

鸭式布局战斗机非常规机动的流场机理数值分析

胡铃心 昂海松 肖天航

(南京航空航天大学航空宇航学院, 南京, 210016)

摘要:以先进战斗机的非常规机动为对象,发展了一种适用于大幅度运动变化的非结构嵌套网格生成方法,建立了一整套非定常流场 N-S 方程数值求解方法。在对三角翼动态气动特性计算验证的基础上,模拟了飞机过失速机动条件下飞行姿态和来流速度的变化特征,对鸭式布局战斗机“眼镜蛇机动”的非定常涡结构、非定常气动力效应和气动特性进行了数值研究,揭示了鸭式布局战斗机“眼镜蛇机动”的非定常流场机理。

关键词:嵌套网格;非常规机动;非定常流场;鸭式布局

中图分类号:V211 **文献标志码:**A **文章编号:**1005-2615(2014)06-0874-08

Numerical Analysis on Flow-Field Around Unconventionally Maneuvering Canard Fighter

Hu Lingxin, Ang Haisong, Xiao Tianhang

(College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: An unstructured overset grid generation method is presented to study large amplitude movements of unconventional maneuver of an advanced fighter and a numerical method is developed based on the Navier-Stokes(N-S) equations for analyzing unsteady flow problems. Based on calculation and validation of the dynamic characteristics of a delta wing, flight attitude and velocity variation are simulated when the aircraft is under the condition of post-stall maneuvers. The numerical investigation of the unsteady vortex structure, the unsteady aerodynamics and the aerodynamic characteristics reveal the unsteady flow mechanism of the canard aircraft through Cobra maneuver.

Key words: overset grids; unconventional maneuver; unsteady flow; canard layout

随着现代空战环境的改变,在提高常规机动能力的同时,战斗机非常规机动能力的提升也受到更多关注。非常规机动是指战斗机在超过失速迎角的飞行中,飞行员仍能有效控制的机动。通过实现飞行轨迹与机头指向的解耦,非常规机动大大提高了战斗机机头指向目标的速度,可以显著地改善战斗机的近距离格斗能力和瞬时机动能力,并能有效扩展其飞行包线。近年来,国外航空先进国家十分重视非常规机动的研究和应用。非常规机动技术的研究也面临着很多难题。例如,在实施非常规机动过程中,战斗机的状态参数会经历迅速的变化。伴

随着附面层分离、旋涡的形成和破裂、非对称涡的形成,作用于战斗机上的气动力和力矩随状态参数剧烈变化,出现了很强的非定常和非线性特性^[1]。

针对非常规机动过程中的非定常气动力特性研究^[2-6],国外已进行多年,但目前仍有许多问题亟待解决。其中一个主要的问题是在战斗机进行非常规机动中,伴随着飞行姿态的变化,飞行速度也会发生较大变化^[7-8]。例如,在“眼镜蛇机动”飞行过程中,速度的减小值可达 185 km/h。因此,在研究非常规机动的动态气动特性时,同时考虑战斗机飞行姿态和速度的变化是十分有意义的。在常规

基金项目:江苏高校优势学科建设工程基金资助项目。

收稿日期:2014-01-27;修订日期:2014-06-15

通信作者:昂海松,男,教授,博士生导师,E-mail:ahs@nuaa.edu.cn。

的风洞和数值研究方法中,来流速度一般是恒定不变的,因此难以准确获得非常规机动中战斗机受到的非定常气动力^[9-10]。

本文以先进战斗机的非常规机动为研究对象,设计了一种适用于大幅度运动变化、求解非定常N-S方程的非结构嵌套网格方法,来流速度和飞行姿态可以根据实际情况大范围地改变。同时,通过对时间导数进行预处理,解决了战斗机进行非常规机动时,由于局部区域低速流动导致的非定常可压缩N-S方程的“刚性”问题。同时采用交替数字树方法提高嵌套网格的生成效率,使得对非定常来流下战斗机涡破碎特性研究和非定常气动特性的研究成为可能。在此基础上,本文采用实验室自主研发的非定常气动力计算平台,以鸭式布局战斗机进行“眼镜蛇机动”为算例,研究战斗机非常规机动的非定常涡产生机理、非定常气动力效应和气动特性。

1 非定常 N-S 方程求解方法

1.1 控制方程

流体运动都要遵循质量守恒、动量守恒和能量守恒三大守恒定律。

非定常可压流的控制方程为

$$\int_{\Omega(t)} \frac{\partial \mathbf{W}}{\partial t} dV + \oint_{\partial \Omega(t)} (\mathbf{F}(\mathbf{W}) - v_{gn} \mathbf{W}) dS = \oint_{\partial \Omega(t)} \mathbf{F}_v dS \quad (1)$$

