

文章编号: 1000-6893(2006)01-0016-07

地效飞行器地面巡航气动性能数值模拟及分析

屈秋林, 刘沛清

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

Numerical Simulation and Analysis of Aerodynamics of WIG Craft in Cruise over Ground

Q U Q iu lin, L I U P eiqing

(School of Aeronautics Science and Technology, Beijing University of Aeronautics
and Astronautics, Beijing 100083, China)

摘 要: 采用有限体积方法求解定常可压缩流动的质量加权平均 N-S 方程和标准 $k-\epsilon$ 湍流模型, 模拟地效飞行器地面巡航全机流场。计算结果给出了地效飞行器气动性能随飞行高度和迎角的变化规律; 采用镜像法理想涡模型分析了地面效应对翼尖涡位置和气流下洗角的影响; 详细阐明了地面效应对诱导阻力的影响规律。

关键词: 地效飞行器; 翼尖涡; 下洗角; 诱导阻力; 数值模拟; 理想涡模型

中图分类号: V 211.51 文献标识码: A

Abstract: Numerical results are presented by simulating the flow field around a WIG (Wing in ground effect) craft over ground. The Favre averaged N-S equation of steady compressible flow and the standard $k-\epsilon$ turbulence model are solved by the finite volume method. The effects of flight height and incidence angle on aerodynamics of WIG craft are provided. Image method ideal vortex model is used for the analysis of how ground effect impacts wingtip vortex and airflow downwash angle. The influence of ground effect on induced drag is analyzed in detail.

Key words: WIG craft; wingtip vortex; downwash angle; induced drag; numerical simulation; ideal vortex model

地效飞行器是一种介于飞机和船舶之间的大载重、大航程高速水面运输工具, 它利用地面效应飞行, 比同级飞机的气动效率高, 比同级船舶的航速快。自 20 世纪 60 年代起, 前苏联就开始了地对地效飞行器的研究工作, 相继研制出了著名的“里海怪物”、“小鹰”以及“雌鹞”等大型地效飞行器。近期, 韩国、日本、中国以及澳大利亚也开展了对小型民用地效飞行器的研究工作。

目前, 人们^[1-3]已经认识到: 飞行高度降低, 地效飞行器的升力和升阻比增加, 低头力矩增大, 这已经得到大量研究资料的证实。对于阻力在地面效应中的变化特性, 目前的观点是沿用自由飞状态下的理论得到, 即认为飞行高度降低导致气流下洗角减小, 从而引起诱导阻力降低。但这样的推论是存在问题的, 因为在地面效应状态下, 诱导阻力的改变趋势不仅仅取决于下洗角的改变

量, 同时还取决于地面效应带来的升力增加量。本文利用数值模拟和理论分析的方法, 从流动机理出发来研究地面效应对气流下洗角的影响及升力的增加效应, 并详细阐述地面效应对诱导阻力和总阻力的影响。

数值模拟是研究地面效应的一种重要方法。Deese^[4]等人求解 Euler 方程研究地效范围内翼型和机翼的气动性能; Steinbach^[5]等人采用无黏与有黏相结合的方法研究翼型的地面效应; Kim^[6]等人求解 N-S 方程研究不同翼型近地面的气动性能; Hirata^[7]等人求解 N-S 方程研究带端板机翼的地面效应。这些研究都是针对翼型和机翼的, 且均未考虑水面的波动问题。严格而言, 地效飞行器在水面上巡航, 气流场和水面的耦合作用使绕流问题变得十分复杂, 属于典型的非定常流动。为便于分析, 采用有限体积法求解定常可压缩流动的质量加权平均 N-S 方程和标准 $k-\epsilon$ 湍流模型数值模拟气流场, 研究地效飞行器在水平地面上巡航的气动性能。

1 数值方法

选取某型号地效飞行器进行研究, 外形见图

1。飞行速度 $V_\infty = 120 \text{ m/s}$, 雷诺数 $Re = \frac{V_\infty c_A}{\nu} = 8.53 \times 10^7$ (c_A 为机翼的平均气动弦长), 飞行迎角 $\alpha = 3^\circ$ 和 $\alpha = 9^\circ$, 从近地面飞行逐渐过渡到高空自由飞行。飞行迎角较小, 流场对称, 因此可选用半模进行计算。坐标原点选在地效飞行器的机头顶点, 计算区域选取如下: $-5 \leq x/l_{机长} \leq 8$, $-(h/l_{机高} + 0.35) \leq y/l_{机高} \leq 5$ ($\alpha = 3^\circ$), $-(h/l_{机高} + 0.61) \leq y/l_{机高} \leq 5$ ($\alpha = 9^\circ$), $0 \leq z/l_{展长} \leq 5$, 其中 h 为飞行高度, 即地效飞行器的机身最低点与地面之间的距离。

