

可变形翼导弹动态气动特性的仿真研究

丛歆雨, 吴杰

(南京航空航天大学空气动力学系, 南京 210016)

摘要: 导弹发射后, 飞行高度从近地面到高空域, 气压、温度变化巨大, 同时飞行马赫数也从低速到超声速、高超声速。在不同飞行阶段稳定性能和升阻比需求不同, 对导弹气动性能要求不同。固定外形导弹的气动性能难以适用于不同的飞行任务, 而可变形翼导弹通过改变翼面的形状, 实现外形上的变化, 从而适应不同的作战环境。通过分析可变形收缩弹翼不同收缩速度(快速、中速、慢速3种状态)的气动性能, 研究了导弹气动性能随弹翼收缩速度变化的规律, 揭示了升力系数和阻力系数随弹翼的收缩速率的线性变化特征。同时还分析了变形前后导弹附近流场的压强、速度和温度的变化, 以及这些物理量对导弹的影响。结果表明, 伸缩翼改变了翼面面积和展弦比, 弹翼伸长时具有高升阻力, 适合亚声速巡航, 弹翼收缩可以减小高马赫数飞行时阻力, 提高导弹射程。

关键词: 可变翼导弹; 数值模拟; 气动性能

中国分类号: TJ760

文献标识码: A

文章编号: 2096-4080 (2021) 05-0060-06

Simulation Study on Dynamic Aerodynamic Characteristics of Deformable Wing Missile

CONG Xinyu, WU Jie

(Department of Aerodynamics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: After the missile is launched, the flight altitude changes from near ground to high air-space, and the air pressure and temperature change greatly. At the same time, the flight Mach number also changes from low speed to supersonic and hypersonic. The aerodynamic performance of fixed shape missile is difficult to adapt to such changing flight environment. The shape of the deformable wing missile can be transformed by the wing surface deformation, so as to adapt to different combat environments. In this paper, by analyzing the influence of different wing contraction velocity (fast, medium and slow), the aerodynamic performance of missile varying with wing contraction velocity is studied. It is found that the lift coefficient and drag coefficient change linearly with wing contraction velocity. At the same time, the changes of pressure, velocity and temperature in the flow field around the missile before and after deformation are analyzed, as well as the influence of these physical variables on the missile. The results show that the telescopic wing that changes the area and aspect ratio of the wing has high ratio of lift to drag when the wing is extended, which is favorable for subsonic cruise. Meanwhile, the wing contraction can reduce the drag at high Mach number and improve the whole flight range of missile.

Key words: Variable wing missile; Numerical simulation; Aerodynamic performance

收稿日期: 2021-03-18; 修订日期: 2021-07-05

基金项目: 中国运载火箭技术研究院高校联合创新基金项目 (CALT201901)

作者简介: 丛歆雨 (1997-), 男, 硕士在读, 主要研究方向为超声速可变形飞行器。E-mail: congxinyu@nuaa.edu.cn

通信作者简介: 吴杰 (1979-), 男, 博士, 教授, 主要研究方向为计算流体力学计算方法。E-mail: wuj@nuaa.edu.cn

0 引言

目前,飞行器对机动性、稳定性、飞行效率等提出了越来越高的要求。但是,传统固定外形飞行器的气动性能难以满足不同飞行环境和作战任务需求。从地面到临近空间,空域跨度非常大,气压、温度变化巨大,同时飞行马赫数从低速到超声速,甚至到高超声速。不同环境条件对飞行器的外形要求差异巨大,固定外形飞行器难以满足要求。在此背景下,提出了可变翼的概念。早在1903年,莱特兄弟就把可变翼的概念应用在控制飞机,那是人类对可变翼的第一次尝试。从那时开始,可变翼的研究就从未停止过。一般来说,可变翼指的是飞行器的翼面形状或其剖面形状可控变化^[1]。可变翼一般分为翼面刚性变形和柔性变形。刚性变形如变后掠翼、伸缩翼等,可以实现机翼的大变形,已经在工程应用实践上取得较好的效果。而机翼柔性变形实现机翼的小变形,尚且存在较大的难度,距离应用还有较远的距离^[2]。对于可变翼变形的研究大多集中在飞机上,并且取得了成功的应用,如美国的F-14和俄罗斯的Tu-160,这代表了变后掠翼飞机的发展,但可变翼在战术导弹上的应用较少。