式中: \mathbf{W} 为守恒变量, \mathbf{F}_v 和 $\mathbf{F}(\mathbf{W})$ 分别为粘性通量和对流通量, v_{gn} 为控制体边界网格运动法向速度。

计算中考虑粘性影响,采用SA(Spalart-Allmaras)湍流模型,该模型计算时在壁面附近不需要非常精细的网格,因而具有计算量小,收敛速度快的优点。

1.2 预处理和双时间步推进

飞机进行非常规机动时,在大迎角状态下,飞机的背面存在较大的低速流动区域,该区域流动的求解采用可压缩N-S方程时会面临所谓“刚性”问题。为此对控制方程的时间导数项进行预处理,并用双时间步推进求解

$$\begin{aligned} & \mathbf{\Gamma} \frac{\partial}{\partial \tau} \int_{\Omega(\tau)} \mathbf{Q} dV + \frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega(t)} \mathbf{W} dV + \\ & \oint_{\partial \Omega(\tau)} (\mathbf{F}(\mathbf{W}) - v_{gn} \mathbf{W}) dS = \oint_{\partial \Omega(t)} \mathbf{F}_v dS \quad (2) \end{aligned}$$

式中: \mathbf{Q} 为基于速度、温度和压力的原参变量, t 为物理时间, τ 为伪时间, $\mathbf{\Gamma}$ 为伪时间导数项的预处理矩阵。

1.3 LU-SGS 迭代方法

该方程在空间上采用有限体积法(二阶迎风、格心格式)进行离散,物理时间采用后向欧拉格式进行离散,并引入预处理的伪时间步在两物理时间步之间进行推进,离散后的方程采用LU-SGS迭代求解^[11]

$$\begin{aligned} & \mathbf{\Gamma}_i \Delta \mathbf{Q}_i^* = \\ & \mathbf{D}^{-1} \left[-\mathbf{RES}_i^*(\mathbf{Q}^m) - \frac{1}{2} \sum_{j,j \in L(i)} (\Delta \tilde{\mathbf{F}}_j^* - \tilde{\lambda}_{ij} \mathbf{\Gamma}_j \Delta \mathbf{Q}_j^*) S_{ij} \right] \\ & \mathbf{\Gamma}_i \Delta \mathbf{Q}_i = \\ & \mathbf{\Gamma}_i \Delta \mathbf{Q}_i^* - \mathbf{D}^{-1} \left[\frac{1}{2} \sum_{j,j \in U(i)} (\Delta \tilde{\mathbf{F}}_j - \tilde{\lambda}_{ij} \mathbf{\Gamma}_j \Delta \mathbf{Q}_j) S_{ij} \right] \quad (3) \end{aligned}$$

1.4 边界条件

流场的边界条件为

(1)远场边界:预处理改变了原有基于黎曼不变量边界条件的适用性,本文采用如下简单可行的远场边界条件^[11]

$$\begin{bmatrix} -\frac{\gamma-1}{\gamma R \rho_0} & 0 & 1 \\ 1 & A_0 & 0 \\ 1 & B_0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ \theta \\ T \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{(\gamma-1)p_r}{\gamma R \rho_0} + T_r \\ p_{in} + A_0 \theta_{in} \\ p_{\infty} + B_0 \theta_{\infty} \end{bmatrix} \quad (4)$$

(2)壁面边界:采用无滑移边界条件,壁面流体的运动速度等于壁面运动速度。

2 非结构嵌套网格生成方法

网格变形技术稳定性和效率较高,但不适于处理大幅度运动问题。本文发展了一种高效的非结构嵌套网格技术来处理飞机非常规机动问题。

首先按重叠关系分层管理,将流场分为多个重叠的子区域并分层,分别在各个子区域独立生成网格。网格层由稀到密逐层叠加并顺序编号,网格层只与层号相连的网格层存在嵌套关系。

然后将网格分为活动网格、非活动网格和边界网格,并采用物面距作为激活网格单元的依据(见图1)。为了提高搜索宿主单元算法的效率,本文采用交替数字树方法(Alternating digital tree,

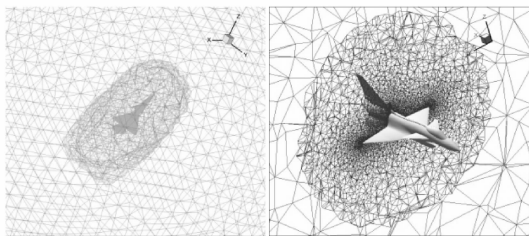


图1 嵌套网格示意图

Fig. 1 Overset grids

ADT)^[12]。ADT 只需存入与其他网格重叠的网格点编号,可以缩小搜索区域、减少内存消耗,从而提高搜索效率。

本文研究的非结构嵌套网格系统生成的思路是:在非常规机动过程中,飞机飞行空域的背景网格采用静态网格,飞机机体采用动态网格,亦即飞机动态网格固联在飞机上并随飞机一起运动。计算过程中,运动的机体网格和背景网格之间的相对位置不断改变,网格间的重叠区也在随时间不断变化,因而网格间的嵌套边界和宿主单元的搜寻在每一物理时间步都要进行(见图1)。而网格之间的流场信息交换则在每一物理时间步的内迭代中进行。