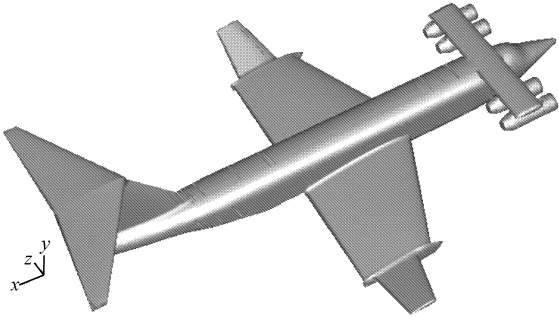


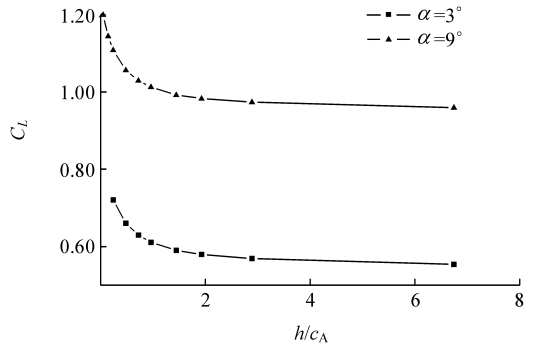
图 1 某型号地效飞行器
Fig. 1 Schematic of WIG craft

选用定常可压缩流动的质量加权平均 N-S 方程和标准 $k-\epsilon$ 湍流模型, 使用有限体积法进行离散, 动量、能量、 k 和 ϵ 控制方程中的对流项采用一阶迎风格式离散, 扩散项采用中心差分格式离散。压力和速度耦合采用 SIMPLE 算法。飞行器表面满足无滑移边界条件, 运动地面满足如下边界条件: $(u, v, w) = (V_\infty, 0, 0)$, $\frac{\partial p}{\partial n} = 0$, n 为地面法向方向。采用分区对接的混合网格, 整个流场共分为 40 个区, 其中 33 个区采用六面体网格, 7 个区采用四面体网格。地效飞行器飞行高度增加, 网格数目也相应增加, 从 107 万依次增加到 202 万。

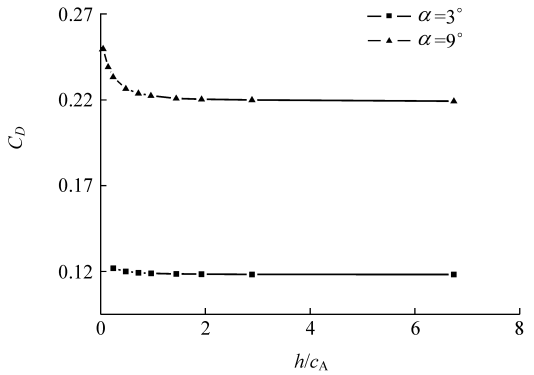
2 计算结果分析

2.1 地效飞行器全机气动力性能

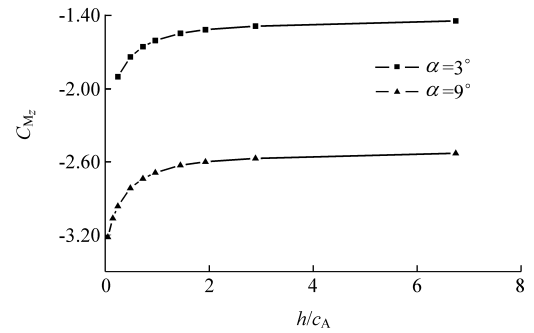
地效飞行器以不同迎角在不同飞行高度下巡航, 其升力系数、阻力系数、俯仰力矩(参考点选为机头顶点)系数以及升阻比如图 2 所示。



