

DOI:10.16356/j.1005-2615.2020.03.008

地面效应下的不同翼型亚声速气动特性分析

刘浩, 孙建红, 张延泰, 孙智

(南京航空航天大学飞行器环境控制与生命保障工业与信息化部重点实验室, 南京, 210016)

摘要: 采用数值方法研究了亚声速地面效应条件下不同翼型的气动特性, 进一步以 $Ma=0.5$ 来流工况为例, 研究了翼型参数和飞行高度对气动特性的影响。计算结果表明在 Ma 为 0.5、迎角为 6° 的地效情况下, 翼型弯度减小, 更容易在翼型前缘产生激波阻力; 翼型下翼面后缘弯度增大使得后缘压力更高, 升力系数和低头力矩相应增大; 随着飞行高度的减小, 地效作用加强, 翼型下翼面压力增大, 下翼面的升力增量大于上翼面吸力损失, 机翼升力系数和升阻比增加越来越显著。

关键词: 地面效应; 翼型; 气动特性; 亚声速; 数值模拟

中图分类号: V211.41 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2020)03-0408-08

Aerodynamic Characteristics of Different Airfoil in Subsonic Flow with Ground Effect

LIU Hao, SUN Jianhong, ZHANG Yantai, SUN Zhi

(Key Laboratory of Aircraft Environment Control and Life Support, MIIT, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: Numerical methods are used to study the aerodynamic characteristics of different airfoils in ground effect at subsonic velocity. Taking Ma as 0.5 as the flow condition, the effects of airfoil parameters and flight height on aerodynamic characteristics are studied. The calculation results show that in the case of ground effect with Ma of 0.5 and angle of attack of 6° , reducing the airfoil curvature is easier to generate shock wave drag at the leading edge of the airfoil. Increasing the trailing edge curvature of the lower surface will increase the pressure on the trailing edge, the lift coefficient and the nose down pitching moment increase accordingly. As the flying height decreases, the ground effect enhances, the pressure on the lower surface of the airfoil increases, and the lift increase on the lower surface is greater than the suction loss on the upper surface. The wing lift coefficient and lift-to-drag ratio increase more and more significantly.

Key words: ground effect; airfoil; aerodynamic characteristic; subsonic; numerical simulation

地面效应是指物体近地运动时,地面对物体空气动力特性产生干扰的现象。一方面当飞行器近地飞行时,由于地面边界存在,机翼下翼面气流产生堵塞,气流动能转化为压力势能,从而使机翼升力增加。另一方面地面效应能显著减小机翼诱导阻力,从而提高飞机升阻比。

前苏联早于 1923 年已开始研究地面效应,并将

地面效应用于飞行器设计中。虽然各国对地效飞行器认知不同,研究进展各异,但 20 世纪 80 年代,前苏联还是成功试飞了大型地效飞行器“里海怪物”。由于当时的技术条件,还有大量未能解决的瓶颈,如飞控、减阻等。近年来,随着现代航空科技的飞速发展,不少国家又重新开始重视海上快速交通,地效飞行器被日渐重视,其中大型化和高速化

基金项目: 江苏高校优势学科建设工程资助项目。

收稿日期: 2020-01-08; **修订日期:** 2020-03-20

通信作者: 孙建红,男,教授,博士生导师, E-mail: jhsun@nuaa.edu.cn。

引用格式: 刘浩,孙建红,张延泰,等. 地面效应下的不同翼型亚声速气动特性分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2020, 52(3): 408-415. LIU Hao, SUN Jianhong, ZHANG Yantai, et al. Aerodynamic characteristics of different airfoil in subsonic flow with ground effect[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2020, 52(3): 408-415.

成为其发展趋势。由于海面湿度和空气密度影响,高速带来的高阻力成为急需解决的难题之一。

目前,地面效应作用下二维翼型增升效应研究相对广泛。Hsiun和Chen^[1]通过数值模拟方法研究了雷诺数、飞行高度和迎角对NACA4412翼型气动特性的影响。研究发现翼型与地面所形成的通道形状决定了地面效应对翼型气动特性的影响。Ahmed和Takasaki等^[2]通过带移动地面的风洞试验,研究了NACA4412翼型不同迎角和飞行高度的气动特性。他们发现在0°迎角机翼下翼面存在强烈的抽吸作用以及尾缘层流分离。对于4°及以上迎角,机翼越靠近地面升力与阻力都会增加。Qu与Wang等^[3]研究了-4°~20°迎角范围内翼型升力特性,并根据升力增加值将迎角与飞行高度分为3个区间,即一个正地效区和两个负地效区。机翼只有在正地效区能因为地面效应达到增升效果。Frolov^[4]通过地面边界和对称模型两种方法,研究翼型厚度对于地效翼升力的影响。研究结果表明翼型相对厚度增加使地效升力效应降低,翼型最大升力迎角随翼型相对厚度减小而减小。Doig^[5]用数值方法研究了地面效应对跨声速及超声速机翼产生的影响,并对激波的反射、激波与机翼尾流的相互作用进行了分析。Park等^[6-7]对展弦比为1带简单平面端板的地面效应机翼进行了数值分析。结果表明,端板可以同时改善机翼在地面效应中的空气动力学特性和静态高度稳定性。He与Qu等^[8]采用多目标遗传算法(Multiobjective genetic algorithm, MOGA)对翼型NACA4412进行优化,与原始翼型相比,优化翼型的升力系数和升阻比均有显著改善。

