近距耦合鸭式布局复杂涡系的干扰机理

刘沛清 王亚平 刘 杰 屈秋林

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 在不同的迎角范围内,通过求解雷诺平均 N-S(Navier-Stokes)方程模拟了雷诺数 $Re=2.4\times10^5$ 下,鸭翼和机翼前缘后掠角均为 50°的近距耦合鸭式布局简化模型的绕流结构,并与该模型的风洞测力和水洞流动显示实验结果进行了比较和验证,分析了鸭翼涡和机翼涡在不同迎角下的演变过程. 根据鸭翼的不同作用效果,将迎角范围划分为 3 个区域,分析了各个迎角范围内的主要作用机制. 鸭翼涡与机翼涡的演变和干扰过程虽然极为复杂,但可将其概括为诱导、卷绕和破裂作用. 分析结果表明:中大迎角以后鸭翼涡都会对主翼涡产生有利影响,尤其在中大迎角下,卷绕起到了主导作用,鸭翼涡产生的增升效果也最好.

关 键 词: 近距耦合鸭式布局; 旋涡干扰; 大迎角

中图分类号: V 211.4

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2012)07-0873-04

Vortex interaction mechanism over close-coupled canard configuration

Liu Peiqing Wang Yaping Liu Jie Qu Qiulin

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Numerical investigation on the vortical structure was carried out on a simplified close-coupled canard configuration with a 50° swept delta wing and a 50° swept delta canard at various angle of attack (AOA) by solving Reynolds averaged Navier-Stokes(N-S) equations at 2.4×10^5 Reynolds number. The vortex evolution was analyzed by comparison with wind tunnel force measurement and water tunnel dye visualization. The dominant interaction mechanism was figured out in three AOA regions which were classified by the canard effect. Although the vortical flowfield are complex, the vortex interaction effect could be cataloged into three mechanism named induction, convolution and burst. The analysis indicates that the canard vortex would perform a favorable impact on the main wing vortex especially at the medium and high AOA region, where the convolution effect is dominant and the lift is enhanced most significantly.

Key words: close-coupled canard configuration; vortex interaction; high angle of attack

通常称机翼之前带有鸭翼、机翼之后无平尾的布局为鸭式布局. 若鸭翼纵向位置距机翼较近,鸭翼兼有操纵面和气动增升部件的双重功能,称其为近距耦合鸭式布局. 其鸭翼流场与机翼流场产生干扰耦合作用,延迟了主翼涡的破裂,增大了布局的升力和失速迎角,从而改善了飞机大迎角气动性能,这为现代战斗机的短距起降性能、机动性和敏捷性,尤其是大迎角和过失速机动能力提供了非常重要的有利条件,使近距耦合鸭式布局成为现代战斗机的先进布局之一. 自 20 世纪 60 年代中期文献[1]将这一布局成功地应用于 SAAB-37 飞机设计中以来,世界诸多国家在新型战斗机中均采用了这一布局. 早期基于工程角度的研究工作主要是采用风洞实验,研究布局几何参数对整体和大迎角气动特性的影响,给出合理布局的参数和设计条件.

从 20 世纪 80 年代中后期开始,随着旋涡空气动力学[2]的发展,研究集中到大迎角下的复杂

收稿日期: 2011-06-19; **网络出版时间**: 2012-06-29 20:22

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20120629.2022.013.html

基金项目: 自然科学基金资助项目(11072018); 航空基金资助项目(2006ZD51051)

作者简介: 刘沛清(1960 -),男,山西忻州人,教授,lpq@buaa.edu.cn.

涡系演变与干扰等空气动力学机理,这些成果为气动设计提供了有力的理论支撑. 不同迎角范围内,鸭式布局涡系之间干扰的机理不同[3-4]. 在小迎角下(升力保持线性)分离涡系较弱,涡系干扰表现为诱导作用. 文献[5-9]通过简化鸭式布局模型的低速风洞试验表明,在小迎角范围内鸭翼涡对机翼前缘涡的下洗作用减小了机翼的有效迎角,抑制了机翼涡的发展,造成机翼升力损失. 文献[10]通过物面油流及空间压力测量,对 60°后掠角鸭翼与 50°后掠角机翼构成的翼身组合体鸭式布局在 22°迎角下的流动特征及增升机理进行了探讨,发现鸭翼涡诱导机翼前缘较弱的分离流,使其成为集中涡,增加了涡升力. 文献[11]通过求解 N-S(Navier-Stokes)方程对一翼身组合体鸭式布局流场进行了数值模拟,发现在大迎角时鸭翼对机翼涡的破裂有延迟效应.