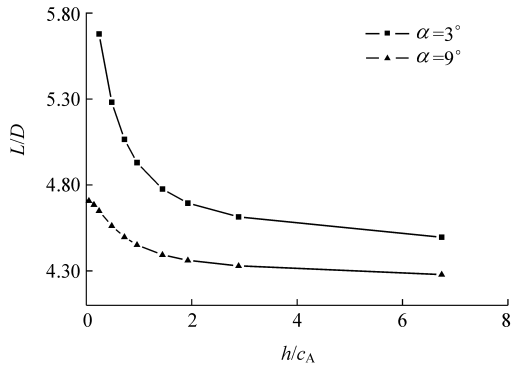
(a) 升力系数曲线



(b) 阻力系数曲线



(c) 俯仰力矩系数曲线



(d) 升阻比曲线

图 2 地效飞行器气动力系数曲线

Fig. 2 Coefficients of aerodynamic forces of WIG craft

飞行高度降低,不同迎角下地效飞行器的升力、阻力、升阻比以及低头力矩都在增加,在较小的飞行高度下,两迎角的升力、低头力矩以及迎角 $\alpha = 9^\circ$ 的阻力迅速增加,迎角 $\alpha = 3^\circ$ 的阻力增加平缓,因此迎角 $\alpha = 3^\circ$ 的升阻比随飞行高度减小比迎角 $\alpha = 9^\circ$ 增加迅速。在相同的飞行高度下,迎角 $\alpha = 9^\circ$ 与 $\alpha = 3^\circ$ 相比,低头力矩增大,升力增加,但是阻力增加得更多,因此升阻比降低。为了提高气动效率,地效飞行器适合在低飞行高度下巡航。飞行迎角不变的情况下,地效飞行器的俯仰力矩随飞行高度变化而改变的特性给飞行姿态的控制增加了难度,常规飞机在起飞降落过程中接近地面时也会遇到类似的问题。

2.2 地面效应对翼尖涡和气流下洗角的影响

地效飞行器近地面飞行时,由于受到地面的阻挡作用,翼尖涡的位置和气流下洗角的大小与高空自由飞行相比都发生了很大改变。

迎角 $\alpha = 3^\circ$ 不同飞行高度下,利用流线表示的地效飞行器翼尖涡形状见图 3,通过正则化螺旋度法^[8]确定的翼尖涡核位置曲线见图 4。迎角 $\alpha = 3^\circ$ 飞行高度 $h/c_A = 1.0$,地效飞行器下游流场 $2x/l_{展长} = 9.0$ 处垂直于来流的截面上流线分布见图 5。机翼拖出一对翼尖涡,机身拖出一对机身尾涡,在飞行器对称面同一侧的翼尖涡和机身尾涡旋向相反。飞行高度降低,翼尖涡沿翼展方向外移,逐渐远离机身尾涡。

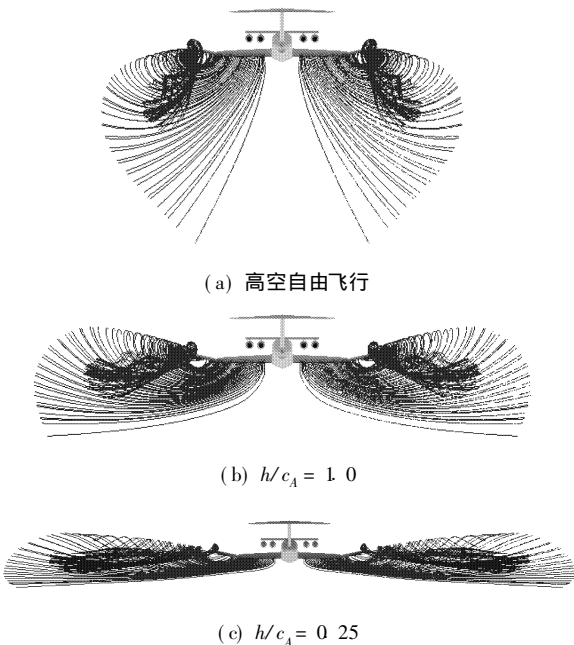


图 3 迎角 $\alpha = 3^\circ$ 不同飞行高度下翼尖涡的形状

Fig. 3 Shapes of wingtip vortices with $\alpha = 3^\circ$ at different heights

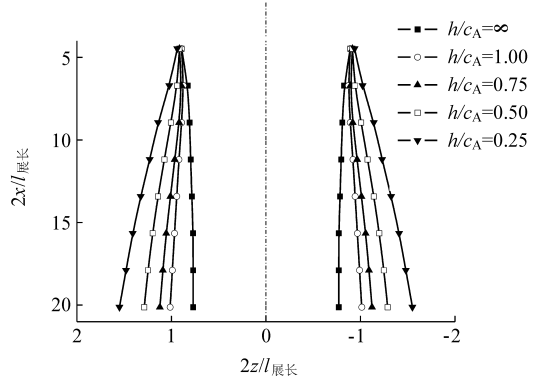


图 4 迎角 $\alpha = 3^\circ$ 不同飞行高度下翼尖涡核位置曲线

Fig. 4 Position of wingtip vortex cores with $\alpha = 3^\circ$ at different heights

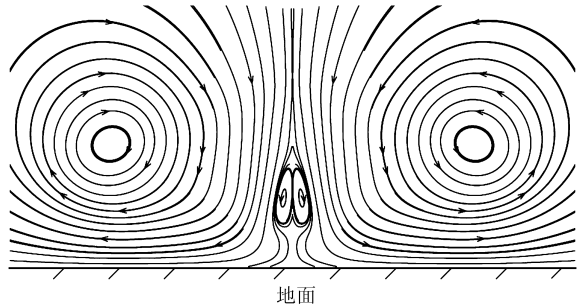


图 5 迎角 $\alpha = 3^\circ$ 飞行高度 $h/c_A = 1.0$, $2x/l_{展长} = 9.0$ 截面上的流线

Fig. 5 Streamlines in the flow field section $2x/l_{展长} = 9.0$ with $\alpha = 3^\circ$, $h/c_A = 1.0$