为了充分发挥地效飞行器载重优势,进一步提高燃油效率,同时增强地效飞行器近地飞行的稳定性,大型化和高速化成为地效飞行器研究的发展趋势。然而,至今已经服役的地效飞行器设计时速一般均在300 km/h左右。已有大量研究同样针对的是低速时某一种翼型不同飞行高度与迎角下的气动特性,对高速地效下不同特征翼型气动特性的差别以及翼型几何参数影响的研究极少。当来流速度达到 $Ma=0.5$,空气显现可压缩性,甚至会出现局部超声速的情况,地效飞行器机翼的升阻特性发生很大的变化。高速地效飞行器的气动特性急待深入研究,如翼型几何参数影响,以及飞行高度参数的影响。

本文首先分析了3种翼型不同飞行速度下的地面效应气动特性,然后选取在高速地效下具有较好气动特性的NACA翼型研究几何参数的影响,最后研究了飞行高度对翼型升阻力特性的影响。

1 数值方法及验证

可压缩定常流动的雷诺平均Navier-Stokes方程为

$$\frac{\partial(\rho u_i u_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[u \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \overline{\rho u'_i u'_j} \right] \quad (1)$$

式中 $\overline{\rho u'_i u'_j}$ 为雷诺应力。采用Realizable $k-\epsilon$ 湍流模型求解RANS方程,在流场近壁区域应用壁面加强函数。Realizable $k-\epsilon$ 湍流模型为湍流粘性增加了输运方程,也为耗散率增加了新的传输方程,能更准确地模拟有旋均匀剪切流、自由流以及边界层流动^[9-10]。

验证算例为NACA0012翼型,基于弦长的雷诺数为 1.2×10^7 。采用标准 $k-\epsilon$ 湍流模型,对翼型在 $Ma=0.55$,迎角为 9.86° ,总温为311 K,自由来流的工况下进行数值模拟。模拟结果与NASA兰利研究中心跨声速压力风洞试验结果进行对比^[11]。翼型弦长为1 m,设置地面边界条件为滑移壁面,翼型到计算域四周距离为30倍弦长,弦向节点个数为220,第一层网格质心到壁面的无量纲距离为3,计算域网格数约为10万。由于风洞壁面对流场的影响,需要对风洞实验翼型的迎角采用几何方法进行修正^[11],得到翼型数值计算迎角为 8.34° 。

计算结果与风洞试验结果对比如图1所示。结果显示翼型翼面压力系数曲线与实验结果吻合。计算与实验结果均显示在0.1 m弦长位置上翼面出现激波(如图1中位置),说明数值计算采用的湍流模型与网格的尺寸能准确得到机翼翼面压力系数分布和激波的位置,可以应用于翼型跨声速流场的计算。

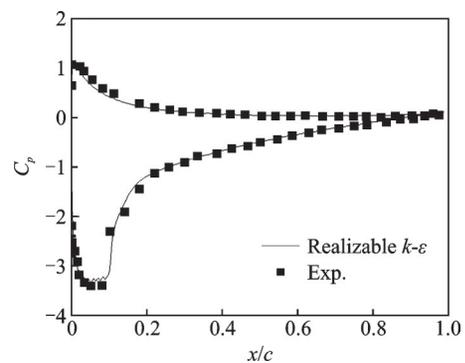


图1 NACA0012翼面压力系数分布

Fig.1 Pressure coefficient distribution on the NACA0012 airfoil

2 计算结果及分析

根据“里海怪物”的特征参数,取高速地效飞行器的弦长为20 m($c=20$ m),飞行高度为 $0.2c$,基于弦长的雷诺数为 2×10^8 。为增强地面效应,并保证地效飞行器飞行过程中迎角为正,选取机翼迎角为

6°^[12]。翼型的计算域尺寸和网格划分方法与验证算例相同。

2.1 气动特性

针对亚声速翼型 NACA4412、跨声速翼型 RAE2822 和 C-5A(图 2),对比分析在不同来流马赫数条件下的气动特性。NACA4412翼型前缘半径大、弯度较大、下翼面平坦;RAE2822翼型具有前缘半径小、弯度小、上翼面平坦和下翼面后缘弯度大的特点;C-5A上下翼面弯度相近。

如图 3 翼型周围流场压力分布所示, NACA4412下翼面与地面之间的气流压力显著高于另外两种翼型,这是由于后者与地面形成收缩的通道,使前缘高压气流在流动中加速压力降低。在

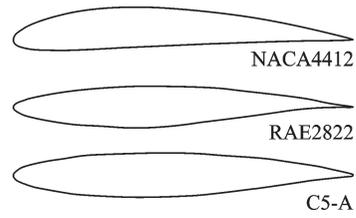


图2 NACA4412、RAE2822、C-5A翼型
Fig.2 NACA4412, RAE2822, C-5A airfoils

$Ma=0.5$ 下,RAE2822和C-5A翼型由于前缘半径小使气流偏转角较大,前缘气流速度迅速增大超过声速,产生激波阻力使其阻力系数迅速增加。 $Ma=0.6$ 来流情况下,NACA4412翼型相比于另外两种翼型的激波强度较弱,激波位置靠后,因而其激波阻力更小。

