

# 地效飞行器机翼气动性能数值分析

## Numerical Simulation on Aerodynamic of Ground Effect Vehicle's Wing

吴榕 梁峰 / 厦门大学航空系

**摘要:**选取NACA5312翼型, 利用Fluent软件, 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-ε湍流模型, 数值模拟地效飞行器在不同高度、速度及飞行迎角下的飞行状态。对比无界流场, 研究了在地效作用下, 气动特性与迎角、来流速度以及相对飞行高度的关系。

**关键词:** 地效飞行器; NACA5312; 气动特性; 数值模拟

**Keywords:** ground effect vehicle; NACA5312; aerodynamic performance; numerical simulation

### 0 引言

地效飞行器是指装有固定翼面和发动机, 贴近地面或水面飞行时利用翼面和地(水)面所产生的地面效应而飞行的飞行器。地面效应指的是一种使飞行器诱导阻力减小, 同时能获得比空中飞行更高升阻比的流体力学效应。

目前, 计算地效翼气动性能的方法主要有以下几种: 基于升力面理论的镜像法、求解N-S方程的有限体积法、基于势流的BEM、基于基本解叠加的面元法等, 这些方法各有特点和适用范围, 能够快速预报地效翼的气动特性。本文采用求解N-S方程的有限体积法, 计算地效翼在地效区和超出地效区的气动特性参数。

C·Hiemcke等在风洞中利用镜像法模拟地面, 测量不同飞行高度和迎角下NACA5312翼型表面的压力分布。本文同样采用地效翼常用的NACA5312翼型作为模拟翼型, 使用Fluent软件求解非定常可压缩流动的质量加权平均N-S方程和k-ε模型, 数值模拟NACA5312在水平地面上方飞行的流场, 研究飞行高度和迎角对气动力的影响规律, 并与该翼型在地效区外飞行的计算结果进行了

对比。此种数值模拟的研究手段, 能克服风洞试验成本高、周期长, 模型制作困难等缺点。

### 1 建模与网格划分

地效飞行器的三维模拟一般很复杂, 往往需要考虑地面边界和飞行器的相互作用, 因此其数值模拟的计算网格非常复杂, 其数量非常多。本文采取二维模拟, 对其机翼的气动性能进行分析, 而不进行三维模拟计算。

建立物理模型, 使用Gambit软件划分网格。对于扰流机翼问题, 需要定义一个远离机翼的边界, 这个边界与机翼固壁之间构成流动区域, 然后在机翼固壁与边界之间划分网格。由于地效飞行器是在近地面的环境下飞行, 外边界上的边界条件不能忽略, 因此采取改变机翼固壁与边界之间距离的方法模拟不同高度时飞行的气动性能。在边界离机翼固壁非常远时, 边界对流动的影响很小, 边界条件与周围环境基本一致, 排除了边界的影响, 此时为自由流。本文选取自由流作为一个对比试验。进而探讨在不同飞行状态下的气动性能。图1是

NACA5312翼型的网格划分。

一般自由流空间的计算采用的是体轴坐标系, 黏性计算物面条件为无滑移条件, 远场一般为无反射边界条件。地面效应的计算需要考虑地面对流场的影响, 计算不能采用体轴坐标系, 需要采用风轴坐标系, 计算时的迎角变化不是来流方向的变化, 而是模型与地面夹角的变化。

地面效应计算的一个主要问题是地面对流场的影响。为了简化问题, 可以把地面作为一种边界处理。如果不考虑侧滑角的影响, 计算域可以分为远场边界条件、物面边界条件、对称面边界条件和地面边界条件。