迎角 $\alpha = 3^\circ$ 不同飞行高度下,流场对称面内同一点 ($2x/l_{展长} = 5.7, 2y/l_{展长} = -0.23, 2z/l_{展长} = 0.0$) 处气流下洗角减小量随飞行高度的变化见图 6。下洗角减小量定义为

$$\frac{\Delta \varepsilon(h)}{\alpha} = \frac{\varepsilon(\infty) - \varepsilon(h)}{\alpha} = \frac{\alpha_c(h) - \alpha_c(\infty)}{\alpha} \quad (1)$$

其中: ε 为气流的下洗角; α_c 为气流的有效迎角; α 为气流的几何迎角。可见,随着飞行高度降低,气流下洗角逐渐减小。

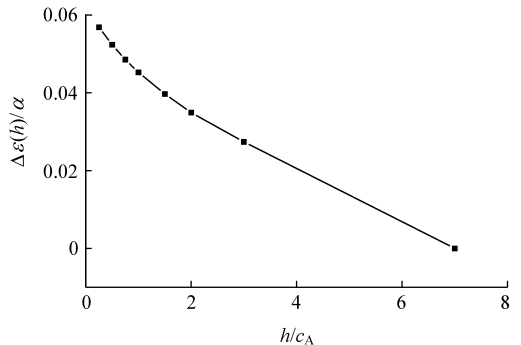


图 6 迎角 $\alpha = 3^\circ$ 对称面内同一点处气流下洗角减小量随飞行高度的变化

Fig. 6 Variation of downwash angle decrease with heights at fixed point in symmetrical plane, $\alpha = 3^\circ$

Steven^[9] 曾采用镜像法研究靠近壁面的旋涡运动。本文采用二维镜像法理想涡模型分析地面对翼尖涡的影响。如图 7 所示, 用 Rankin 复合涡 1 和 2 代替左右两个翼尖涡, 两涡的强度均设为 Γ , 水平距离为 l , 与地面间距离为 h , 以地面为镜像面得到两个镜像涡 3 和 4, 在涡 1 和 2 连线的中垂线上选取 A 点用于研究气流的下洗角, A 点与涡 1 和 2 连线间的距离为 d 。

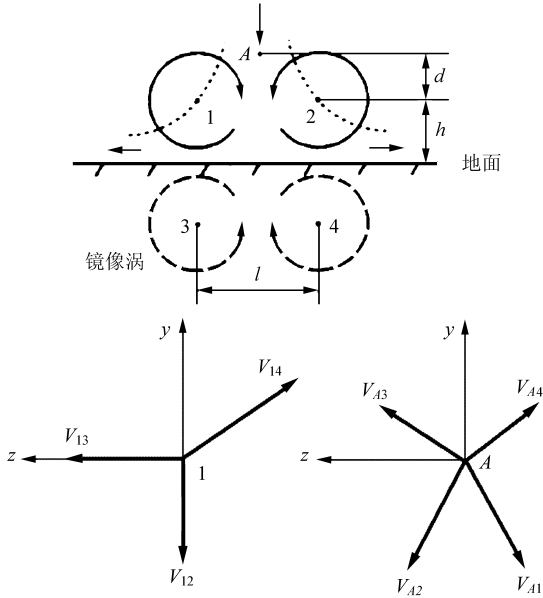


图 7 镜像法示意图

Fig 7 Schematic of image method

Rankin 复合涡的速度与压力分布如下:

$$V_0 = \begin{cases} \frac{\Gamma r}{2\pi a^2} & r \leq a, \\ \frac{\Gamma}{2\pi r} & r > a. \end{cases}$$

$$p - p_\infty = \begin{cases} \frac{\rho \Gamma^2}{8\pi^2 a^2} [(r/a)^2 - 2] & r \leq a, \\ -\frac{\rho \Gamma^2}{8\pi^2 r^2} & r > a. \end{cases} \quad (2)$$