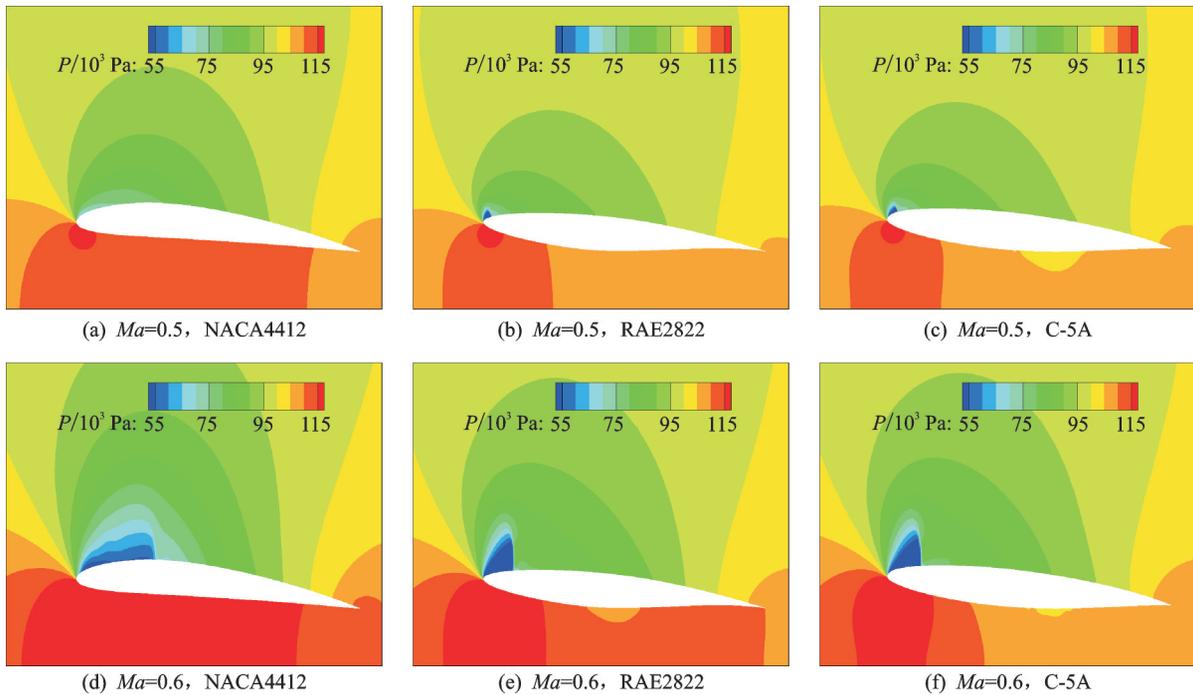


图3 $Ma=0.5, 0.6$ 来流工况流场压力分布
Fig.3 Pressure distribution of flow field for $Ma=0.5, 0.6$

从图 4 翼型压力系数分布可以看出, NACA4412翼型上下翼面压差远大于RAE2822和C-5A,这是由于NACA4412翼型具有更大的弯度。

当来流速度超过 $Ma=0.5$,3种翼型都会出现前缘激波强度增加,激波位置后移的现象,直接导致机翼激波阻力的增加。如图 5 随着来流马赫数的增

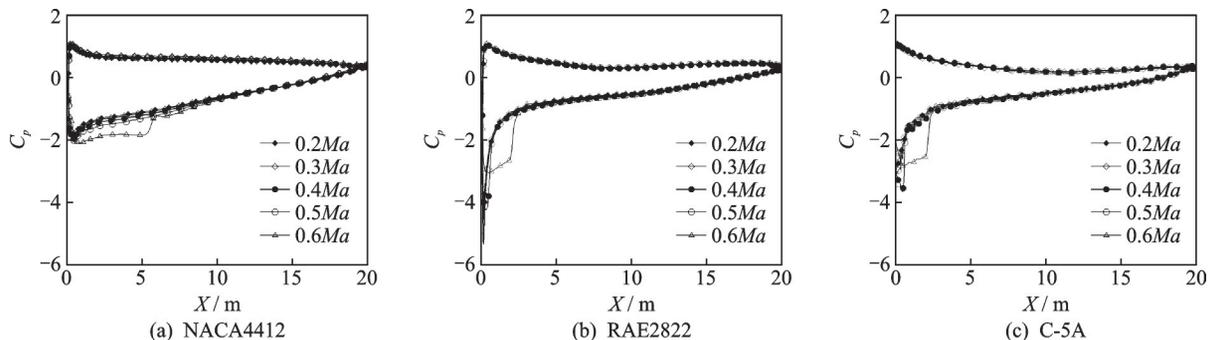


图4 不同来流马赫数下NACA4412、RAE2822、C-5A压力系数分布
Fig.4 Pressure coefficient distribution on the NACA4412, RAE2822, C-5A airfoils for different Mach numbers

