

文章编号:1000-8055(2011)04-0890-07

多段翼型地面效应数值模拟与分析

秦绪国, 刘沛清, 屈秋林, 张 凯

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 通过数值模拟方法研究多段翼型的地面效应, 采用有限体积法求解质量加权平均 Navier-Stokes(N-S)方程, 湍流模型采用 Spalart-Allmaras (S-A)模型, 采用滑移壁面模拟地面的相对运动. 计算结果表明: 随着飞行高度的降低, 多段翼型的升力、阻力和低头力矩均减小; 升力系数的减小主要是由于地面效应引起流场改变, 下翼面压力的增加量小于上翼面吸力的减小量引起; 地面效应使翼型上表面逆压梯度增加, 后缘襟翼容易出现分离.

关 键 词: 地面效应; 多段翼型; 数值模拟; 气动性能; 逆压梯度

中图分类号: V211.4

文献标志码: A

Numerical simulation and analysis on aerodynamics of three-element airfoil in ground effect

QIN Xu-guo, LIU Pei-qing, QU Qiu-lin, ZHANG Kai

(School of Aeronautics Science and Technology,

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

Abstract: A three-element airfoil operating in ground effect was investigated numerically. The compressible Navier-Stokes equations were solved by the finite-volume method. Spalart-Allmaras (S-A) turbulence model was used. Slipping wall was used to simulate the relative movement. The effects of flight height on the aerodynamics of the multi-element airfoils were found obviously as compared with clean airfoils. The results indicate that, with the reduction in height, the lift increases for the multi-element airfoil, but decreases for the clean airfoil, while the drag and nose down moment decrease for both airfoils. The cause of the reduction of lift lies in that, the losses of suction at upper surface are more than the increases of pressure at lower surface. The separated region becomes larger with the decline of the height.

Key words: ground effect; multi-element airfoil; numerical simulation;
aerodynamics performance; adverse pressure gradient

当飞机非常接近地面飞行时,如起飞、着陆阶段,因地面的存在,迫使绕过飞机扰动的气流方向朝着平行于地面的方向改变,致使飞机的绕流场不同于无地面的情况,因此作用在飞机上的气动力也发生改变,这种现象称为地面效应^[1].

地面效应与飞机的构型相关,普通干净构型的飞机在接近地面飞行时,升力增加,阻力降低,

升阻比增大,地效飞行器就是利用了这种地面效应优点而设计的飞机,因此气动效率很高^[2]. 现代飞机起飞着陆时靠近地面飞行,通常利用增升装置以提高低速时飞机的升力,满足起飞着陆要求. 增升装置多由前缘缝翼、主翼和后缘襟翼组成,复杂的缝隙使得流动变得也非常复杂,其中包括边界层转捩、流动分离、尾迹流动的互相干扰等^[3].

收稿日期:2010-03-24; 修订日期:2010-06-10

基金项目:国家重点基础研究发展计划(2009CB72400101);“凡舟”青年科研基金(20090504)

作者简介:秦绪国(1982—),男,山东青岛人,博士生,主要研究方向为大型客机增升装置设计与数值模拟研究.

地面的存在,使得增升装置流场更加复杂,地面效应对气动力的影响规律也表现出与干净构型飞机不同的变化趋势^[4],Gratzer,Steinbach 等也发现多段翼型在地面效应的作用下表现出与单段翼型不同的规律^[5-6],研究结果说明多段翼型不适用于地效飞行器机翼设计构型.增升装置设计对现代民用客机的安全性和经济性有很大的影响,因此研究多段翼型的地面效应是非常必要的.

数值模拟是研究地面效应空气动力学的一种常用方法.Steinbach^[6]等人采用无黏与有黏相结合的方法计算翼型的地面效应;Kim^[7]等人求解 Navier-Stokes(N-S)方程研究不同翼型近地面的气动性能.随着计算流体动力学(CFD)的发展,数值模拟已经开始应用到多段翼型的气动力计算,并已经有大量的关于适用于多段翼型计算的湍流模型的研究,Rumsey 等^[8]对近年来多段翼型的数值模拟研究进行了总结,发现早期的代数模型、标准 $k-\epsilon$ 模型等并不适用于计算多段翼型,上世纪 80 年代发展起来的 Spalart-Allmaras (S-A) 一方