本文鸭式布局战斗机非常规机动算例中,机体网格单元数约200万个,背景网格单元数约100万个,总共网格数约300万个。在每一时间站位,流场信息交换的整个过程在INTEL四核处理器上只需1s左右的时间即可完成。

3 非定常气动特性计算方法的算例验证

为了验证求解方法计算非定常流场的准确性,本文对65°后掠角三角翼模型在特定迎角下动态流场进行计算(如图2,3所示),并与国外的实验数据进行比较^[13]。

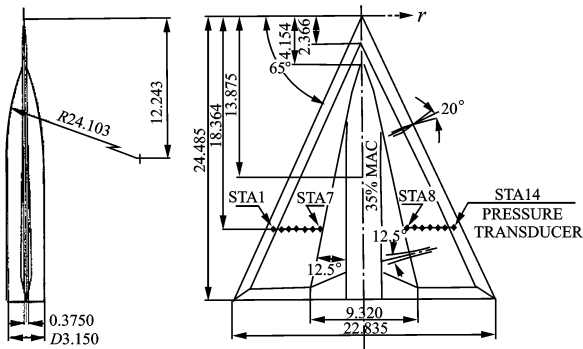


图2 65°后掠角的三角翼模型尺寸

Fig. 2 Layout of a 65° cropped delta wing model

在动态流场验证中,取模型迎角15°,设定来流马赫数 $Ma=0.3$,温度 $t=22^{\circ}\text{C}$ 。运动规律如图4所示(其中 ϕ 为滚转角)。

计算得到模型法向力系数与实验结果对比如图5所示,计算值与实验值在变化规律和变化范围上基本上一致。计算得到的滚转力矩系数与实验结果对比如图6所示,可以看出,计算结果与实验数据在变化规律和量级上十分吻合,证明了程序在

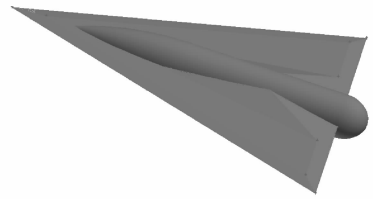


图3 三角翼模型

Fig. 3 A delta wing model

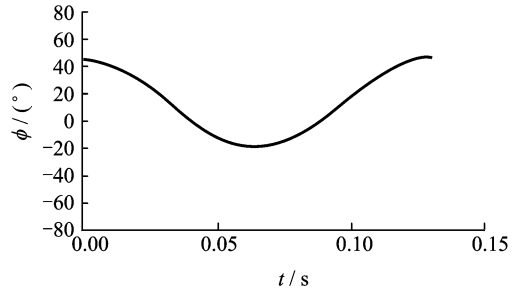


图4 运动规律

Fig. 4 Law of movement

计算非定常流场时的正确性,可应用于非定常流场问题的研究。

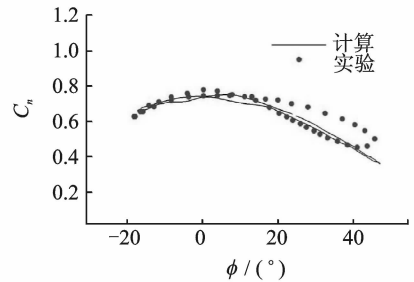


图5 法向力系数比较

Fig. 5 Comparison of normal force coefficient

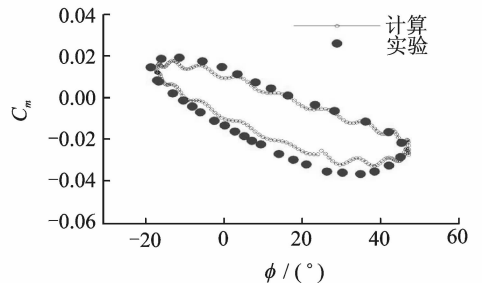


图6 滚转力矩系数比较

Fig. 6 Comparison of roll moment coefficient

4 鸭式布局战斗机非常规机动流场特性计算分析

鸭式布局战斗机具有很高的纵向机动性。本文以“眼镜蛇机动”为例对鸭式布局战斗机(图7)