雷神(Raytheon)公司^[3]曾提出可变翼巡航导弹的方案,使其能根据飞行条件进行机翼的伸缩。Mcdaniel等^[4]研究了旋转弹翼对气动性能的影响,在不同速度下可以显著减小阻力。Bae等^[5]研究可变翼巡航导弹的气动特性,发现翼展反对称变化产生的滚转力矩可以增强横滚控制。王江华等^[6]研究了伸缩翼对巡航导弹的影响,结果显示可变翼能有效减少燃料的消耗。魏东辉等^[7]分析了变后掠翼与变展长翼对导弹气动特性的影响,揭示了导弹的变形机理。可变翼战术导弹有3方面优势^[8]:1)机动性强,可用过载大;2)作战空域广,最大射程远;3)控制品质好,容错能力强。正是上述原因,可变翼导弹具有广阔的应用前景。

可变翼在风洞实验中难以实现连续变形,因此大多是测量不同形态下的静态气动特性。为了更好地研究导弹弹翼变形过程中的性能变化,本文采用动网格技术,通过对导弹可变形收缩弹翼进行动态仿真,得到其弹翼变形过程中的连续气动性能,为后续导弹可变翼研究提供一定的参考。

1 物理模型和方程

设定导弹飞行高度为20 000 m,来流气压为5 529 Pa,来流温度为216 K,导弹简化三维模型如图1所示。导弹尾部带有6片弹翼,可以实现伸缩、变后掠等变形动作。

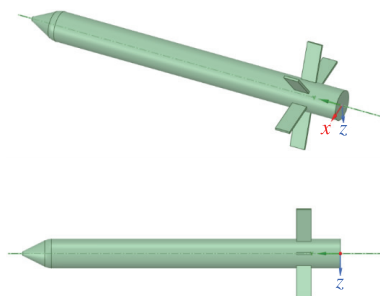


图1 导弹三维模型

Fig. 1 Three dimensional model of missile

为了保证计算网格的质量,附面层区域使用结构网格,其他区域使用非结构网格,壁面附近网格满足 $y^+=1$,如图2所示。

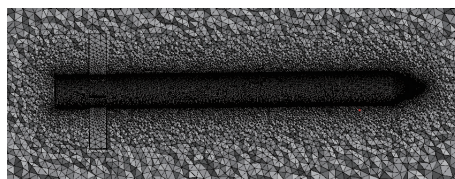


图2 网格划分

Fig. 2 Meshing

2 控制方程

流体力学控制方程是以质量守恒、动量守恒和能量守恒为基础建立的,其中质量守恒方程为

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j) = 0 \quad (1)$$

式中, ρ 为流体密度, u_j 为 j 方向上的流体速度。在湍流情况下,动量方程为

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[- \left(p + \frac{2}{3} \rho k \right) \delta_{ij} + \tau_{ij} \right] \quad (2)$$

式中, p 为压力, k 为湍动能, δ_{ij} 为克罗列克函数, τ_{ij} 为剪应力张量。能量方程为

$$\frac{\partial E_t}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} [(E_t + p) u_j] = \frac{\partial q_j}{\partial x_j} + \frac{\partial q_i}{\partial x_i} (u_j \tau_{ij}) - \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\sum_{s=1}^{ns} h_s \right) \quad (3)$$

式中, E_i 为每个控制体内的总能量, q_j 为 j 方向上的热通量, 右边最后一项为由于分子扩散导致的热量传递。

上述控制方程可以使用有限体积法进行求解, 它从积分守恒形式出发, 对控制单元进行离散, 形成间断解的黎曼问题。有限体积法既能适应复杂几何求解域, 也能直接和充分利用有限差分的许多格式和概念。其次, 有限体积法在每个控制体内满足守恒原理, 对于整个计算域同样满足。