程模型^[9]等多段翼型的计算比较准确.目前,很多研究都是单独针对多段翼型气动特性的研究,或是针对单段翼型地面效应的研究,也有针对用于赛车的反转两段翼的地面效应研究,如 Melvin 等^[10]和 ZHANG 等^[11]对反转两段翼型进行的数值模拟和实验研究,但对应用于飞机起飞着陆的多段翼型的研究很少.国内对地面效应的研究仅限于关于地效飞行器的地面效应,鲜有增升装置地面效应的研究.地面效应直接影响飞机的起降性能,而且对飞机起降时的操纵性能也有很大影响,是升降舵或全动平尾设计时必须考虑的因素,大飞机设计必须要考虑地面效应的影响.因此,有必要开展高升力构型的地面效应研究,为现代大型民机增升装置设计提供参考.

本文利用数值模拟的方法,从二维翼型出发,研究多段翼型地面效应气动特性的变化规律与形成的机理.

1 物理模型与计算方法

本文选取三段翼型 30P30N 进行研究,坐标选取如图 1 所示,来流方向平行于地面,偏转翼型相应迎角,偏转后翼型后缘最低点到地面的距离 h 为翼型距离地面的高度.坐标原点取在干净翼型 $1/4$ 弦长处,计算外区域选取为 50 倍弦长.30P30N 翼型的缝隙参数见表 1.计算马赫数 $Ma_\infty=0.2$,雷诺数 $Re_\infty=V_\infty c/\nu=9\times 10^6$ (基于干

净翼型弦长 0.559 m),飞行迎角 $\alpha=6^\circ, 12^\circ, 18^\circ$.

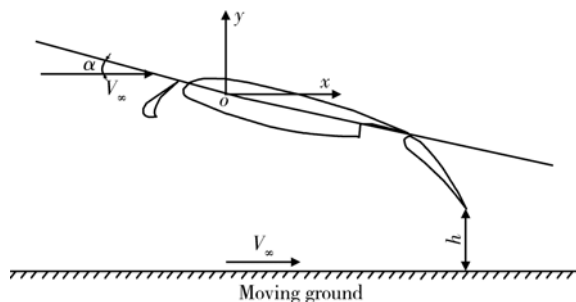


图1 30P30N 翼型地面效应示意图

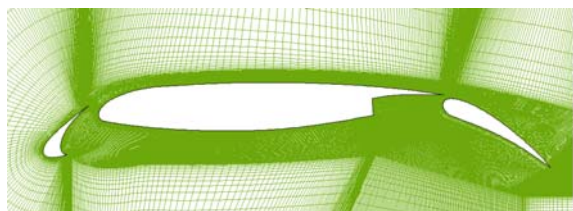
Fig. 1 30P30N in ground effect sketch

表1 30P30N 翼型参数表

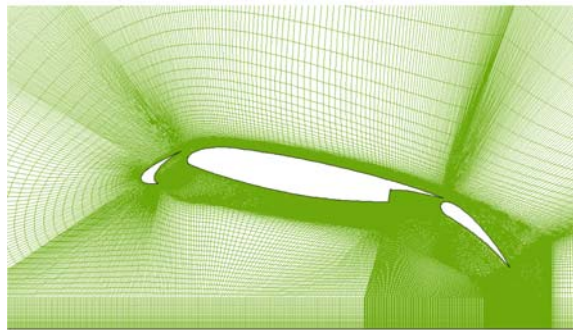
Table 1 30P30N slat and flap setting

	缝隙高度/%	重叠量/%	偏角/(°)
前缘缝翼	2.95	-2.5	30
后缘襟翼	1.27	0.25	30

利用 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 S-A 一方程湍流模型,使用有限体积法进行离散,动量、能量和 $\bar{\nu}$ 控制方程中的对流项采用二阶迎风格式离散,扩散项采用中心差分格式离散.压力和速度耦合采用 COUPLE 算法,翼型表面满足无滑移边界条件,运动地面满足如下边界条件: $(u, v) = (V_\infty, 0)$, $\partial p / \partial n = 0$, n 为地面法向方向.多段翼型结构复杂,给分区结构网格的划分都带来了很大困难,本文计算区域共划分了 28 个区,如图 2 所示,第一