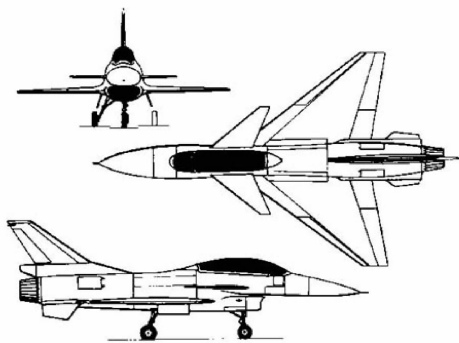


图7 鸭式布局战斗机三视图

Fig. 7 Three orthographic views of Canard configuration fighter

的非常规机动特性进行计算分析。

4.1 “眼镜蛇机动”

“眼镜蛇机动”的典型过程是这样的,如图8所示。首先,飞行员操纵飞机保持定直平飞进入机动。之后,急速拉杆到底,飞机快速抬头,迎角迅速增大并超过失速迎角,进入过失速区。随即,迎角增大到最大值(110°)并保持一段时间($0\sim 2$ s);此时推杆到底,由于气动中心后移和鸭翼的负偏转,飞机产生很大的低头力矩,自动俯仰低头,迎角减小。当迎角减小到常规小迎角区时,飞行员操纵飞机平飞,退出过失速机动。在整个机动过程中,飞机在纵向铅垂平面内运动,飞行高度基本不变。

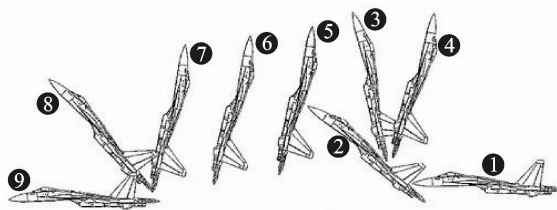


图8 “眼镜蛇机动”过程

Fig. 8 Cobra maneuver process

从图9中可以看出: $t=0$ 时飞机以定直平飞进入“眼镜蛇机动”(初始速度 120 m/s, 初始高度 2000 m, 初始迎角 7.5°)。之后 $t=0.8\sim 3.3$ s, 飞机快速俯仰抬头, 迎角迅速增大超过失速迎角, 进入过失速区; 当 $t=2.5$ s 时, 迎角达到最大值 110° , 飞行速度减小到最小值 50 m/s; 随后, 当 $t=2.5\sim 6$ s, 飞机俯仰低头, 迎角逐渐减小。当迎角小于 5° 时, 飞机改平, 飞行速度恢复到 120 m/s, 退出“眼镜蛇机动”。

计算过程中, 假定飞行速度在 120 m/s 和 50 m/s 之间呈匀速变化。即飞机抬头过程中, 速度从

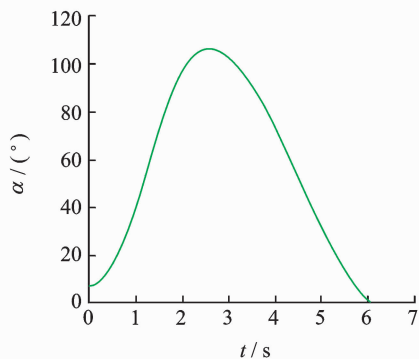


图9 “眼镜蛇机动”迎角随时间变化曲线

Fig. 9 Curves for AoA with time during Cobra maneuvering

120 m/s 匀减速到 50 m/s; 飞机低头过程中, 速度从 50 m/s 匀加速到 120 m/s。

计算高度为 2000 m, 马赫数变化范围 $0.15\sim 0.35$, 雷诺数变化范围 $1.05\times 10^7\sim 2.45\times 10^7$ 。

4.2 适用于“眼镜蛇机动”计算的嵌套网格

由于本文计算内容涉及到飞机迎角和速度的连续变化, 如果每次变化都要重新修改模型, 重新生成网格, 会大大增加工作量。另外在全机动态俯仰过程中, 边界存在很大位移。因此, 本文采用非结构嵌套网格对“眼镜蛇机动”进行计算。

利用 Gambit 软件划分网格, 生成 mesh 文件。嵌套网格分为两部分, 一部分是飞机运动区域背景网格(图10红色网格), 包括整个“眼镜蛇机动”中飞机飞行的区域, 该网格在计算时静止不动。另一部分是包围飞机的体网格(图11绿色网格), 相对于背景网格进行平移和旋转运动。本文生成的飞机体网格数量为 197 万个, 运动区域背景网格数量为 104 万个。