由于大迎角下鸭翼涡系的干扰机理的复杂性,实验测量较为困难,因此,开展数值研究,深入分析流场细节是十分重要的. 本文给出了鸭翼和机翼前缘后掠角均为 50°的近距耦合鸭式布局流场的数值研究结果.

1 计算方法简述

本文数值计算采用不可压缩流动雷诺平均 N-S 方程,即

$$\frac{\partial u_i}{\partial t}+\frac{\partial}{\partial x_j}(u_iu_j)=-\frac{1}{\rho}\frac{\partial p}{\partial x_i}+\frac{\partial}{\partial x_j}\left(\frac{1}{\rho}\mu\frac{\partial u_i}{\partial x_j}-\overline{u_i'u_j'}\right)$$

其中,u_i,u_j 为时均速度分量;p 为时均压强;ρ 为流体密度;μ 为流体动力粘性系数;u_i',u_j'为脉动速度分量.

本研究采用 SST(Shear-Stress Transport)k-ω 模型作为湍流模型. SST k-ω 模型考虑了低雷诺数和剪切流,同时加入了横向耗散导数项,在湍流粘度的定义中考虑了湍流剪切应力的输运过程,适合于有逆压梯度的流动等计算. SST k-ω 湍流模型如下:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t}+\frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i}=\frac{\partial}{\partial x_j}\left(\Gamma_k\frac{\partial k}{\partial x_j}\right)+G_k-Y_k+S_k$$

$$\frac{\partial(\rho\omega)}{\partial t}+\frac{\partial(\rho\omega u_i)}{\partial x_i}=$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j}\left(\Gamma_\omega\frac{\partial\omega}{\partial x_j}\right)+G_\omega-Y_\omega+D_\omega+S_\omega$$

其中,G_k 为湍动能产生项;G_ω 为湍流耗散率的产生项;Γ_k,Γ_ω 分别为 k 与 ε 的有效扩散系数;Y_k,Y_ω 分别为 k 与 ω 的耗散项;D_ω 为横向扩散项;S_k 与 S_ω 为源项. 有效扩散系数的表达式为

$$\Gamma_k=\mu+\frac{\mu_t}{\sigma_k}\qquad\Gamma_\omega=\mu+\frac{\mu_t}{\sigma_\omega}$$

其中 σ_k,σ_ω 分别代表 k 与 ω 的湍流普朗特数.

在网格剖分方向,考虑到在机翼前缘附近存在前缘涡、二次分离等复杂的流动现象,因此对该区域的网格进行了加密;因模型近壁面的速度梯度较大,在模型近壁面附近也进行了网格加密. 图 1 所示为计算网格划分示意图. 数值模拟使用 FLUENT 软件平台,控制方程采用有限体积法离散,对流项采用二阶迎风格式,扩散项采用中心差分格式,物面边界条件采取无滑移物面,压力与速度耦合方式采用 SIMPLEC 算法.