其中: Γ 为涡核强度; a 为涡核半径。如图 7, 涡 1 位于涡 2, 3, 4 的涡核外部, 所以涡 2, 3, 4 对涡 1 的诱导速度分别为

$$V_{12} = \frac{\Gamma}{2\pi l}, \quad V_{13} = \frac{\Gamma}{2\pi(2h)},$$

$$V_{14} = \frac{\Gamma}{2\pi \sqrt{l^2 + (2h)^2}} \quad (3)$$

令 $\kappa = h/l$, 则涡 1 受到的诱导速度为

$$V_y = -\frac{\Gamma}{2\pi l} \cdot \frac{4\kappa^2}{1 + 4\kappa^2},$$

$$V_z = \frac{\Gamma}{2\pi l} \cdot \frac{1}{8\kappa^3 + 2\kappa} \quad (4)$$

V_y 与 V_z 随 κ 变化的曲线如图 8 所示。

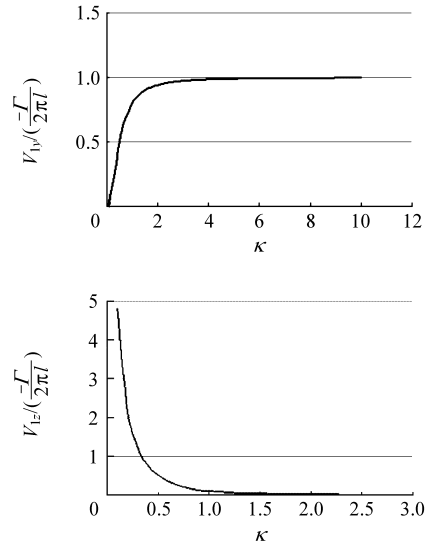


图 8 V_y 与 V_z 随 κ 的变化曲线

Fig 8 Variations of V_y and V_z with κ

同理, 可以得出涡 2 受到的诱导速度。按照上述分析, 对于给定的初始 κ 值, 涡 1 和 2 达到相对稳定之前的运动轨迹如图 7 中的虚线所示。

通过式(4)和图 8 可以看出, 飞行高度 h 降低, 即 $\kappa = h/l$ 减小, 翼尖涡沿翼展方向的运动速度 V_z 逐渐增加, 向地面方向运动的速度 $-V_y$ 逐渐减小。因此, 与自由飞相比, 翼尖涡随飞行高度降低沿翼展方向外移, 涡核线外偏。这与图 3 和图 4 中数值计算结果展示的规律一致。

下面采用二维镜像法理想涡模型来分析地面对气流下洗角的影响。如图 7, 涡 1, 2, 3, 4 在 A 点处的诱导速度分别为

$$\left. \begin{aligned} V_{A1} = V_{A2} &= \frac{\Gamma}{2\pi \sqrt{d^2 + (l/2)^2}} \\ V_{A3} = V_{A4} &= \frac{\Gamma}{2\pi \sqrt{(d+2h)^2 + (l/2)^2}} \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

因此, A 点处的下洗速度为

$$V_{Ai} = V_{Aj} = \frac{\Gamma}{2\pi l} \cdot$$

$$\left[\frac{1}{d^2 + (l/2)^2} - \frac{1}{(d+2h)^2 + (l/2)^2} \right] \quad (6)$$

可以看出, 飞行高度 h 降低, A 点处的气流下洗速度减小, 因此下洗角降低, 这与数值计算结果图 6 展示的规律一致。

迎角 $\alpha = 3^\circ$, 高空自由飞行和 $h/c_a = 1.0$ 两种情况下, 在飞行器下游 $2x/l_{展长} = 9.0$ 处垂直于来流的截面上过左翼尖涡核做水平轴线和垂直轴线。如图 9 所示, 在该截面内选取以涡核为中心的圆周曲线进行速度线积分, 得到的速度环量 Γ , 随着积分曲线的半径 r 增加而增大, 当 r 达到 R

时, Γ_r 达到最大值 Γ 并且不再随 r 的继续增大而改变, 此时的 Γ 即为涡核强度, 并从图中测量出两涡核水平距离 l , 与地面间距离 h , 从水平轴线和竖直线上的速度分布测量出涡核半径 a , 用于理想涡模型计算截面速度场和压力场。