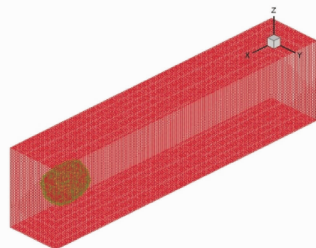


图10 飞机运动区域背景网格

Fig. 10 Background grids

4.3 “眼镜蛇机动”过程中的升阻特性

非定常计算从初始迎角的定常收敛结果开始。计算结果如图12所示, 在“眼镜蛇机动”过程中, 鸭式布局战斗机的流场表现出了很强的非定常特性。

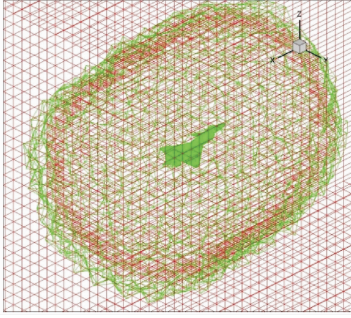


图 11 飞机体网格

Fig. 11 Overset grids of studied fighter

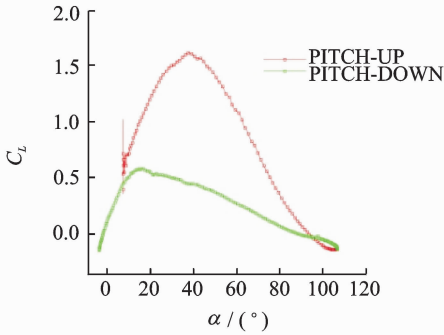
图 12 “眼镜蛇机动” C_L 随迎角变化曲线

Fig. 12 Curves for lift coefficient with time during Cobra maneuvering

气动系数的变化与定常状态有很大不同,升力系数变化形成了滞环。由于存在升力滞环,可使战斗机迅速超过失速迎角。例如,在上仰过程中,迎角一直增加到 40° 以后才开始出现失速现象。

达到最大迎角 110° 以后,飞机开始低头,迎角随之减小,飞机逐渐从失速状态中改出,迎角减小至 40° 时升力系数有了一定的恢复,由于飞机表面的气流严重分离,下俯过程中大部分气流无法及时重新附着在机翼表面。因此曲线与上仰的过程有很大差异,升力系数较小,始终低于上仰过程。

鸭式布局战斗机在“眼镜蛇机动”过程中的阻力特性也与常规布局战斗机不同。常规布局战斗机的阻力系数一般随着迎角的增大呈抛物线形式迅速单调增大。从图 13 可以看出,眼镜蛇机动的极曲线呈现一个左下部缺口的椭圆形状。随着迎角增大到一定值后,阻力系数和升力系数都迅速减小。在下俯过程中,随着迎角减小,阻力系数逐渐上升,形成一个缺口最终到达原始启动点。

4.4 “眼镜蛇机动”过程中的压力分布和流线特征

鸭式布局战斗机“眼镜蛇机动”过程中的压力分布和流线特征如图 14~17 所示。

当迎角为 20° 时,鸭式布局战斗机表面的压力

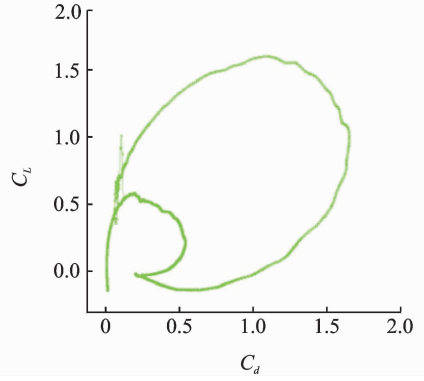
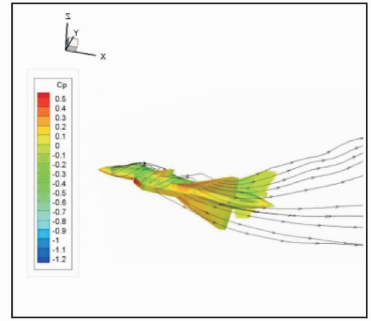
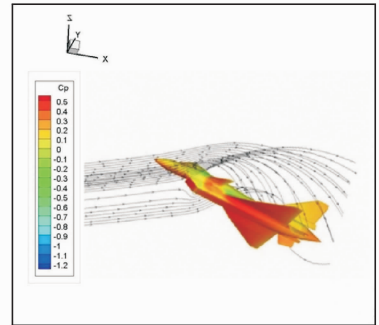


图 13 “眼镜蛇机动”极曲线

Fig. 13 Polar curve during Cobra maneuvering

图 14 $\alpha=20^\circ$ 时压力分布和流线Fig. 14 Pressure distribution and streamline at a angle of 20° 图 15 $\alpha=40^\circ$ 压力分布和流线Fig. 15 Pressure distribution and streamline at a angle of 40°

分布与常规战斗机类似,上表面大部分为负压强,前缘负压较为明显。

当迎角达到 40° 时,飞机下表面的压力分布为正,且正压强值较大,可见此时有较大的升力。从流线情况上看,上表面有较大的流线拱起,这时鸭翼和机翼前缘已产生较强的脱体涡。