加,3种翼型升力系数均有不同程度增加。当来流马赫数大于0.4,RAE2822和C-5A翼型阻力迅速增加,NACA4412翼型阻力系数只有小幅度的增

大。因而RAE2822和C-5A翼型在 $Ma=0.4$ 左右情况下,升阻比达到最大,NACA4412翼型在 $Ma=0.5$ 工况下拥有更高的升阻比。

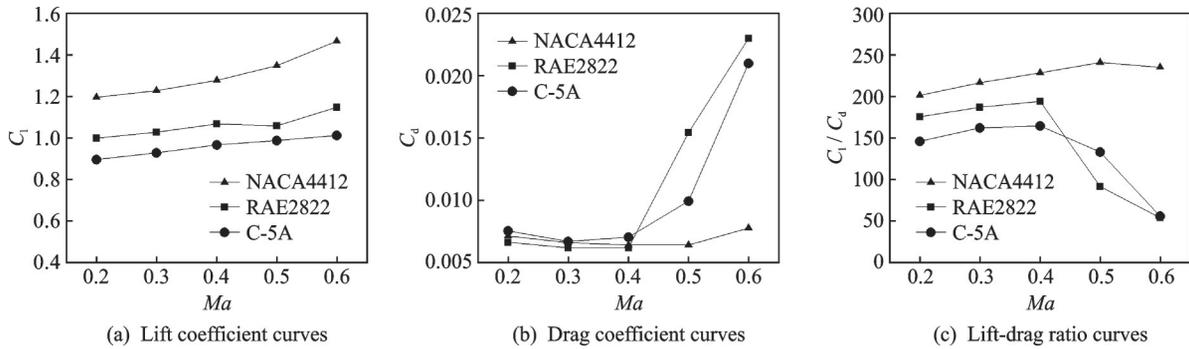


图5 翼型升力系数、阻力系数、升阻比随来流马赫数变化曲线

Fig.5 Lift coefficient, drag coefficient, lift-drag ratio curves with incoming flow Mach numbers

2.2 翼型几何参数影响

高速地效飞行器飞行速度为 $Ma=0.5$,雷诺数为 2×10^8 。为了选择适合高速地效飞行器的二维翼型,首先考虑弯度对翼型气动特性的影响。如图6为NACA0012、NACA2412、NACA4412这3种不同弯度翼型,弯度分别为弦长的0%、2%、4%。

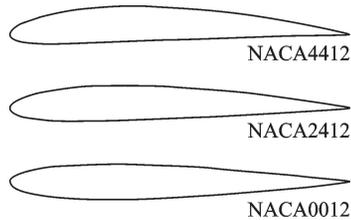


图6 NACA0012、NACA2412、NACA4412翼型

Fig.6 NACA0012, NACA2412, NACA4412 airfoils

如图7所示,随着翼型弯度的增加,翼型上翼面前缘的吸力降低,但整体上下翼面压差增加,使翼型的升力系数增加。表1显示翼型弯度变化对机翼阻力影响较小,NACA0012翼型由于前缘产生激波使其阻力系数显著高于其他翼型。图8、9分别为翼型周围流场压力与速度分布,显示了NACA0012翼型前缘流场超声速产生的低压区。随着弯度增加,翼型前缘最大速度降低,超声速区减少直至消失,翼型上翼面流场整体的流速增加,下

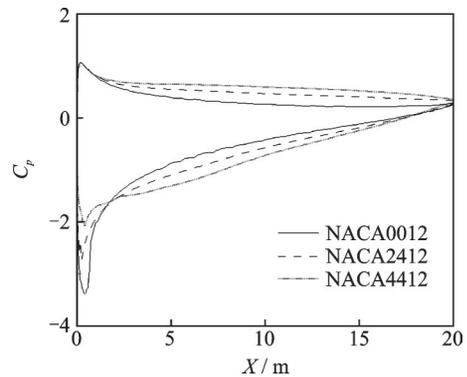


图7 不同弯度翼型压力系数曲线

Fig.7 Pressure coefficient distribution of the airfoils with different cambers

表1 不同弯度翼型升力系数、阻力系数、升阻比

Table 1 Lift coefficient, drag coefficient, lift-drag ratio of the airfoils with different cambers

翼型	升力系数	阻力系数	升阻比
NACA0012	0.930 7	0.006 00	155.360
NACA2412	1.177 2	0.005 55	212.360
NACA4412	1.347 5	0.005 60	240.616