为了精确地模拟湍流流动, 采用了 SST $k-\omega$ 湍流模型。SST $k-\omega$ 两方程湍流模型是由标准 $k-\epsilon$ 模型和标准 $k-\omega$ 模型通过混合函数结合得到的。它不仅继承了两者的优点, 也摒弃了两者所具有的缺陷, 在近壁区和自由剪切层表现了优良的数值特性; 通过改进湍流黏性系数, SST $k-\omega$ 模型对高逆压梯度的流动区域具有更好的模拟能力。本文采用 Ansys Fluent 19.0 实现数值模拟。

3 正确性验证

采用 HB-2 模型 (Hypervelocity Ballistic model 2) 对数值模拟方法进行准确性验证, 模型如图 3 所示。图 4 给出了不同马赫数 (Ma)、不同攻角 (α) 下的轴向力、法向力和俯仰力矩系数的数值模拟结果。由图可知, 本文的计算结果与实验结果^[9] 符合良好, 验证了数值仿真方法的正确性。

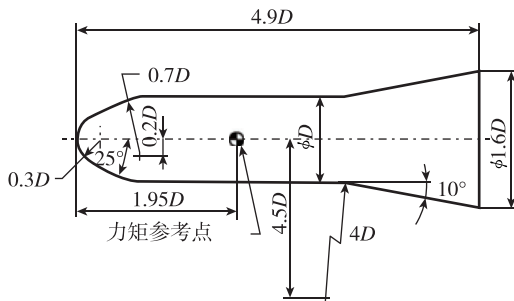


图 3 HB-2 模型示意图

Fig. 3 Schematic diagram of HB-2 model

4 计算结果及分析

为了研究展弦比变化对导弹气动性能的影响规律, 本文选取典型的导弹以固定攻角 10° 、马赫数 1.5 状态飞行。首先计算固定外形气动性能, 此时弹翼展弦比为 2.5, 保持弹翼弦长不变, 弹翼收缩, 改变的是弹翼的展长; 然后计算不同收缩速率下气动性能变化。这里定义参数 C 来描述收缩