当迎角增大到 90° 时,飞机下表面的压力分布为正,其正压强值仍然较大。从流线上看,鸭翼和机翼的上表面气流已经分离,但上表面的压强仍然

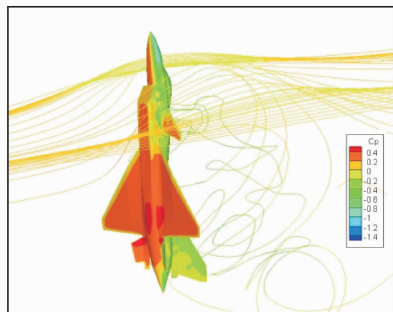


图 16 $\alpha=90^\circ$ 压力分布和流线

Fig. 16 Pressure distribution and streamline at a angle of 90°

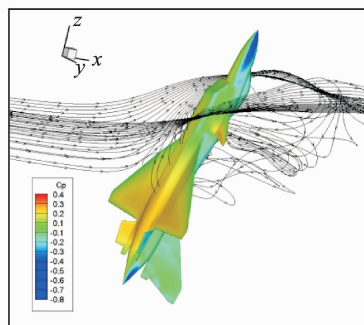


图 17 $\alpha=110^\circ$ 压力分布和流线

Fig. 17 Pressure distribution and streamline at a angle of 110°

较小,飞机的“升力”与来流方向平行,已成为“阻力”,使飞机获得很大的减速。从流线上看,上部分来流通过飞机,大部分继续流向后,一部分流绕机翼后部的分离区向下流出(见图 16)。

当迎角继续增大到最大值 110° 时,飞机下表面的压力分布虽然为正,但压强值已明显减小,上表面压强也有所减小,飞机前进方向的阻力仍较大。从流线上看,鸭翼和机翼上表面的分离区域明显增大(见图 17)。

4.5 “眼镜蛇机动”过程中的典型涡结构

鸭式布局战斗机在有一定迎角的亚声速飞行中,气流会绕过机翼前缘在上表面加速流动产生负压,从而形成前缘吸力,它能起到一定的减阻作用。而当迎角增大到一定程度时,会出现前缘脱体涡,导致前缘吸力的损失,增加诱导阻力。另一方面,在大迎角状态下,鸭式布局战斗机的鸭翼脱体涡与机翼之间会形成有利干扰,为机翼的附面层补充能量,推迟失速的出现,从而提高大迎角的机动性(见图 18);同时,鸭翼脱体涡的有利干扰还具有增大机翼上表面吸力,进而提高升力的作用(见图 19)。

图 20 表明“眼镜蛇机动”上仰过程涡的发展变

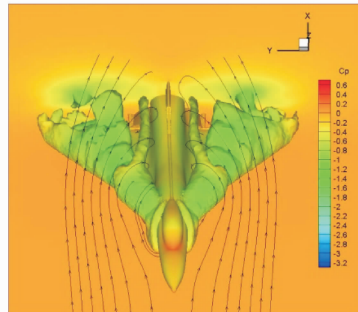


图 18 鸭式布局战斗机大迎角前缘脱体涡与机翼的干扰(俯视)

Fig. 18 Interference of leading edge detached vortex and wing(looking down)

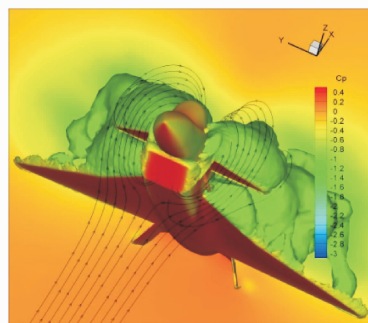


图 19 鸭式布局战斗机大迎角前缘脱体涡与机翼的干扰(仰视)

Fig. 19 Interference of leading edge detached vortex and wing(looking up)

化,计算显示:在迎角 $\alpha=10^\circ$ 时,已有前缘涡启动; $\alpha=20^\circ$ 时,鸭翼和机翼的前缘涡已形成卷起; $\alpha=40^\circ$ 时,鸭翼和机翼的前缘涡逐渐扩大,形成稳定形态; $\alpha=60^\circ$ 时,鸭翼前缘涡尚且稳定,机翼的前缘涡后部脱体扩散,形成稳定形态; $\alpha=80^\circ$ 时,鸭翼前缘涡后部离开机体距离加大,机翼的前缘涡后部脱体,出现不规则扩散,与机体上表面呈 80° 夹角; $\alpha=110^\circ$ 时,鸭翼前缘脱体涡与机翼的前缘脱体涡相互作用,形成较大的涡团包,出现奇特的大型脱体涡结构。这种脱体涡结构对鸭式布局战斗机在 110° 迎角时的稳定起到有益的作用。