### 2 结果分析

实际气体都是可压缩气体, 但当

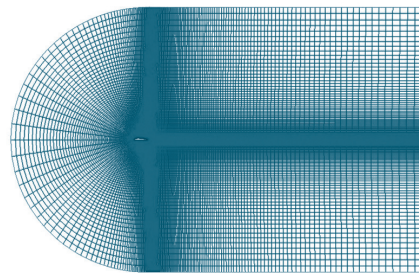


图1 机翼NACA5312网格划分图

来流速度较低时,空气压缩程度对计算结果影响较小。在Fluent计算参数设定时,选取可压缩黏性气体,紊流模型采用k-ε模型,得出的气动性能如下。

### 2.1 迎角变化

图2表明,在一定范围内,保证来流马赫数0.15保持不变,随着迎角的增大,升力系数也随着增大。当然,每一种机翼均有自己的临界迎角,故当迎角达到一定数值时,其升力系数会下降。图3表明,保证来流马赫数不变的情况,在一定的范围内,阻力系数随着迎角的增大而增大,而且其变化不是线性的,而是在开始阶段增加的比较缓慢,当迎角达到一定数值时,阻力系数急剧增大。图4体现了在马赫数为0.15的情况下,机翼升阻比与迎角的关系图,在马赫数为0.15时,升阻比先增大,达到最大数值后,逐渐减小。

### 2.2 来流速度变化

由图5可知,当迎角保持在5°时,升力系数随着来流速度的增加而不断增大。由图6可知,当迎角保持在5°不变时,阻力系数随着来流速度的增大而增大。而且其变化并不是线性的,在来流速度较小时,阻力系数增大的速率较慢,当来流速度达到一定数值时,阻力系数的增大速率逐渐加大。图7是升阻比与来流速度的关系图。当迎角保持在5°时,升阻比先增大到一个峰值,然后保持一段基本不变,当来流速度超过0.3时,升阻比急剧下降。