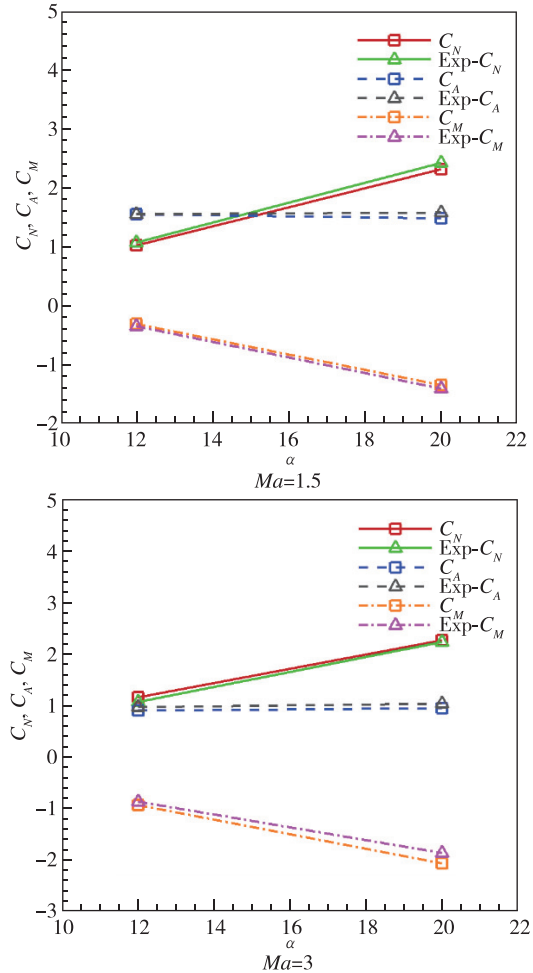


图 4 数值模拟结果与实验结果对比

Fig. 4 The numerical simulation results compared with experimental results

速度

$$C = \frac{\Delta\lambda}{t} \quad (4)$$

式中, $\Delta\lambda$ 为展弦比变化量, t 为时间。

计算 $C=3.75$, 2.5 和 1.25 这 3 种情况, 分别为快速、中速和慢速 3 种状态。弹翼的展弦比从最开始的 2.5 收缩至最终的展弦比分别为 1, 1.5 和 2。展弦比随时间变化如图 5 所示, 在 $0 \sim 0.4$ s 内, 弹翼展弦比随时间线性减小; 在 $0.4 \sim 0.6$ s 内, 弹翼展弦比保持不变。

定义升力系数 C_L 、阻力系数 C_D 和力矩系数 C_M 为

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho v^2 S} \quad (5)$$

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho v^2 S} \quad (6)$$

$$C_M = \frac{M}{\frac{1}{2}\rho v^2 S l} \quad (7)$$

式中, L , D , M 分别为升力、阻力和俯仰力矩, ρ 为来流密度, v 为来流速度, S 为参考面积, 一般选取弹体的横截面积, l 为参考长度, 一般选取弹体的半径。在之后 C_L , C_D , C_M 的计算过程中, ρ , v , S 和 l 保持不变。

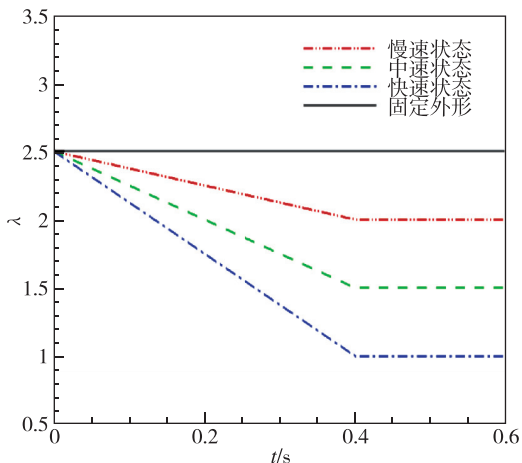


图 5 展弦比随时间变化图

Fig. 5 Aspect ratio versus time

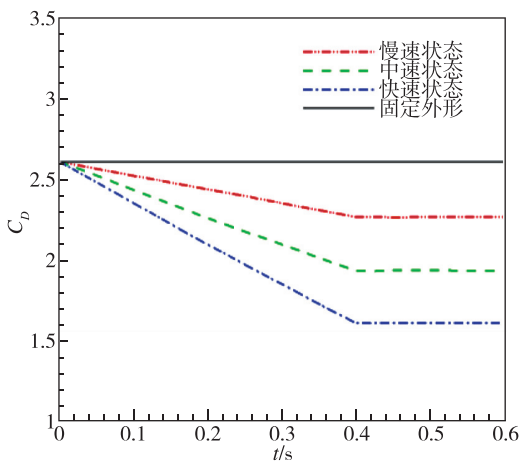


图 6 阻力系数

Fig. 6 Drag coefficient

图 6 和图 7 为不同飞行状态下导弹弹翼收缩过程中的阻力系数和升力系数随时间的变化曲线。可以看出, 阻力系数和升力系数在弹翼收缩过程中随时间是线性变化的, 它们随着展弦比的减小而减小。不同收缩速率下升力和阻力系数减小的速率也不一样, 具体表现为弹翼收缩速率越快, 升力和阻力系数减小地越快。当弹翼停止收缩后, 阻力系数和升力系数也几乎保持不变, 处于稳定状态。