图 21 表明“眼镜蛇机动”下俯过程涡的发展变化,计算显示:下俯过程涡的变化形态与上仰过程完全不呈对称变化。下俯过程中涡的变化更加复杂。在迎角 $\alpha=80^\circ$ 时,鸭翼与机翼的前缘形成较大的涡团,虽然逐渐变小,但并不能恢复到上仰角 $\alpha=80^\circ$ 时的脱体形态; $\alpha=60^\circ$ 时,鸭翼前缘涡已与机翼后部涡团逐渐分开,而机翼后部涡团逐渐分散变小; $\alpha=40^\circ$ 时,鸭翼前缘涡有所加强,但并不规则,

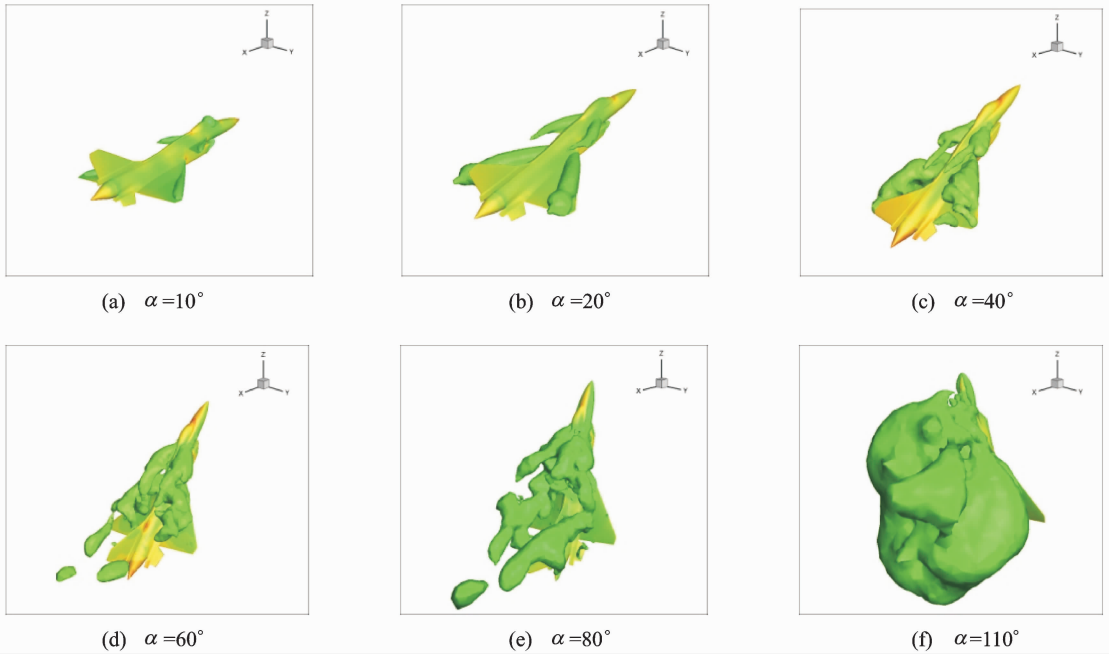


图 20 “眼镜蛇机动”战斗机上仰过程涡的发展变化

Fig. 20 Vortex development of fighter during upstroke of Cobra maneuver

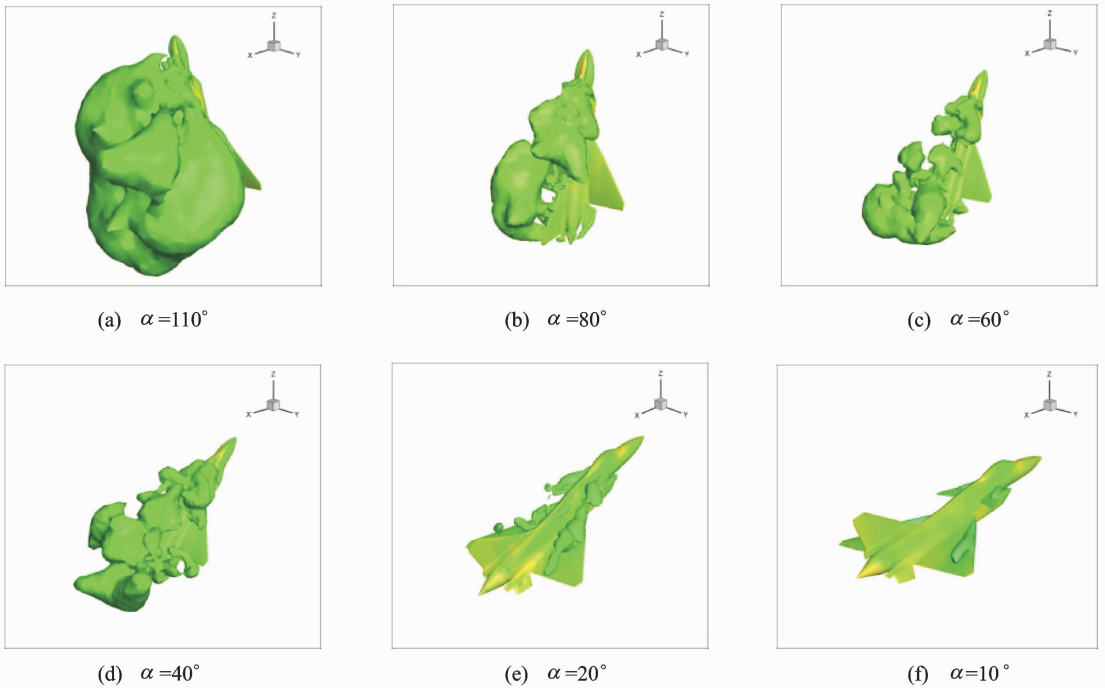


图 21 “眼镜蛇机动”战斗机下俯过程涡的发展变化

Fig. 21 Vortex development of fighter during downstroke of Cobra maneuver

而机翼后涡团逐渐向机体尾部扩散分离； $\alpha = 20^\circ$ 时，鸭翼前缘涡变小，而机翼后原有涡团已完全离开机体尾部，这时在机翼前段的前缘形成新的脱体涡； $\alpha = 10^\circ$ 时，鸭翼前缘涡和机翼的前缘涡逐渐收于前缘处，趋于稳定。与上仰 $\alpha = 10^\circ$ 时形态比较，

此时的鸭翼前缘涡和机翼的前缘涡并没有在全展长上形成，而主要位于前缘的前段。图 20 显示“眼镜蛇机动”下俯过程脱体涡基本呈不规则破碎形态，因而不能产生有效升力，这正可解释图 12“眼镜蛇机动”下俯时升力系数较小的原因。

5 结束语

非常规机动是新一代战斗机的发展趋势。本文以先进战斗机非常规机动为研究对象,建立了一种适用于大幅度运动变化、求解非定常 N-S 方程的非结构嵌套网格生成方法,模拟了过失速机动条件下飞行姿态和来流速度的变化,对鸭式布局战斗机进行“眼镜蛇机动”的非定常涡产生机理、非定常气动力效应和气动特性进行了数值研究。研究结果表明,过失速机动中非定常气动力的迟滞特性对飞行特性产生很大影响。大迎角下,脱体涡结构对飞机起到重要的稳定作用。

参考文献:

- [1] Dougherty F C, Kuan J H. Transonic store separation using a three dimensional chimera grid scheme [R]. AIAA 89-0673, 1989.
- [2] Boelens J O. CFD analysis of the flow around the X-31 aircraft at high angle of attack[J]. Aerospace Science and Technology, 2012(20): 38-51.
- [3] Hall M R, Woodson H S, Chambers R J. Overview of the abrupt wing stall program[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2004, 40(7): 417-452.
- [4] Hall M R, Woodson H S, Chambers R J. Accomplishments of the abrupt-wing-stall program [J]. Journal of Aircraft, 2005, 42(3): 653-660.