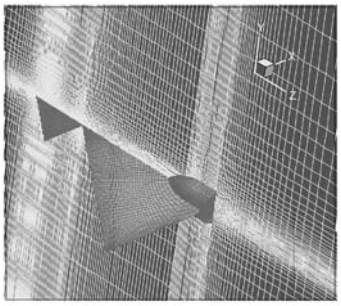


图 1 计算模型示意图

2 数值模拟与分析

2.1 计算结果与实验值的比较

数值计算选用模型为鸭翼、机翼前缘后掠角均是 50°的三角翼构成的简化近距耦合鸭式布局(以下简称为 W50C50,其中 W 代表机翼,C 代表鸭翼,数字代表后掠角度),为了方便对比,同时还进行了针对 50°后掠角的单独三角翼的数值模拟. 鸭翼与机翼共面,鸭翼后缘与机翼前尖点相接(距离为 0),边缘迎风面倒角 45°,机翼根弦长 $b_{0w}=259$ mm,机翼展长 $L_w=434$ mm,鸭翼根弦长 $b_{0c}=91$ mm,鸭翼展长 $L_c=152$ mm,模型厚度 $d=4$ mm,计算区域取机翼根弦长的 50 倍,来流速度 $V=20$ m/s. 图 2 给出鸭式布局升力系数随迎角的变化曲线,为了便于比较,在该图中也给出单独三角翼升力系数的变化曲线. 显然,鸭翼同时增大三角翼的失速迎角和最大升力系数. 在所研究的迎角范围,按照流动特征与气动力的变化可分三种情况:小迎角范围($\alpha\leqslant18°$);中大迎角范围($18°<\alpha<28°$)和失速迎角以后的范围($\alpha\geqslant28°$). 在小迎角范围内,布局升力系数保持线性,鸭翼的增升效果也并不显著;而在中大迎角和失速后的迎角,布局的升力系数得到显著的提高. 下面将分别讨论近距耦合鸭式布局在这 3 个迎角范围内的涡系干扰机理.

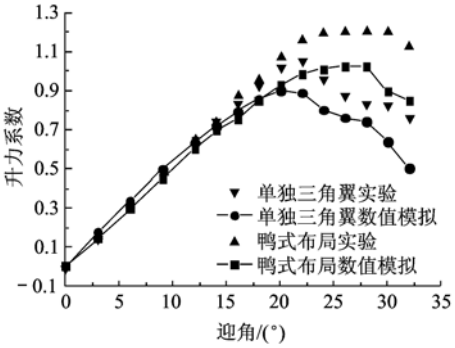


图 2　单独三角翼和鸭式布局的升力系数

2.2　小迎角下鸭翼涡与机翼涡之间的诱导机理

现选用迎角 12°的鸭式布局绕流流场进行分析. 图 3 给出迎角 12°时 W50C50 鸭式布局模型的空间流线分布,计算结果的云图使用当地速度与来流速度的比值 V/V_∞ 来渲染,数值模拟结果和流动显示结果定性上是相当吻合的,在此迎角下鸭翼涡与机翼涡彼此独立.

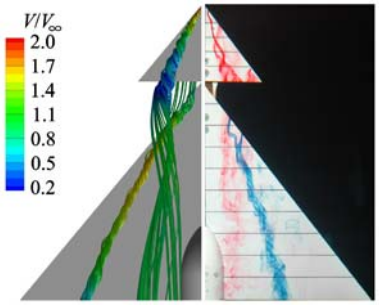


图 3　鸭式布局 12°迎角空间流线分布

图 4 为机翼 10%、20% 和 70% 根弦位置左半弦截面的流动形态和涡结构,可以看出鸭翼涡始终独立于机翼涡. 可见,在 10% 根弦长位置,鸭翼涡处于机翼涡的外侧,鸭翼涡对机翼涡存在一个较强的下洗作用,减小了该位置机翼前缘的有效迎角,抑制了机翼翼尖区前缘涡的形成. 而在靠近下游的 70% 根弦长位置,鸭翼涡位于机翼涡的内侧上方区,鸭翼涡对机翼涡产生上洗作用,增大该区域的有效迎角,因此增强了机翼涡的发展. 从图 5 所示的机翼背风面压强系数 C_p 分布云图可见,处于鸭翼涡上洗区的机翼压强负值明显高于无鸭翼的情况(起增升作用),相反处于鸭翼涡下洗区的机翼压强负值明显低于无鸭翼的情况(处于减升作用).