### 2.3 不同速度和迎角下升力、阻力及升阻比的变化趋势

图8~图10是升力系数、阻力

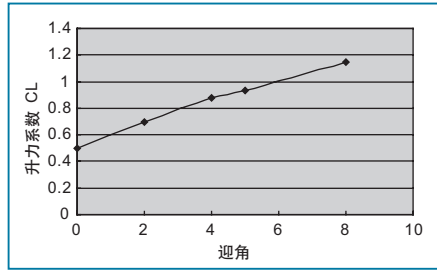


图2 马赫数为0.15时升力系数与迎角关系图

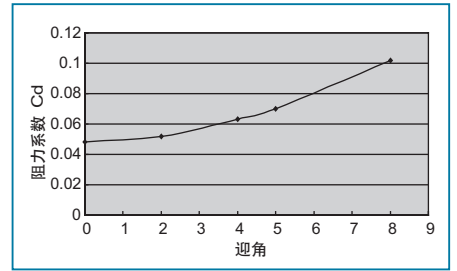


图3 马赫数为0.15时阻力系数与迎角关系图

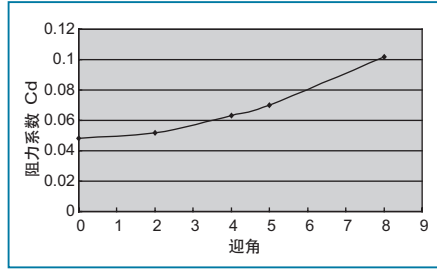


图4 马赫数为0.15时升阻比与迎角关系图

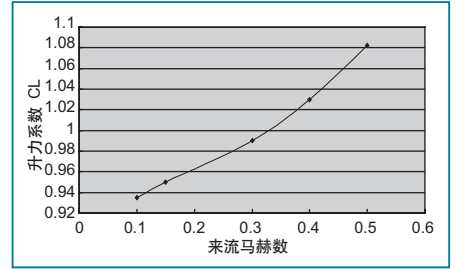


图5 迎角为5°时升力系数与来流马赫数关系图

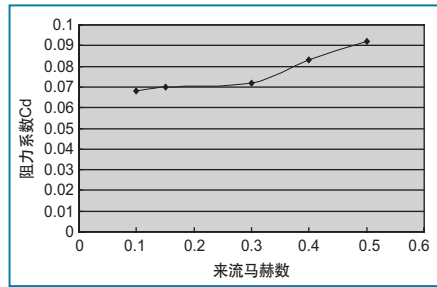


图6 迎角为5°时阻力系数与来流马赫数关系图

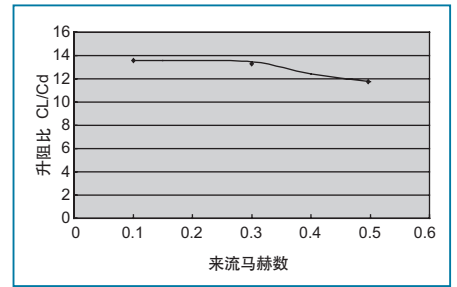


图7 迎角为5°时升阻比与来流马赫数关系图

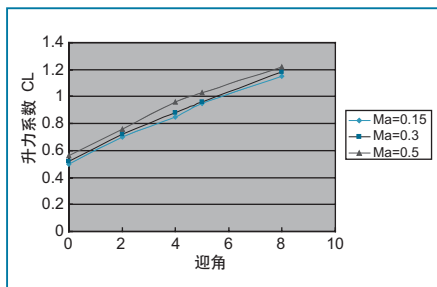


图8 不同来流速度下升力系数与迎角的关系图

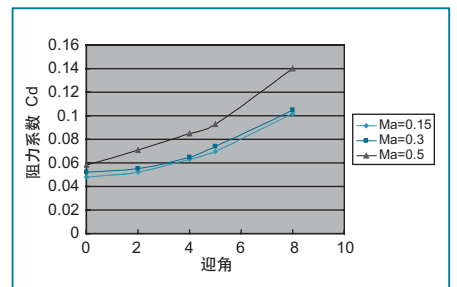


图9 不同来流速度下阻力系数与迎角的关系图

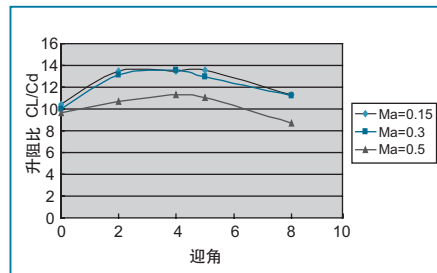


图10 不同来流速度下升阻比与迎角的关系图

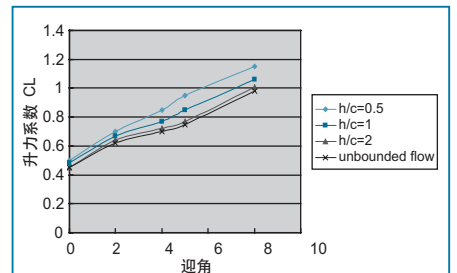


图11 不同飞行高度下升力系数与迎角的关系图

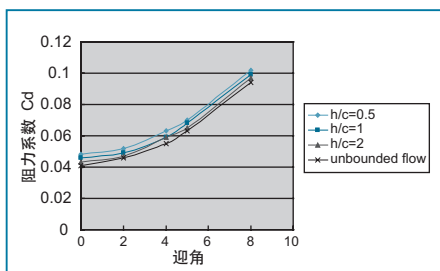


图12 不同飞行高度下阻力系数与迎角的关系图

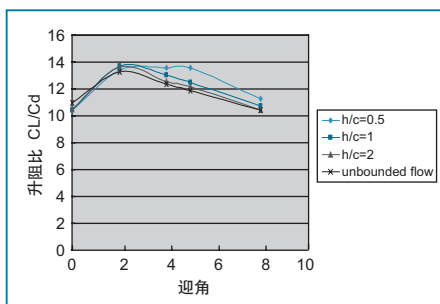


图13 不同飞行高度下降阻比与迎角的关系图

系数和升阻比分别与迎角和来流马赫数的关系图。从图8中可知,在相同高度和相同的迎角下,来流速度越大,升力越大。图9表明在相同条件下,来流速度越大,其阻力系数也越大。综合升阻力系数,如图10所示,并不是来流速度越高,其升阻比就越大,当来流速度达到一定数值时,其升阻比的峰值明显小于较小的来流速度。因此,在研究地效飞行器机翼的气动性能时,选择合适的迎角与最佳的巡航速度,对地效飞行器的发展至关重要。