- [5] Schutte A, Boelens J O, Oehlke M, et al. Prediction of the flow around the X-31 aircraft using three different CFD methods [J]. Aerospace Science and Technology, 2012(20): 21-37.
- [6] Jeans T, McDaniel D, Cummings R, et al. Aerodynamic analysis of a generic fighter using delayed detached-eddy simulation [J]. Journal of Aircraft, 2009, 46(4): 1326-1339.
- [7] Togashi F, Ito Y. Extensions of overset unstructured grids to multiple bodies in contact[R]. AIAA 2002-2809, 2002.
- [8] Koomullil R, Bhagat N. Generalized overset grid framework for incompressible flows [R]. AIAA 2006-1146, 2006.
- [9] 肖天航, 昂海松. 运动边界非定常全速流场的数值模拟 [C]//非定常空气动力学研讨会论文选集. 北京: 中国空气动力学学会, 2008.
Xiao Tianhang, An Haisong. Numerical simulation of unsteady flows at all speeds with moving boundaries[C]// Unsteady aerodynamics conference papers. Beijing: Aerodynamic Society of China, 2008.
- [10] Ameson A, Schmidt W. Numerical solution of the euler equations by finite volume methods using runge-kutta time-stepping schemes [R]. AIAA 81-21259, 1981.
- [11] Xiao T, Ang H, Yu S. A preconditioned dual time-stepping procedure coupled with matrix-free LU-SGS scheme for unsteady low speed viscous flows with moving objects [J]. International Journal of Computational Fluid Dynamics, 2007, 21(3): 165-173.
- [12] Bonet J. An alternating digital tree algorithm for 3D geometric searching and intersection problems [J]. International Journal for Numerical Methods in Engineering, 1991, 31(1): 1-17.
- [13] Huang X Z, Zan S. Verification and validation data for computational unsteady aerodynamics [R]. AGARD WG-22, 2000.