翼面空气流速降低,使上翼面低压区和下翼面高压区同时增加。结果表明在高速地面效应的情况下,适当增加翼型可以具有更好的气动特性。

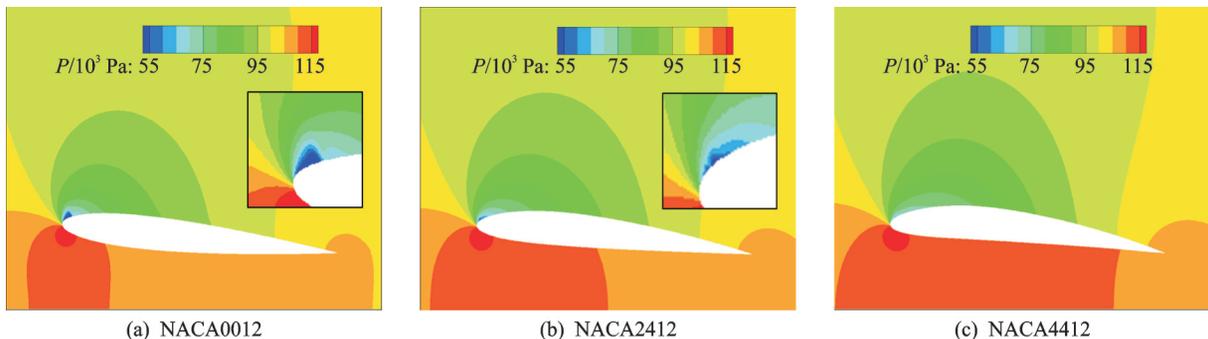


图8 不同弯度翼型流场压力分布

Fig.8 Pressure distribution in flow field of the airfoils with different cambers

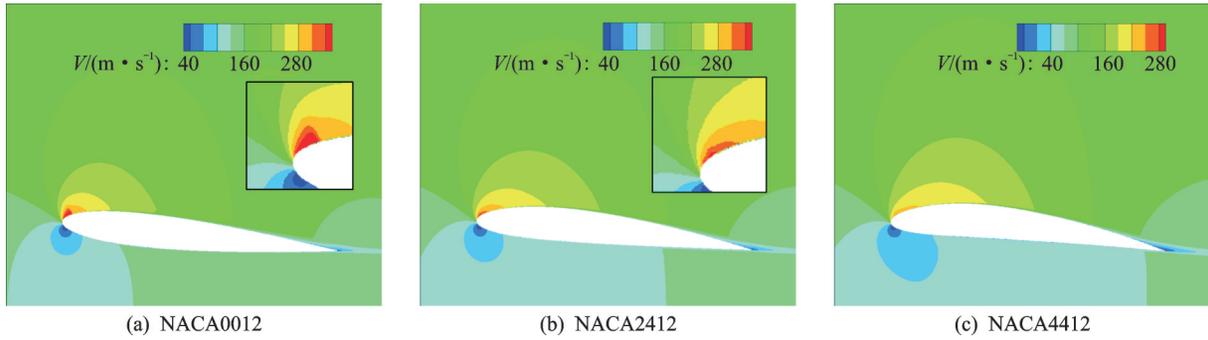


图9 不同弯度翼型流场速度分布

Fig.9 Velocity distribution in flow field of the airfoils with different cambers

选取不同相对厚度的翼型 NACA4406、NACA4409、NACA4412、NACA4415, 如图 10 所示, 以及不同最大弯度相对位置的翼型 NACA4312、NACA4412、NACA4512、NACA4612(最大弯度位置距前缘 30%、40%、50%、60%)。如图 11 所示, 分别研究地面效应情况下翼型相对厚度和最大弯度相对位置对其气动特性的影响。

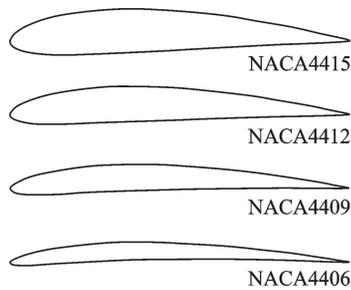


图10 NACA4406、NACA4409、NACA4412、NACA4415 翼型

Fig.10 NACA4406, NACA4409, NACA4412, NACA4415 airfoils

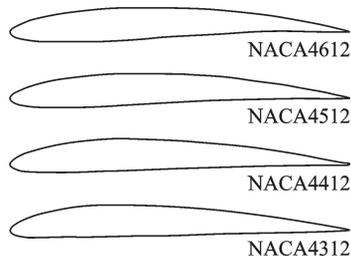


图11 NACA4312、NACA4412、NACA4512、NACA4612 翼型

Fig.11 NACA4312, NACA4412, NACA4512, NACA4612 airfoils

如图 12 所示, 由于翼型前缘半径随相对厚度发生变化, 对翼型上表面前缘压力分布产生较大影响。相对厚度越大的翼型上表面压力越低。如图 13 所示最大弯度相对位置对翼型压力分布影响较小。由表 2 可以看出相对厚度与最大弯度相对位置对翼型在高速地效下的升阻力特性影响较小, 相对于其他翼型 NACA4512 拥有更高的升阻比。

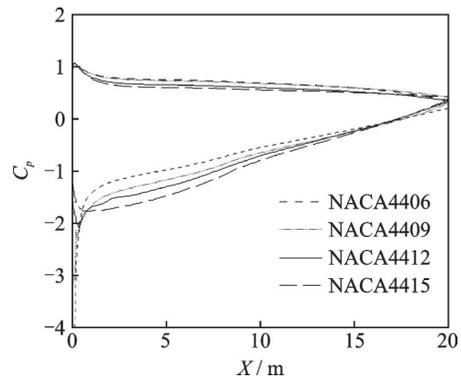


图12 不同相对厚度翼型压力系数曲线

Fig.12 Pressure coefficient distribution of the airfoils with different relative thickness

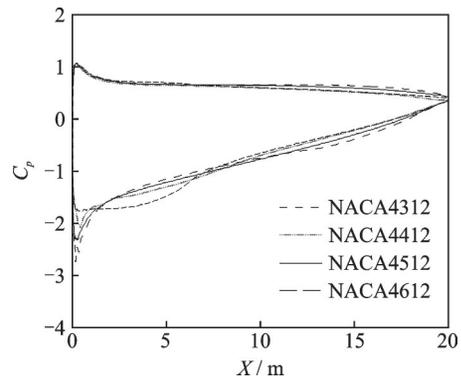


图13 不同最大弯度位置翼型压力系数曲线

Fig.13 Pressure coefficient distribution of the airfoils with different maximum camber positions