(a) 翼型附近局部网格



水平地面

(b) 翼型地面上方飞行网格, $\alpha=12^\circ, h/c=0.2$

图2 计算网格分布

Fig. 2 Grid over computational zone

层网格厚度为 10^{-5} m, 保证壁面的 $y^+ < 1$, 随着距离地面高度的增加, 网格数目也相应增加, 从 19 万依次增加到 31 万。

2 结果与讨论

2.1 数值验证

由于多段翼型流场的复杂特性, 给数值模拟带来很多困难, 数值模拟多段翼型须对数值方法

进行可信度验证。本文计算结果与文献中的风洞实验结果^[12]进行对比, 以验证计算方法的可靠性。

图 3 为计算的气动力与实验值的对比。翼型总的升力系数与实验值吻合良好, 前缘缝翼、主翼和后缘襟翼单独的气动力也与实验值吻合良好, 只是在接近失速迎角时前缘缝翼计算的升力系数值偏大, 引起多段翼型总的计算结果偏大。阻力系数比实验值偏大, 低头力矩系数与实验值吻合很好。

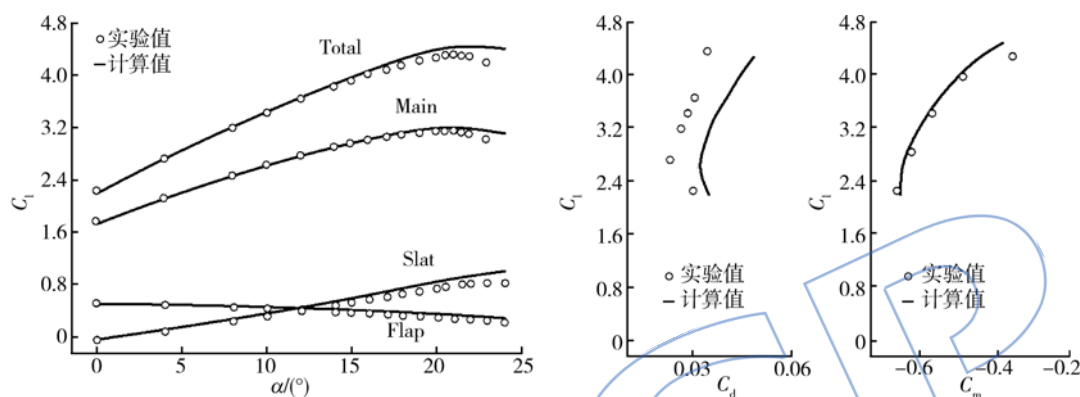


图 3 计算气动力与实验值对比

Fig. 3 Calculated aerodynamic coefficients compared with experimental data

图 4 给出了迎角 $\alpha=19^\circ$ 时的翼型表面压力系数与实验结果的对比, 从图中可以看出, 计算结果与实验结果吻合良好, 前缘缝翼和主翼的吸力峰值也模拟得比较准确。

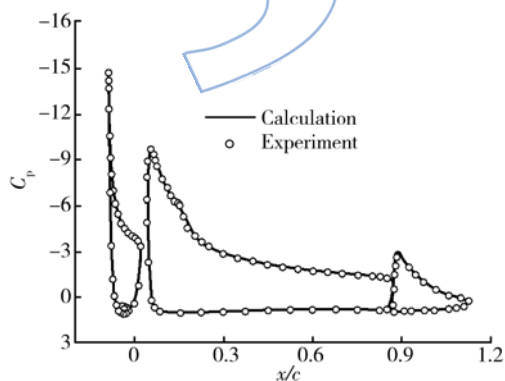


图 4 30P30N 翼型表面压力系数与实验值对比, $\alpha=19^\circ$

Fig. 4 Calculated pressure distributions compared with experimental data, $\alpha=19^\circ$

为验证空间流场计算结果的准确性, 选取图 5 中所示空间相对位置的六条线, 将空间线上相对速度 V/V_∞ 分布与实验值的对比, 图 6 给出了六条空间线上的对比结果。对于主翼上表面的三条空间线 ($x/c=0.1075$, $x/c=0.45$, $x/c=0.85$),