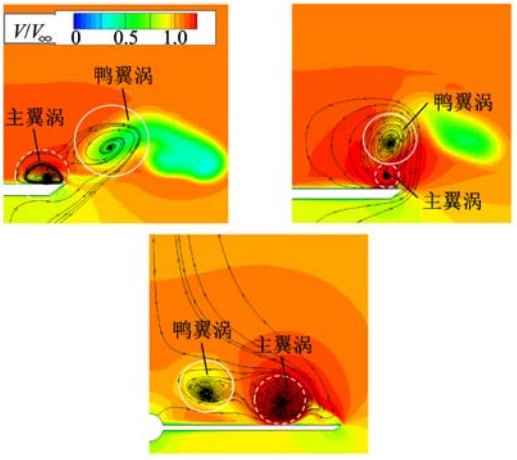


图 4　鸭式布局 12°迎角不同根弦位置左半弦的截面流态

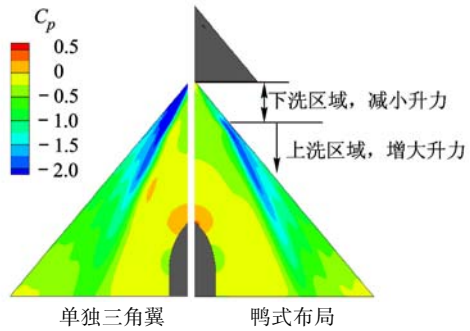


图 5　12°迎角背风面压强系数

2.3　中大迎角下鸭翼涡与机翼涡间的卷绕机理

图 6 为迎角 22°时 W50C50 鸭式布局模型的空间流线分布,计算结果的云图使用当地速度与来流速度的比值 V/V_∞ 来渲染. 图 7 为机翼 10%、30%、50% 和 70% 根弦位置左半弦的流动结构. 结合图 6 和图 7 不难发现,在主翼 10% 根弦长的位置上,鸭翼涡独立于主翼涡,对主翼涡产生下洗作用;而在 30% 根弦长的位置上,主翼涡和鸭翼涡开始了卷绕,二者的流线形成了一个极限环;直到 50% 根弦长的位置上,鸭翼涡与主翼涡的流线完全融合,此时的旋涡已呈现了不稳定的螺旋点,但涡轴处速度仍然较高,到 70% 根弦长的位置上,融合后的旋涡呈现了尾流型的速度分布,涡核处的低速区域表明旋涡已经完全破裂.

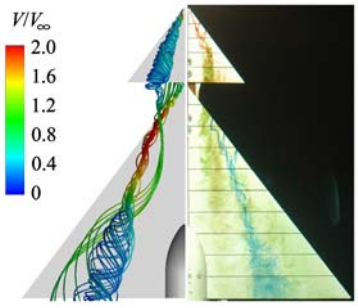


图 6　鸭式布局 22°迎角空间流线分布

根据上述分析,在此迎角范围内,鸭翼涡与机翼涡的相互干扰机理较为复杂,在机翼上游为诱导区,在机翼中下段区,鸭翼涡被机翼涡卷并,出现涡系的卷绕区,在机翼的尾缘区将出现涡的破裂区. 旋涡的卷并明显提高了机翼上翼面的负压强值(如图 8 所示的机翼背风面压强分布云图),

这就提高了机翼的升力. 但是融合后旋涡破裂又会使得背风面吸力减小,造成升力损失.

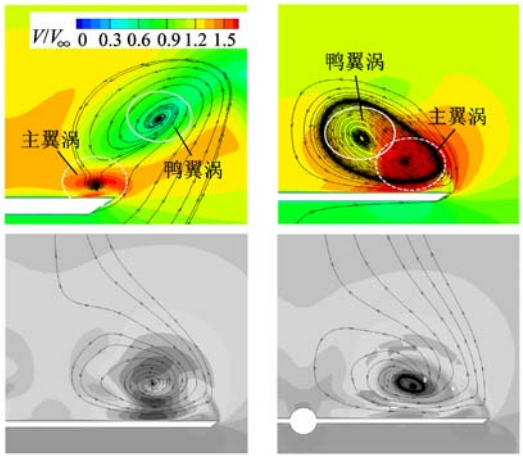


图7 不同根弦位置左半弦的截面流态

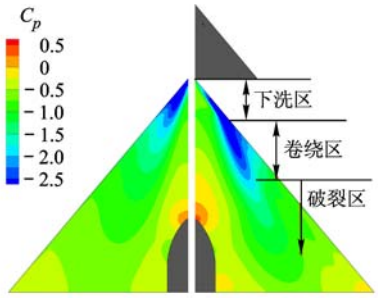


图8 22°迎角背风面压强系数

2.4 失速迎角后鸭翼涡、机翼涡的卷绕破裂机理

随着迎角增大,机翼涡发生破裂的位置逐渐向上游方向移动,机翼上表面出现旋涡破裂的区域也逐渐变大,失速迎角后布局的升力不再增大. 但是,鸭翼的存在仍在一定程度上改善了主翼的流场,如图9所示为32°迎角下的数值模拟单独三角翼和鸭式布局的空间流线对比,显然单独三角翼的背风面呈现了较强的回流, 而鸭式布局虽然前缘涡已经完全破裂,但是仍然保持一个气泡涡的形态,尚未有强的回流. 图10为20%根弦长的截面速度 V/V_∞ 分布,虽然鸭式布局的前缘涡涡轴处也出现了回流,这表明旋涡已经破裂,但是并未出现类似于单独三角翼背风面的大范围回流.