表2 不同相对厚度、不同最大弯度位置翼型升力系数、阻力系数、升阻比

Table 2 Lift coefficient, drag coefficient, lift-drag ratio of the airfoils with different relative thicknesses and different maximum camber positions

翼型	升力系数	阻力系数	升阻比
NACA4406	1.297	0.010 87	119.303
NACA4409	1.366	0.005 70	239.445
NACA4412	1.347	0.005 60	240.616
NACA4415	1.363	0.006 08	224.026
NACA4312	1.353	0.005 63	240.166
NACA4412	1.347	0.005 60	240.616
NACA4512	1.395	0.005 73	243.384
NACA4612	1.427	0.005 89	242.114

为了研究翼型下翼面后缘弯度对地效飞行器地效特性的影响,采用 B 样条的方法对 NACA4512 下翼面进行参数化建模,拟合出 5 种不同内凹弯度的翼型(如图 14 翼型 A—E,后缘弯度依次减小)。其中翼型 C 为 NACA4512 原始翼型。

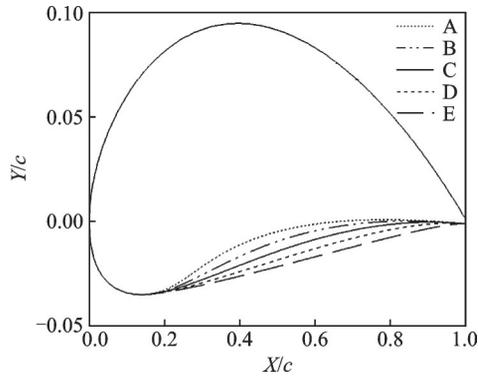


图 14 不同后缘弯度的翼型

Fig.14 Airfoils with different trailing edge curvatures

如图 15 所示,翼型下翼面后缘弯度对翼型下翼面压力系数分布产生显著影响。下翼面后缘弯度大的翼型在 1/8 到 1/4 弦长位置下翼面压力略低,在 1/4 弦长位置到翼型后缘,其下翼面压力明显高于下翼面平坦的翼型,这是由于内凹下翼面与地面之间形成扩张通道,使流经下翼面的气流减速,压力进一步增加。下翼面后缘弯度大的翼型拥有更高的升力系数(如图 16 所示),同时由于翼型后缘压力增加使其低头力矩增大,地效飞行器需要更大的平尾平衡机翼产生低头力矩。图 17 更直观地显示

了翼型内凹下翼面对流体的扩压作用。

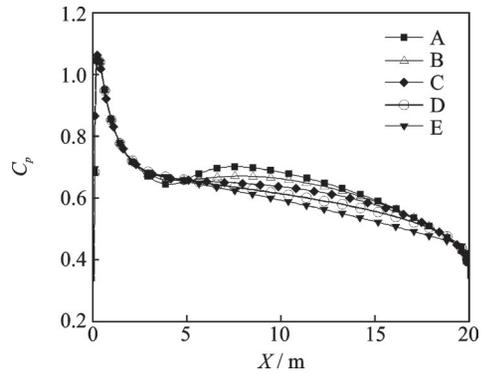


图 15 不同后缘弯度翼型下翼面压力系数分布

Fig.15 Lower surface pressure coefficient distribution of the airfoils with different trailing edge curvatures

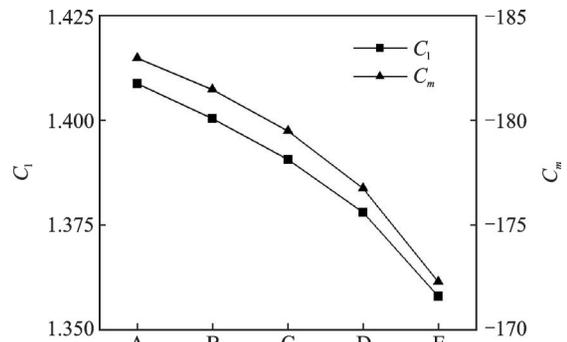


图 16 不同后缘弯度翼型升力系数与俯仰力矩系数(取距前缘 25% 弦长位置为气动中心)

Fig.16 Lift coefficient and pitch moment coefficient curves of the airfoils with different trailing edge curvatures (take 25% of the chord length from the leading edge as the aerodynamic center)