速度分布可以分成两部分: 下部为主翼边界层和前缘缝翼射流, 与实验值均符合得良好。上部突起为前缘缝翼尾迹, 速度分布的变化趋势也与实验值一致, 计算得到的速度损失比实验值稍大; 对于襟翼上表面的三条空间线 ($x/c=0.89817$, $x/c=1.0321$, $x/c=1.1125$), 速度分布可以分成三部分: 下部为襟翼边界层和后缘襟翼缝隙射流, 与实验值符合得良好。中间突起为主翼尾迹, 也与实验值符合得良好。上部突起为前缘缝翼边界层, 速度分布的变化趋势也与实验值一致, 计算得到的速度损失也比实验值稍大, 这种现象在很多现有的计算中也出现过^[13], 主要是由于尾迹的混合流动所产生的复杂流动现象, 和偏离物面后网格数量减少所致。

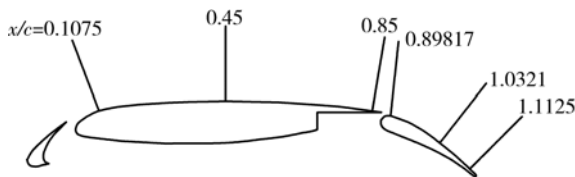


图 5 30P30N 翼型空间线速度分布位置

Fig. 5 Location of velocity profiles for 30P30N

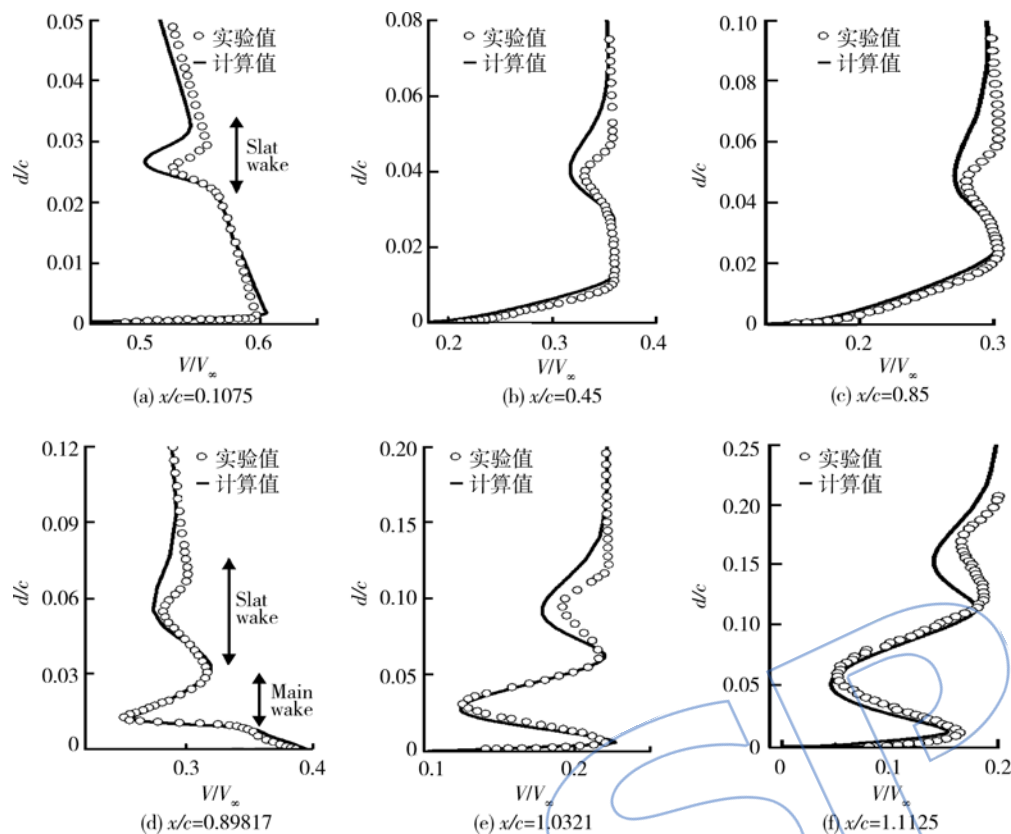


图6 空间线速度分布与实验对比

Fig. 6 Calculated velocity profiles compared with experimental data

2.2 地面效应模拟

采用上述数值方法对30P30N三段翼型近地面飞行进行数值模拟,研究地面效应对30P30N翼型气动性能和流场特性的影响规律。

2.2.1 气动

30P30N多段翼型在不同迎角下随高度变化的升力系数、阻力系数、俯仰力矩系数(参考点选为干净翼型的1/4弦长位置处)如图7所示。