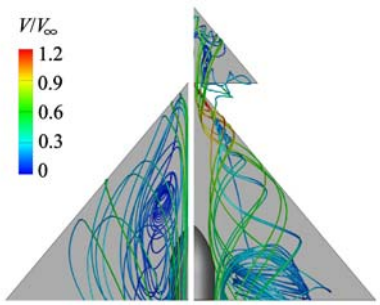


图9 32°迎角空间流线对比

概括而言,在失速迎角后,鸭翼涡与机翼涡之间的干扰机理以涡系卷绕和破裂作用为主,在机翼上翼面大部分区域出现卷并涡的破裂,机翼升力随迎角增大而大大减小,但是鸭翼涡仍然在一定程度上抑制了失速分离.

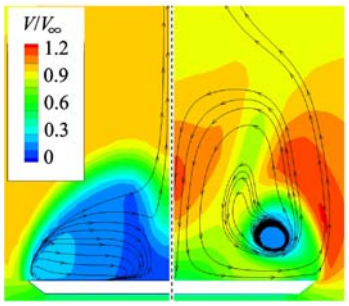


图10 32°迎角20%根弦长位置截面速度分布

3 结 论

本文详细地给出鸭翼和机翼前缘后掠角均为50°的近距耦合鸭式布局简化模型的数值模拟结果,并与风洞测压、测力和流动显示(水洞和风洞)实验结果进行详细比较和验证,深入分析了鸭翼涡和机翼涡在不同迎角下的演变过程,提出涡系的诱导、卷绕、破裂是干扰机理的核心. 对于中等后掠角的鸭式布局,具体概括如下:

1) 在小迎角范围内,鸭翼涡与机翼涡之间的干扰机理主要以涡系相互诱导作用为主,机翼涡处于鸭翼涡的上洗区,对机翼升力起正贡献;相反机翼涡处于鸭翼涡的下洗区,对机翼的升力起负贡献. 由于对升力的正负贡献相互抵消,在此迎角范围鸭翼涡对机翼涡干扰和控制作用较弱,鸭翼的存在对机翼的增升效果不明显.

2) 在中大迎角范围内,鸭翼涡与机翼涡之间的干扰机理由涡系相互诱导作用变为卷绕作用,鸭翼涡被机翼涡卷并后得到明显增强,有效地提高了机翼涡抵抗逆压梯度的能力,延迟了机翼涡的破裂,与无鸭翼的机翼相比,鸭翼涡对机翼涡的干扰和控制作用最强,鸭翼涡的作用明显提高了机翼的升力和失速迎角.

3) 在失速迎角后,鸭翼涡仍然会对主翼产生一定的有利影响,但是鸭翼涡与机翼涡之间的干扰机理以涡系卷绕和破裂作用为主,在机翼上翼面大部分区域出现卷并涡的破裂,机翼升力随迎角增大而大大减小.

(下转第881页)

参考文献（References）

[1] Lau K Y. Hypersonic boundary layer transition-application to high speed vehicle design[R]. AIAA-2007-310,2007

[2] Papp J L,Dash S M. Hypersonic transitional modeling for scramjet and missile applications[R]. AIAA-2002-0155,2002

[3] Morkovin M V. Transition at hypersonic speeds[R]. NASA-CR-178315,1987

[4] Wilcox D C. Turbulence modeling for CFD[M]. 2nd ed. California:DCW Inc,2000:174 – 179

[5] Warren E S,Hassan H A. Transition closure model for predicting transition onset[J]. Journal of Aircraft,1998,35(5):769 – 775

[6] Xiao X,Edwards J R,Hassan H A. Transitional flow over an elliptic cone at Mach 8[R]. AIAA-2001-0276,2001

[7] McDaniel R D,Nance R P,Hassan H A. Transition onset prediction for high speed flow[R]. AIAA-99-3792,1999

[8] Papp J L,Dash S M. Rapid engineering approach to modeling hypersonic laminar to turbulent transitional flows[J]. Journal of Spacecraft and Rockets,2005,42(3):467 – 475

[9] Papp J L,Kenzakowski D C,Dash S M. Extensions of a rapid engineering approach to modeling hypersonic laminar to turbulent transitional flows[R]. AIAA-2005-0892,2005