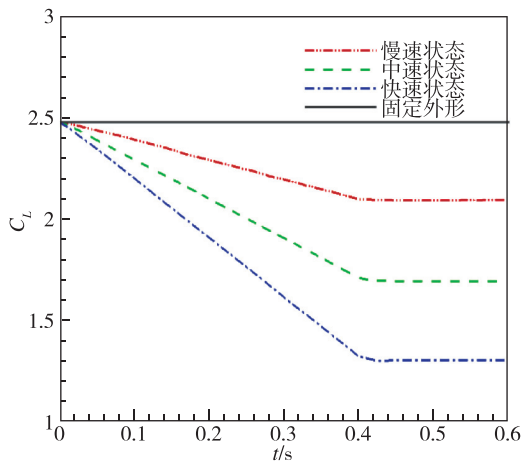


图 7 升力系数

Fig. 7 Lift coefficient

和主要由摩擦阻力影响的亚声速阻力不同, 超声速阻力主要由激波阻力决定。由图 8 和 9 可知, 在弹头和弹尾弹翼部分形成了两道激波, 这是导弹产生阻力的主要原因。减小展弦比则是减小激波阻力的方法之一。阻力系数随展弦比的减小而减小, 对于阻力系数的减小, 从图 8 和 9 的压强云图可以看出, 主要是由于翼面的阻力减小, 变形前后弹翼前后压强影响的区域面积减小, 前后总压差减小, 使得整体的阻力减小。如图 10 所示, 慢速状态下翼面的升力系数 C_{Lw} 和阻力系数 C_{Dw} 变形前 ($t=0$ s) 分别为 1.475 和 1.488, 变形后 ($t=0.4$ s) 分别为 1.106 和 1.158。3 种模式下, 展弦比从 2.5 到 2, 1.5 和 1, 整体的阻力分别下降了 13%, 26% 和 38%。