从图中可以看出,随着距离地面高度的降低,升力系数、阻力系数和低头力矩系数都是减小的,且越靠近地面减小速度越快。随着迎角增大,升力、阻力和低头力矩减小量都增大,例如从 $h/c=10.0$ 到 $h/c=0.1$, $\alpha=6^\circ$,升力系数损失为27.88%, $\alpha=12^\circ$,升力系数的损失增加到32.03%, $\alpha=18^\circ$ 时,升力系数的损失达到34.06%。

2.2.2 翼型表面压力分布

图8为30P30N翼型表面压力系数分布随高度的变化。三个迎角下,随着翼型距离地面高度的降低,前缘缝翼、主翼、后缘襟翼上表面的吸力均显著减小,下表面压力均略有增加,前缘缝翼、主翼和后缘襟翼的变化规律相同。随迎角增大,上表面吸力的减小量更大,从 $h/c=10.0$ 降低到 $h/c=$

0.1,吸力系数峰值的减小量随角度的增加而增大, $\alpha=6^\circ$ 时为1.19, $\alpha=12^\circ$ 时为1.42, $\alpha=18^\circ$ 时为1.65。地面效应对缝翼、主翼和襟翼吸力峰的位置影响不明显。随着高度降低,三种迎角下缝翼、主翼和尾翼后缘处的压力系数都是增加的。因此,多段翼型与干净翼型的表面压力系数随高度的变化规律有很大不同^[14]。

2.2.3 空间流场

图9为多段翼型不同高度下的流线分布。随着高度的降低, $\alpha=6^\circ$ 和 $\alpha=12^\circ$ 襟翼后缘均由附着流动演化为分离流动, $\alpha=6^\circ$ 的分离区域更大, $\alpha=18^\circ$ 后缘始终保持附着流动。

图10为30P30N翼型上表面空间线(见图5)速度分布随高度和迎角的变化。随着迎角的增大,主翼与襟翼尾迹中心线的速度衰减更大。 $\alpha=6^\circ$ 时 $x=0.45$ 处的尾迹已经与边界层混合, $\alpha=18^\circ$ 时在 $x=0.89817$ 处开始混合。随着高度的降低,对于所有的线速度分布,速度的损耗均逐渐增大,主翼和缝翼的尾迹均变厚。