图11为不同迎角不同高度的升力变化曲线。可以看出地面效应使得升力与自由流相比在一定的迎角区域是正效应,在一定的区域是负效应,这种变化趋势随着高度的减少变化越明显;算例模型是上下不对称的外形,其产生升力正负效应的临界点在迎角 $1^\circ$ 左右。所谓效应的正负,主要是指具有地效作用的飞行特性与自由流条件下的飞行特性相比,升阻比大于自由流条件下的为正效应,反之为负效应。从图12上看,随着飞行高度降低,阻力变化曲线的曲率比自由流的曲率大, $0^\circ$ 左右

阻力最小。图13为不同迎角不同高度升阻比的变化曲线。可以看出,随着飞行高度的升高,地面效应无论正负效应都增强,地面效应使得升阻比曲线的变化曲率增大。算例模型地面效应明显增加升阻比的区域大致在迎角大于 $1^\circ$ 时,但是在来流迎角小于 $1^\circ$ 时,升阻比急剧下降,即负效应增强。

综上所述,不论升力、阻力还是升阻比等飞行特性的变化曲线,地面效应使得特性曲线曲率随着飞行高度的升高而减小,与自由流相比会形成正效应和负效应区域。

### 3 结论

1) 采用上述的数值计算方法和对地面边界条件的处理方法,可模拟二维、三维复杂外形的地面效应飞行器,模拟结果反映了地面效应的基本原理和特性。

2) 地面效应随着迎角和飞行高度的变化,对升力、升阻比可以产生正效应,也可以产生负效应。在飞行高度是弦展的0.5倍时,地面效应最强。最适飞行速度为 $120\sim 300\text{km/h}$ 。此机翼型号在地效作用下飞行的最佳迎角为 $5^\circ\sim 8^\circ$ 。

3) 在设计地面效应飞行器的过程中,需要综合考虑地面效应的正负效应。

AST

### 参考文献

[1] Ye Xinmiao, Liu Yi, Qian Zhisheng. Computational analysis on the aerodynamic characteristics of combined wing of WIG craft[J]. Chinese Journal of Ship Research, 2009(8).

[2] Hiemcke C. NACA5312 in ground effect: wind tunnel and panel code studies[R]. AIAA 97-2320, 1997.

[3] 李盾,王义宁.地效飞行器三维地面效应的数值模拟[J].飞行力学, 2006,124(2).

[4] Ahmed M R, Takasaki T, Kohama Y. Aerodynamics of a NACA4412 airfoil in ground effect[J]. AIAA Journal, 2007,45(1).

[5] Qin Xuguo, Liu Peiqing, Qu Qiulin, Xu Jie. Numerical simulation on 3D multi-element wings in ground effect[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009(1).

[6] Hsiun Chih-Min, Chent Cha'o-Kuang. Aerodynamic characteristics of a Two-Dimensional Airfoil with Ground Effect[J]. Journal of Aircraft, 1996,33(2).

[7] Zhang Liang, Chen Mengmeng, Wu Deming. Calculation of Aerodynamic Forces and Performance Study on 2D Wing in Ground Effect[J]. Journal of Ship Mechanics, 2000(4).

[8] Qu Qiulin, Liu Peiqing, Qin Xuguo. Numerical research on separated flow around a WIG craft in flight close to ground at high incidence angle[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007(1).

[9] 杜莉,杨向晖,叶恒奎,陈庆任.二维地效翼气动性能计算研究[J].中国舰船研究, 2008, 13(4).

### 作者简介

吴榕,副教授,主要从事飞机工程、流体传动与控制、机械设计等研究。

梁峰,在读研究生,主要从事地效飞行器基础研究。