足够的空间使翼剖面下方的气流速度恢复到自由来流速度 V_∞ , 因此气流与地面间的速度差产生地面边界层。

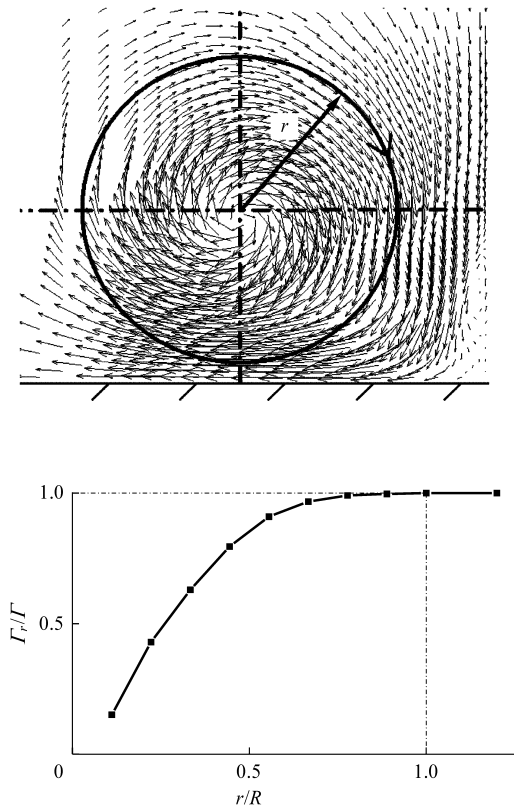
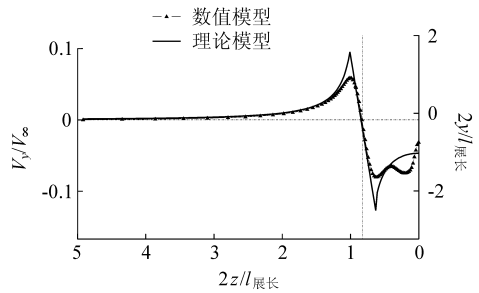


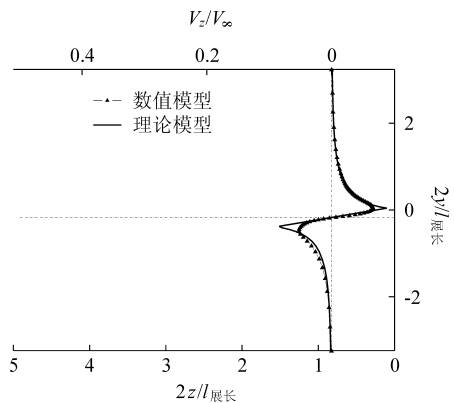
图 9 迎角 $\alpha = 3^\circ$ 飞行高度 $h/c_A = 1.0$ 速度环量积分示意图
Fig. 9 Schematic of velocity circulation integral with $\alpha = 3^\circ$, $h/c_A = 1.0$

数值模拟和理想涡模型在两轴线上计算的速度分布对比见图 10。数值模拟中在两翼尖涡中间存在一对与翼尖涡旋向相反的机身尾涡, 而理想涡模型没有考虑这对机身尾涡的影响, 因此两飞行高度下水平轴线上的 y 向速度分布在两翼尖涡之间与数值模拟存在差异, 其余各部分均吻合得很好。两种方法求得的高空自由飞行中竖直线上的 z 向速度分布完全吻合, 飞行高度 $h/c_A = 1.0$ 情况下除地面附近外也吻合得很好。由数值模拟和理想涡模型计算的飞行高度 $h/c_A = 0$ 情况下压差沿两轴线分布如图 11 所示, 可以看出, 2 种方法计算的结果符合得很好。

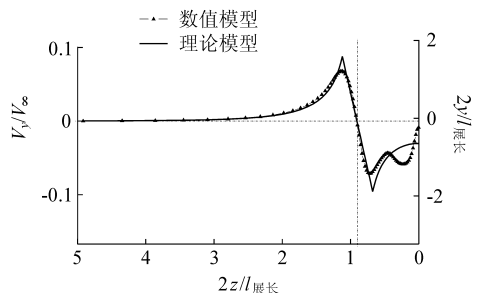
迎角 $\alpha = 3^\circ$, 飞行高度 $h/c_A = 1.0$ 情况下, 在流场截面 $2z/l_{展长} = 0.5$ 内做垂直地面的直线 $2x/l_{展长} = 1.25$, 该直线上由数值模拟得到的 x 方向速度分布如图 12 所示, 由于飞行高度较小, 没有