2.2.4 多段翼型地面效应的原因

上述计算结果显示,地面效应对多段翼型升力系数的影响表现出与单段翼型不同的变化规

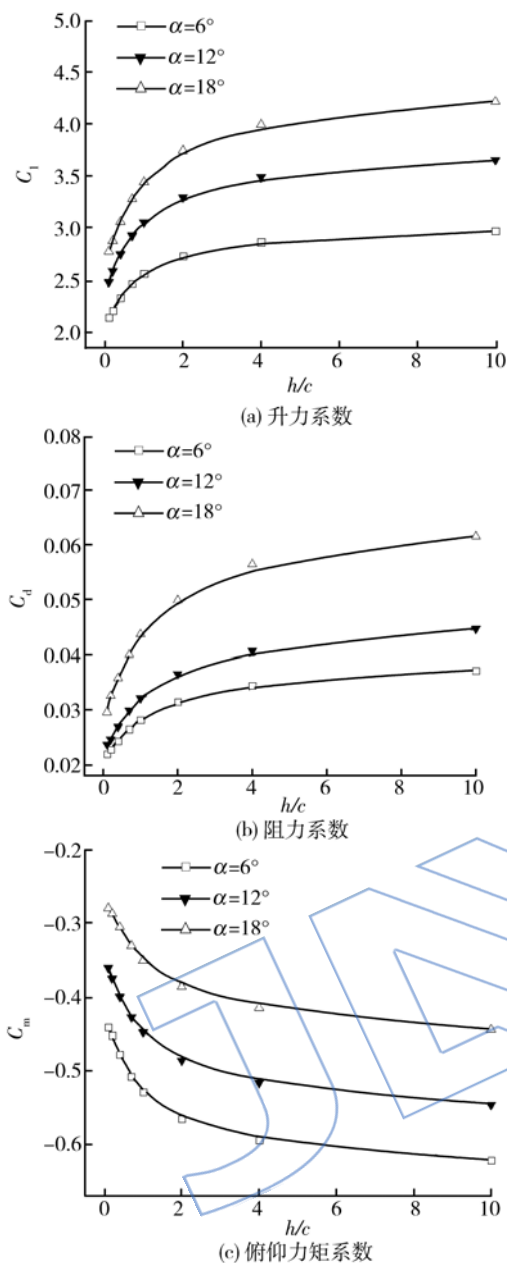


图 7 气动力随高度的变化曲线

Fig. 7 Aerodynamic coefficients versus different heights

律,随着距离地面高度的降低,升力系数是减小的.下面就来分析出现这种现象的原因.

由 Ahmed 关于单段翼型地面效应的研究^[14]可知,当单段翼型接近地面时,随着高度的降低,翼型下方由于阻塞作用,压力增加,升力系数增加.但当翼型上表面未出现分离时流动在翼型后缘处满足库塔条件,上下表面压力在后缘处相等,因此上表面将承受更大的逆压梯度,吸力减小.对于多段翼型,随着高度的降低,如图 8 所示,翼型下方由于阻塞的作用,压力也是增加的,因此主翼和襟翼的后缘汇合处压力也是增加的,所以主翼

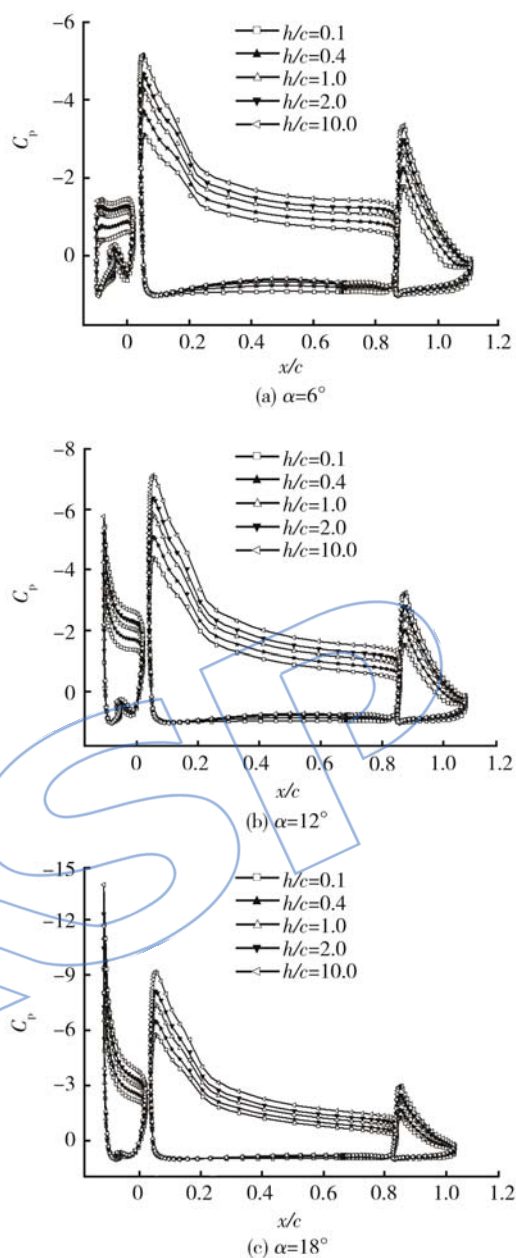


图 8 翼型表面压力系数分布随高度的变化

Fig. 8 Pressure distributions of airfoil versus different heights

和襟翼上表面的逆压梯度也增加,因此随着高度的降低吸力减小.