[10] Papp J L,Dash S M. A rapid engineering approach to modeling hypersonic laminar to turbulent transitional flows for 2D and 3D geometries[R]. AIAA-2008-2600,2008

[11] Schneider S P. Effects of high-speed tunnel noise on laminar-turbulent transition[J]. Journal of Spacecraft and Rockets,2001,38:323 – 333

[12] Song B,Lee C H. A favré averaged transition prediction model for hypersonic flows[J]. Science China,Technological Sciences,2010,53(8): 2049 – 2056

[13] 宋博,李椿萱. 其于 Favré 平均的高超声速可压缩转捩预测模型[J]. 中国科学:技术科学,2010,40(8):879 – 885
Song B,Lee C H. A Favré averaged transition prediction model for hypersonic flows[J]. Science China: Technological Sciences,2010,40(8):879 – 885(in Chinese)

[14] 宋博,李椿萱. 基于非湍流脉动动能方程的高超声速转捩预测[J]. 北京航空航天大学学报,2010,33(10):1162 – 1165
Song Bo,Lee Chunhian. A transition prediction model for hypersonic flows based on laminar fluctuation energy transport equation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2010,33(10):1162 – 1165(in Chinese)

[15] Horvath T J,Berry S A,Hollis B R,et al. Boundary layer transition on slender cones in conventional and low disturbance Mach 6 wind tunnels[R]. AIAA-2002-2743,2002

(编　辑:文丽芳)

(上接第 876 页)

参考文献（References）

[1] Behrbohm H. Basic low speed aerodynamic of short-coupled canard configuration of small aspect ratio[R]. SAAB TN-60,1965

[2] Green S I. Fluid vortices[M]. London:Kluwer Academic Publishers,1995

[3] 马宝峰,邓学蓥,刘沛清. 近距耦合鸭式布局气动研究进展[J]. 空气动力学学报,2003,21(3):320 – 329
Ma Baofeng,Deng Xueying,Liu Peiqing. Research advances on a close-coupled canard wing configuration[J]. Acta Aerodynamica Sinica,2003,21(3):320 – 329(in Chinese)

[4] Gloss B. Effect of canard location and size on canard-wing interference and aerodynamic center shift related to maneuvering aircraft at transonic speeds[R]. NASA TN-D-7505,1974

[5] Hummel D,Oelker H C. Low-speed characteristics for the wing-canard configuration of the international vortex flow experiment[J]. Journal of Aircraft,1994,31(4):868 – 878

[6] Liu P Q,Wen R Y,Zhang G W. Effects of canard sweep and canard-spanwise blowing magnitude on lift increment[J]. Journal of Aircraft,2006,43(5):1369 – 1371

[7] Liu P Q,Wen R Y,Zhang G W,et al. Experimental study of canard-spanwise pulsed blowing on a canard configuration [J]. Journal of Aircraft,2008,45(5):1816 – 1820

[8] Ma B F,Liu P Q,Yuan W. Effects of wing and canard sweep on lift-enhancement of canard-configurations[J]. Journal of Aircraft,2004,41(6):1521 – 1523

[9] 温瑞英. 近耦合鸭式布局鸭翼展向吹气间接涡控技术实验研究[D]. 北京:北京航空航天大学航空科学与工程学院,2008
Wen Ruiying. Experimental study on vortex-control technology of canard-spanwise blowing of close-coupled canard wing configurations[D]. Beijing:School of Aeronautic Science and Engineering,Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2008(in Chinese)

[10] Howard R M,O'Leary J F. Flowfield study of a closed-coupled canard configuration[J]. Journal of Aircraft,1994,31(4):908 – 914

[11] Tuncer I H,Platzer M F. Computational study of subsonic flow over a delta canard-wing-body configuration[J]. Journal of Aircraft,1998,35(4):554 – 560

[12] Strangfeld C,Nayeri C N,Paschereit C O. Parametric investigations of the leading edge vortex on a delta wing[J]. 2011(6):1 – 12

[13] Hoseini A A,Masdari M. Reducing wind tunnel data for flowfield study over the wing-canard configuration using neural network[R]. AIAA-2004-0727,2004

[14] Sheng C,Wang X. Unsteady Navier-Stokes simulations of a canard-controlled missile configuration[R]. AIAA-2008-7324,2008

(编　辑:李　晶)