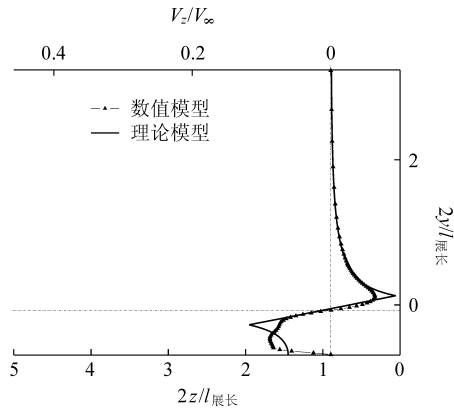
(a) 自由飞行水平轴线 y 向速度分布



(b) 自由飞行竖直线 z 向速度分布

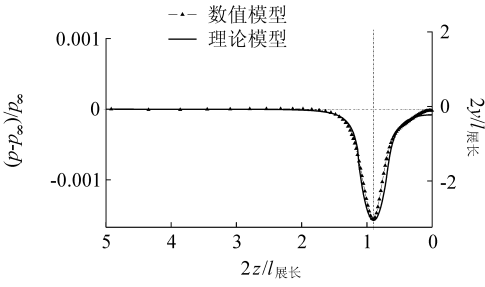


(c) $h/c_A = 1.0$ 水平轴线 y 向速度分布

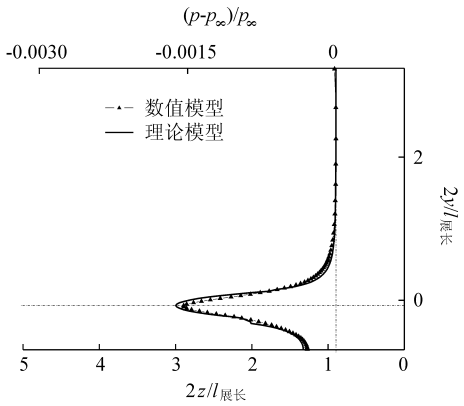


(d) $h/c_A = 1.0$ 竖直线 z 向速度分布

图 10 数值模拟和理想涡模型两轴线上的速度分布对比
Fig. 10 Comparisons of velocity distributions along different axes derived from numerical simulation and ideal vortex model



(a) $h/c_A = 1.0$ 水平轴线压差分布



(b) $h/c_A = 1.0$ 竖直线压差分布

图 11 数值模拟和理想涡模型两轴线上的压差分布对比

Fig. 11 Comparisons of pressure difference distributions at long different axes derived from numerical simulation and ideal vortex model

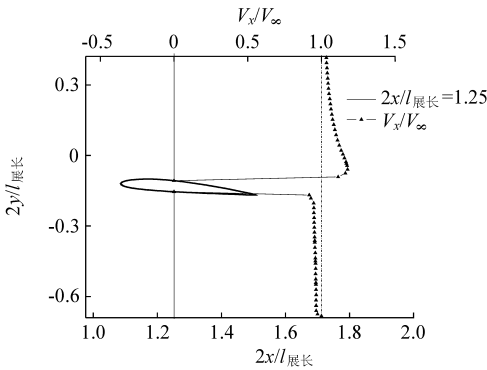


图 12 数值模拟 $2x/l_{展长} = 1.25$ 直线上的速度分布

Fig. 12 Velocity distributions along line $2x/l_{span} = 1.25$ derived from numerical simulation

数值模拟中地面满足无滑移边界条件, y 方向和 z 方向上的速度为零, x 方向的速度与自由来流速度相等, 而镜像法理想涡模型只能保证在镜像面上 y 方向速度为零, 而不能保证 z 方向速度为零, 也不能保证 x 方向的速度与自由来流速度相等, 即不能够模拟地面边界层, 因此不能很好地计算十分靠近地面的速度分布。

综上所述, 镜像法理想涡模型能够很好地用于分析地面效应对翼尖涡位置和气流下洗角的影响。

2.3 地面效应对飞行阻力的影响

地效飞行器机翼翼剖面受到的总阻力可表示为

$$D = D_0 + D_i \quad (7)$$

其中 D_0 为翼型的形状阻力, D_i 为翼剖面的诱导阻力。

图 13 为 NACA 2410 翼型以迎角 $\alpha = 6^\circ$ 在高空自由飞行和贴近地面飞行时的静压分布对比图, 地面效应使得翼型整个下表面的压力增加, 上表面前缘处较小范围内的吸力增加, 其余部分变化较小。翼型下表面的压力增加带来的阻力增加大于上表面前缘吸力增加造成的阻力减小, 因此形状阻力增加。

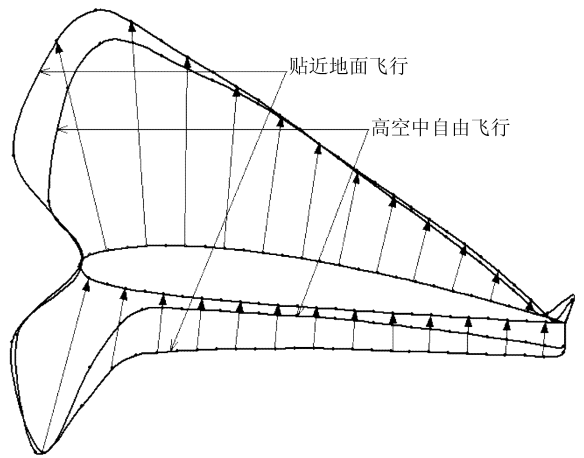


图 13 地面效应对翼型静压分布的影响

Fig. 13 Ground effect upon pressure distributions on airfoil at different heights