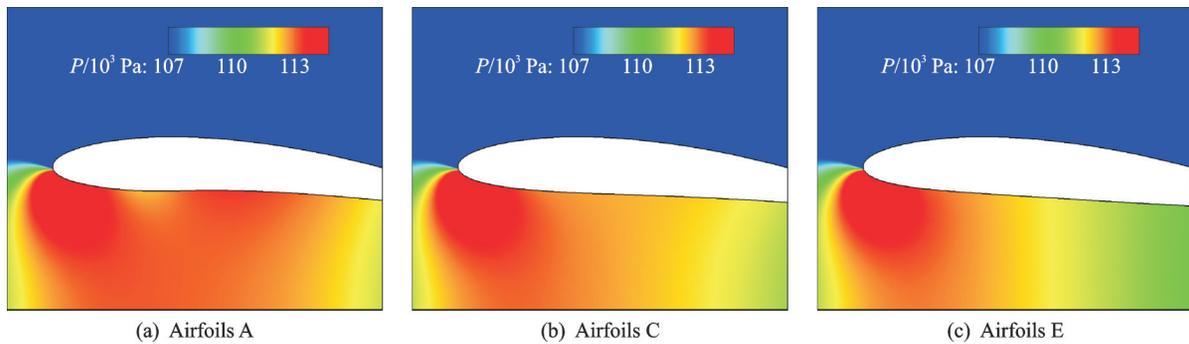


图 17 不同后缘弯度翼型下翼面压力分布

Fig.17 Lower surface pressure distribution in flow field of the airfoils with different trailing edge curvatures

2.3 飞行高度影响

机翼尾缘距离地面的高度为地效飞行器的飞行高度。选取飞行高度为 0.1c、0.2c、0.3c、0.5c、1c,对 NACA4512 翼型在不同飞行高度下的气动特性进行数值计算。

从图 18 可以看出,随着机翼飞行高度的降低,翼型上下翼面压力系数同时增大。上翼面负压减小造成升力损失,下翼面正压增加使升力增大。同

时,下翼面高压产生的升力大于上翼面升力损失。

如图 19 为翼型在不同飞行高度下滞止流线分布,可以看出随着飞行高度的降低,翼型滞止流线趋于与地面边界平行,流入上翼面的气流流量减少是上翼面压力增大的主要原因。由尾流滞止流线可以看出,在地面效应的情况下翼型尾流的下洗角减小,有利于增大机翼的升力。图 20 显示了翼型前缘滞止点位置随飞行高度的变化。随着飞行高

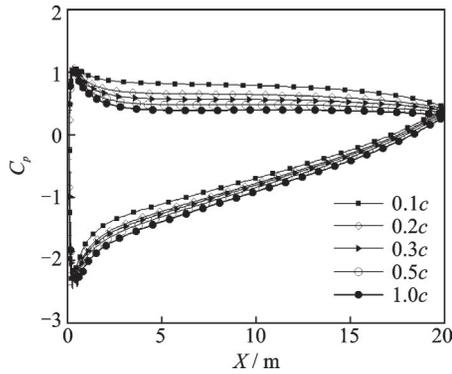


图18 不同飞行高度翼型压力系数分布

Fig.18 Pressure coefficient distribution of the airfoil at various flying heights

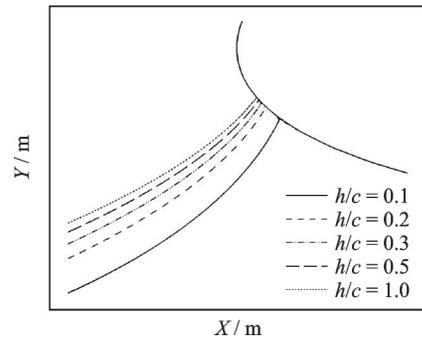


图20 不同飞行高度下翼型前缘滞止点位置

Fig.20 Stagnation point positions of the airfoil at various flying heights

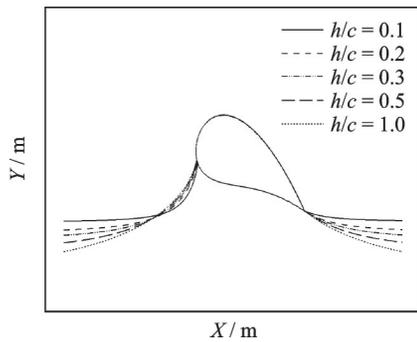


图19 不同飞行高度下翼型滞止流线

Fig.19 Stagnation streamlines of the airfoil at various flying heights

度的降低翼型前缘滞止点向下翼面移动,使翼型阻力面减小。

如图21,随着飞行高度的降低,地面边界抑制了下翼面气流向下膨胀扩散,使前缘滞止点产生的高压气体得以保持,在下翼面形成高压气垫使机翼升力增加。图22显示了翼型升阻力系数随飞行高度的变化趋势,随飞行高度的降低,翼型升力系数和升阻比均呈非线性增加。在Ma=0.5来流工况下,6°迎角的NACA4512翼型离地面间隙越小,受到的地面的增升效应越强,气动效率越高。当飞行高度为0.2c时,地面效应使机翼升阻比增加20%左右。

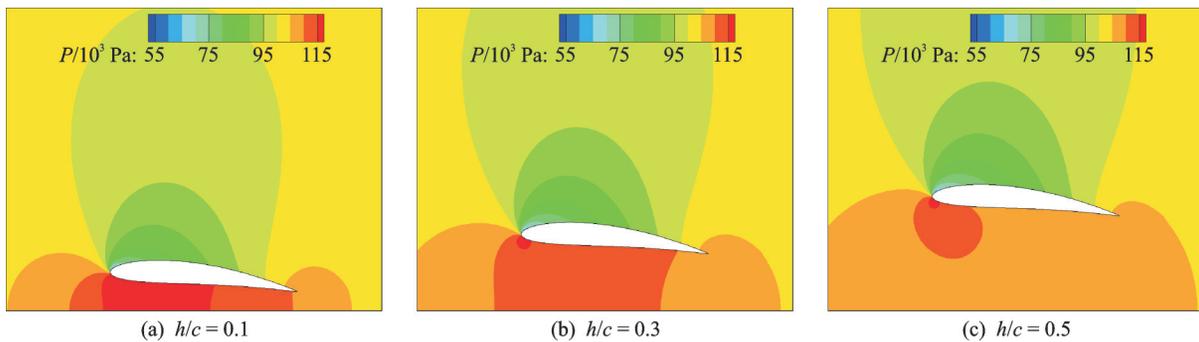


图21 不同飞行高度翼型流场压力分布

Fig.21 Pressure distribution in flow field of the airfoil at various flying heights

