft[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 1992, 10(4): 451-457. (in Chinese)
- [22] 赵煦. 无人机起飞时的地面效应研究[J]. 航空工程与维修, 1999(1): 43-44.
- ZHAO Xu. Research of ground effect influence on take-off of supersonic pilotless aircraft[J]. Aviation Engineering, 1999(1): 43-44. (in Chinese)
- [23] 李潜. 地面效应对飞机动稳定性的影响[C]// 大型飞机关键技术高层论坛暨中国航空学会 2007 年学术年会论文集. 广东 深圳: 中国航天空气动力技术研究院, 2007: 1-6.
- [24] Laurence K. Loftin J, Poteat M I. Aerodynamic characteristics of several NACA airfoil sections at seven Reynolds numbers from 0.7×10^6 to 9.0×10^6 [R]. NACA RM-L8B02, 1948.
- [25] Jacobs E N, Sherman A. Airfoil section characteristics as affected by variations of the Reynolds number[R]. NACA TR-586, 1939.
- [26] Ladson C L. Effects of independent variation of Mach and Reynolds numbers on the low-speed aerodynamic characteristics of the NACA 0012 airfoil section[R]. NASA TM-4074, 1988.
- [27] Laurence K. Loftin J, Bursnall W J. The effects of variations in Reynolds number between 3.0×10^6 and 25.0×10^6 upon the aerodynamic characteristics of a number of NACA 6-series airfoil sections [R]. NACA TN-1733, 1948.

JALSP