由 Smith 的关于多段翼型空气动力学的总结^[15]可知,后缘襟翼对主翼的主要贡献为诱导的环量效应和对主翼后缘下表面的倾卸效应.环量效应是指后缘襟翼产生的环量使主翼环量增大,但地面效应使得襟翼自身的升力系数减小,襟翼环量减小,对主翼环量的诱导作用就减小,主翼升力损失较大.倾卸效应是指襟翼使得主翼后缘下表面气流脱离后缘的速度增加,上表面气流减速是在离开物面进行的,比在物面边界层中减速更

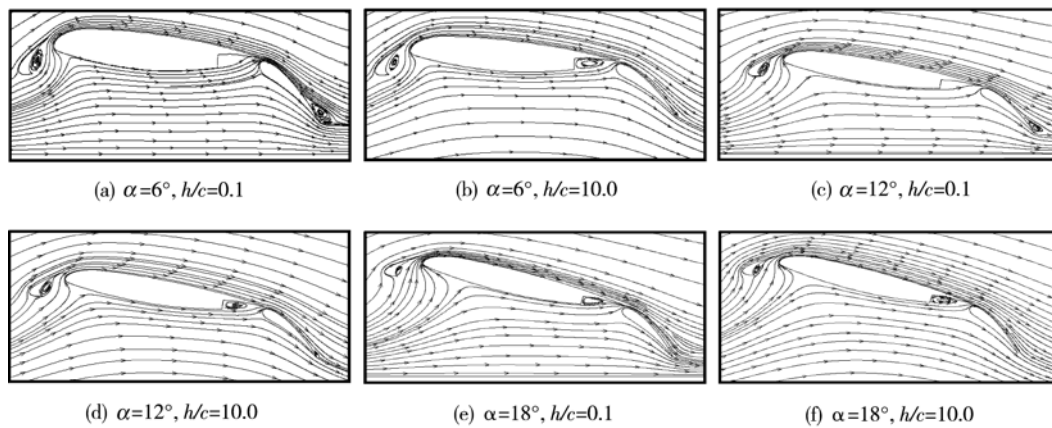


图9 30P30N翼型空间流线分布随高度的变化

Fig. 9 Streamline distributions versus different heights

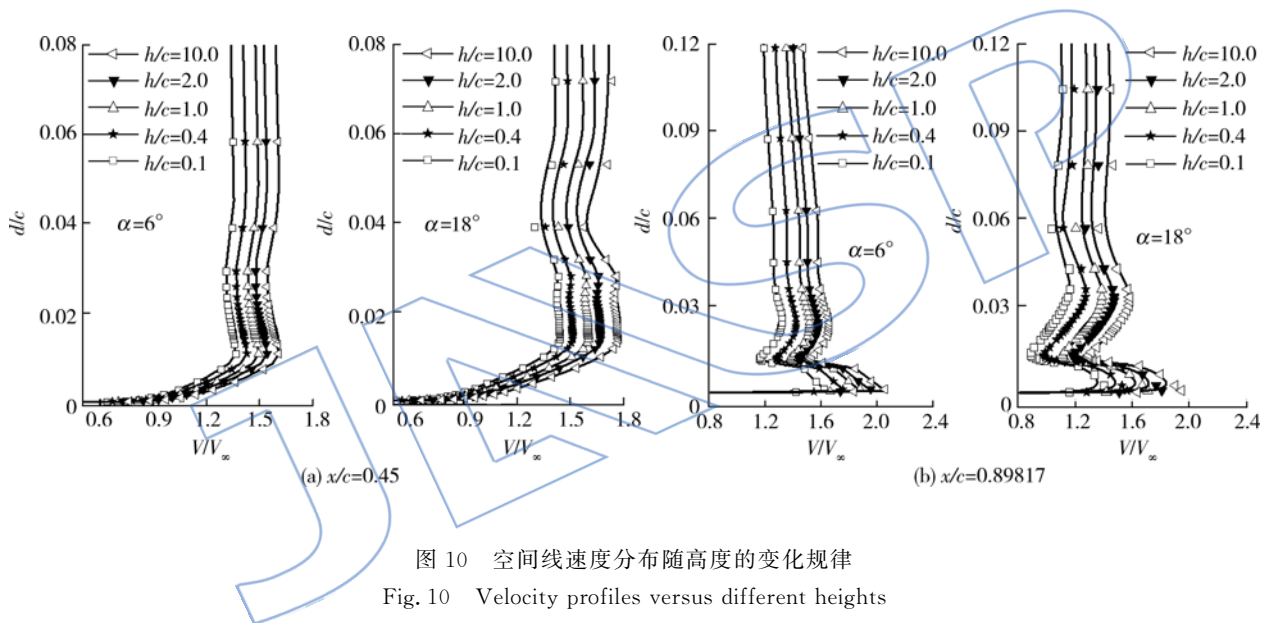


图10 空间线速度分布随高度的变化规律

Fig. 10 Velocity profiles versus different heights

有效.地面效应引起襟翼上表面逆压梯度增加,襟翼的吸力峰值损失较大,襟翼对主翼后缘的倾卸效应明显减小,因此主翼上表面逆压梯度增加,上表面吸力损失较大.

基于以上对于多段翼型地面效应的计算结果,多段翼型在靠近地面飞行时出现的升力减小的现象,能直接影响飞机的起降性能,而且对飞机起降时的操纵性能也有很大影响,是升降舵或全动平尾设计时必须考虑的因素.

3 结论

对多段翼型气动特性进行了地面效应的数值模拟研究,根据数值结果和分析,可得出以下结论:

1) 随着距离地面高度的降低,多段翼型升

力、阻力、低头力矩均减小,迎角越大,减小量越大,地面效应使多段翼型上表面吸力减小幅度大,而下翼面压力的增加量不大;

2) 随着距离地面高度的降低,襟翼升力减小,环量降低,上表面吸力峰值降低,因此襟翼对主翼的环量效应和倾卸效应减弱,使得主翼升力减小;

3) 随着距离地面高度的降低,多段翼型各段翼尾迹均变厚,各段翼型上表面逆压梯度均增加,襟翼后缘上表面分离区域增大.

对多段翼型靠近地面飞行进行数值模拟能够揭示迎角、高度对多段翼型气动性能和流场的影响规律,为大型飞机增升装置设计提供参考依据,以提高飞机的起降气动性能和操纵性能.

参考文献:

- [1] Rozhdestvensky K V. Aerodynamics of a lifting system in extreme ground effect[M]. Berlin: Springer, 2000.
- [2] Halloran M, O'Meara S. Wing in ground effect craft review [R]. Melbourne: DSTO Aeronautical and Maritime Research Laboratory, 1999.
- [3] Van Dam C P. The aerodynamic design of multi-element high-lift systems for transport airplanes[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2002, 38(2): 101-144.
- [4] Hoak D E, Finck R D. USAF stability and DAR 303[R]. A2-1 to A2-12, 1974.