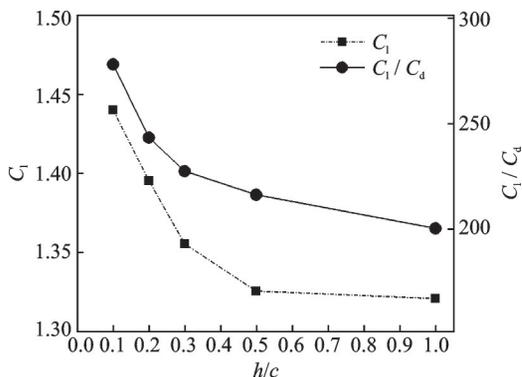


图22 不同飞行高度翼型升力系数与升阻比变化曲线

Fig.22 Lift coefficient and lift-drag ratio curves of the airfoil at various flying heights

3 结 论

本文研究了3种翼型在不同来流马赫数地面效应下的气动特性,对来流马赫数为0.5的工况下,翼型几何参数和飞行高度对机翼气动特性的影响进行了分析,得出结论如下:

(1)不同翼型在地面效应影响下其气动特性变化规律不同,3种翼型比较中可以看到NACA4412相对更优,因此存在为高速地效飞行器进行翼型重新设计的工程意义。

(2)翼型的弯度增加使其上下翼面压差增加,在高速地面效应的条件下,适当增加翼型弯度可以

改善翼型的气动性能。在来流速度为 $Ma=0.5$ 的情况下,弯度较小的翼型,其前缘气流速度更容易超过声速,产生激波阻力使机翼升阻比降低。下翼面后缘弯度大的翼型相较于平坦的翼型,下翼面后缘压力明显增加,具有更大的升力系数和低头力矩。

(3)随着飞行高度的减小,翼型滞止流线趋于与地面平行,其下翼面压力增大,上翼面吸力减小。机翼下翼面升力增量大于上翼面升力的损失,机翼升力系数和升阻比增加越来越显著。在 $0.2c$ 飞行高度的工况下,地面效应使机翼升阻比增加20%左右。

参考文献:

- [1] HSIUN C M, CHEN C K. Aerodynamic characteristics of a two-dimensional airfoil with ground effect[J]. Journal of Aircraft, 1996, 33(2): 386-392.
- [2] AHMED M R, TAKASAKI T, KOHAMA Y. Aerodynamics of a NACA4412 airfoil in ground effect [J]. AIAA Journal, 2007, 45(1): 37-47.
- [3] QU Q L, WANG W, LIU P Q, et al. Airfoil aerodynamics in ground effect for wide range of angles of attack[J]. AIAA Journal, 2015, 53(4): 1-14.
- [4] FROLOV V. Ground effect on lift of thick wing airfoil [C]//Proceedings of 2017 International Conference on Mechanical System and Control Engineering (IC-MS-C). St. Petersburg: IEEE, 2017: 319-322.
- [5] DOIG G. Transonic and supersonic ground effect aerodynamics[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2014, 69: 1-28.
- [6] PARK K, HONG C H, KIM K S, et al. Effect of endplate shape on performance and stability of wings-in-ground (WIG) craft [J]. World Academy of Science, Engineering and Technology, 2008, 2(11): 296-302.
- [7] PARK K, LEE J. Influence of endplate on aerodynamic characteristics of low-aspect-ratio wing in ground effect [J]. Journal of Mechanical Science and Technology, 2008, 22(12): 2578-2589.
- [8] HE Y L, QU Q L, AGARWAL R K. Shape optimization of an airfoil in ground effect for application to WIG craft [J]. Journal of Aerodynamics, 2014, 2014: 1-11.
- [9] WILCOX D C. Turbulence modeling for CFD [M]. La Canada, CA: DCW Industries, 1998.
- [10] MENTER F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications [J]. AIAA Journal, 1994, 32(8): 1598-1605.
- [11] 谷润平, 宋国萍, 刘薇. 高雷诺数下二维翼型绕流气动特性数值分析 [J]. 科学技术与工程, 2014, 14(21): 162-166.
GU Runping, SONG Guoping, LIU Wei. Numerical analysis on aerodynamic characteristics of the flows with high reynolds number around two-dimensional airfoil [J]. Science Technology and Engineering, 2014, 14(21): 162-166.
- [12] 叶永林. 地效翼船总体性能设计技术 [J]. 船舶力学, 2002, 6(5): 95-103.
YE Yonglin. Conceptual design of WIG craft [J]. Journal of Ship Mechanics, 2002, 6(5): 95-103.

(编辑:陈珺)