取图 14 所示的机翼翼剖面研究地面效应对诱导阻力的影响, 其中: R 为合力; L 为升力; V_i 为气流的下洗速度; V_e 为气流的有效速度。高空自由飞行时, 诱导阻力和升力之间存在如下关系

$$D_i = L \tan \epsilon \doteq L \epsilon \quad (8)$$

由高空自由飞行过渡到近地面飞行, 升力 L 产生一个增量 ΔL , 下洗角产生一个减小量 $\Delta \epsilon$, 此时诱导阻力为

$$D'_i = (L + \Delta L) \tan(\epsilon - \Delta \epsilon) \doteq (L + \Delta L) (\epsilon - \Delta \epsilon) \quad (9)$$

诱导阻力的改变量为

$$\Delta D_i = D'_i - D_i \doteq \Delta L \epsilon - (L + \Delta L) \Delta \epsilon \quad (10)$$

只有 $\frac{\Delta L}{L + \Delta L} < \frac{\Delta \epsilon}{\epsilon}$ 式子成立, 即升力的相对增加量小于下洗角的相对减小量时, 地面效应才会使得飞行器的诱导阻力降低。

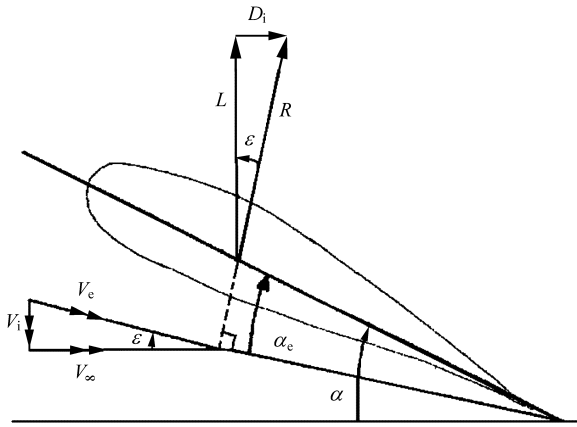


图 14 机翼翼剖面上的升力和诱导阻力

Fig 14 Lift and induced drag on airfoil section of a wing

3 结论

(1) 固定迎角降低飞行高度, 升力、阻力、低头力矩及升阻比均增加, 固定飞行高度增加迎角, 升力、阻力及低头力矩增加, 升阻比降低。因此, 地效飞行器适合在低飞行高度下巡航。

(2) 飞行高度降低, 地面的阻挡作用使翼尖涡沿翼展方向外移、气流下洗角减小; 镜像法理想涡模型可以很好地用于分析地面效应对翼尖涡位置和气流下洗角的影响。

(3) 飞行高度降低, 形状阻力增加, 诱导阻力的变化趋势由升力相对增加量和下洗角相对减小量共同决定。

参 考 文 献

- [1] Halloran M, O'Meara S. Wing in ground effect craft review[R]. DSTO-GD-0201, Canberra (Australia): Defense Science and Technology Organization, 1999.
- [2] 杨晖. 地效飞机的发展和展望[J]. 飞行力学, 2001, 19(1): 13-17.
Yang H. The development of wing in surface effect crafts and a outlook about their application[J]. Flight Dynamics, 2001, 19(1): 13-17. (in Chinese)

- [3] Hiemke C. NACA 5312 in ground effect: wind tunnel and panel code studies[R]. AIAA-97-2320. 1997.
- [4] Deese J E, Agarwal R K. Euler calculation for flow over a wing in ground effect[R]. AIAA-86-1765 C.P. 1986.
- [5] Steinbach D, Jacob K. Some aerodynamic aspects of wings near ground[J]. Trans Jap Soc Aeronaut and Space Sci, 1991, 34(104): 56-70.
- [6] Kim S K, Shin Y K, Kim J H. Development and status of WISES (wing in surface effect ship) [A]. Proc Workshop on WIG Ship Technology [C]. Yung, Korea: Korea Research Institute on Ships and Ocean Engineering, 1995. 1-10.
- [7] Hirata N, Kodama Y. Flow computation for three dimensional wing in ground effect using multiblock technique [J]. Journal of the Society of Naval Architects of Japan, 1995, 177: 49-57.
- [8] Levy Y, Degani D, Seginer A. Graphical visualization of vortical flows by means of helicity[J]. AIAA J, 1990, 28(8): 1347-1352.
- [9] Klausmeyer S M. A flow physics study of flap-mounted vortex generators on a multielement airfoil[D]. Wichita: Wichita State University, 2002.

作者简介:



屈秋林(1979-) 男, 内蒙古霍林郭勒市人, 在读博士研究生。主要从事地效飞行器气动性能研究, 电话: (010) 82315463, E-mail: qq15258@ase.buaa.edu.cn。



刘沛清(1960-) 男, 山西忻州人, 北京航空航天大学教授、博士生导师。研究方向包括水动力学、细长旋成体大攻角非对称背涡的非定常特性、鸭式布局飞机的气动特性以及地效飞行器的气动特性等, 电话: (010) 82315463, E-mail: bhlpq@163.net。

(责任编辑: 刘振国)