- [5] Gratzner L B, Mahal A S. Ground effects in STOL operation [J]. Journal of Aircraft, 1971, 19(3): 236-242.
- [6] Steinbach D, Jacob K. Some aerodynamic aspects of wings near ground [J]. Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, 1991, 34(104): 56-70.
- [7] Kim S K, Shin Y K, Kim J H. Development and status of WISES[C]// Proc. Workshop on WIG Ship Technology. Yungang, Korea: Korea Research Institute on Ships and Ocean Engineering, 1995: 1-10.
- [8] Rumsey C L, Ying S X. Prediction of high lift: review of present CFD capability[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2002, 38(2): 145-180.
- [9] Spalart P R, Allmaras S R. A one-equation turbulence transport model for aerodynamic flows [R]. AIAA-92-0439, 1992.
- [10] Melvin A, Martinelli L. Aerodynamic shape optimization of multi-element airfoils in ground effect [R]. AIAA-2008-327, 2008.
- [11] ZHANG Xin, Zerihan J. Aerodynamics of a double-element wing in ground effect [J]. AIAA Journal, 2003, 41(6): 1007-1016.
- [12] Chin V D. Flowfield measurements about multi-element airfoil at high Reynolds numbers [R]. AIAA-93-3137, 1993.
- [13] Rumsey C L. Recent turbulence model advances applied to multi element airfoil computations [J]. Journal of Aircraft, 2001, 38(5): 904-910.
- [14] Ahmed M R. Aerodynamics of a NACA4412 airfoil in ground effect [J]. Journal of Aircraft, 2007, 45(1): 37-47.
- [15] Smith A M O. High lift aerodynamics [J]. Journal of Aircraft, 1975, 12(6): 501-530.