弹翼在收缩过程中, 对应的升力会减小。主要由两个原因引起, 一是弹翼展弦比的减小, 二是弹翼有效面积的减小。3 种模式下升力降低了

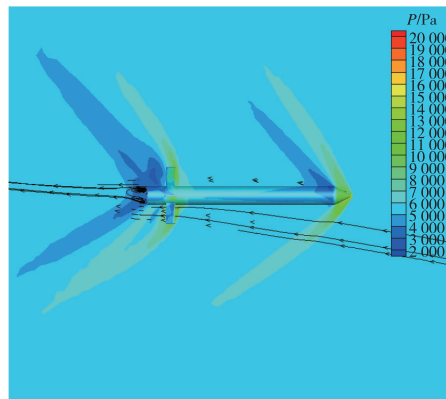


图 8 变形前压强云图

Fig. 8 Pressure contours before deformation

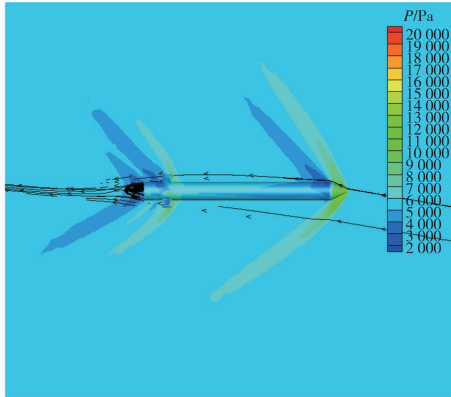


图 9 变形后压强云图

Fig. 9 Pressure contours after deformation

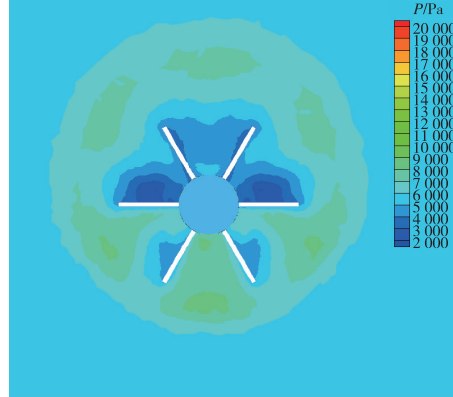


图 12 变形后弹尾压强云图

Fig. 12 Pressure contour around missile tail after deformation

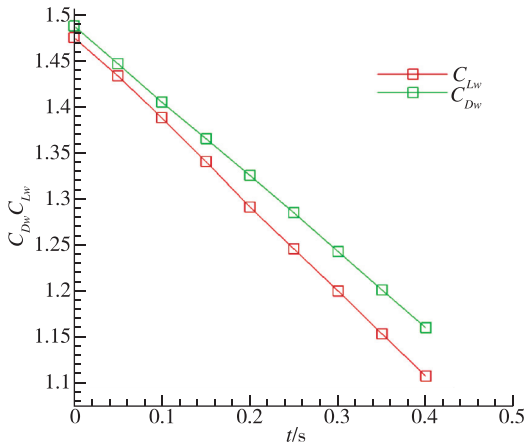


图 10 慢速状态下翼面变形过程中升阻力系数变化曲线

Fig. 10 Lift and drag coefficient during wing deformation in slow mode

16%，32%和47%。图11和12分别为变形前压力云图和变形后弹尾的压强云图。可以看出，变形前后导弹尾部上下方压强影响区域减小，使得尾部上下总压差减小，升力减小，这是导弹在变形过程中升力逐渐减小的原因。但在超声速状

态下，阻力的减小显然比升力更加重要，这也是为什么大多数超声速飞行器都采用小展弦比和大后掠角的原因。

此外，由图13可以看出，与固定的弹翼相比，力矩系数在弹翼收缩的过程中持续不断地变化，但变化量都比较小。弹翼缩减速度对力矩系数影响并不是很明显。

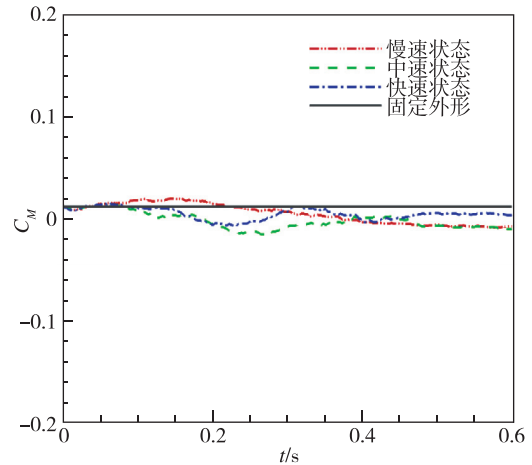


图 13 力矩系数

Fig. 13 Moment coefficient

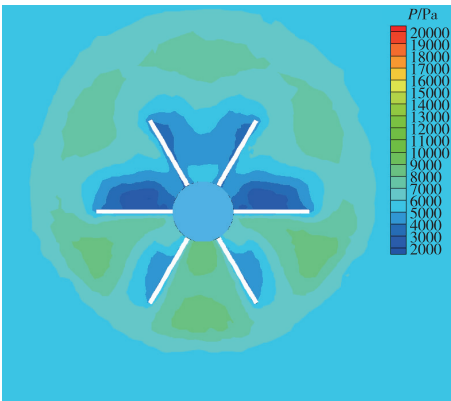


图 11 变形前弹尾压强云图

Fig. 11 Pressure contour around missile tail before deformation

图14和15为变形前后的马赫数云图。由图可知，弹头区域的流速基本保持不变，流速主要是在弹翼前后的区域发生了变化。图中红色部分代表流速较大的区域，主要出现在导弹头部与弹身连接处、弹翼后方局部区域。这是由于在这些区域内，导弹的外形存在扩张角，气体沿流向经历膨胀，从而产生了膨胀波。由可压缩流动理论可知，膨胀波之后气流的压强、温度、密度减小，流速增加。同时，蓝色部分代表流速较小的区域，主要出现在导弹弹头的前方、导弹弹翼的前方和

尾流区。弹头和弹翼前方区域流速降低是因为气流通过激波，压强、温度和密度增加，而流速降低。超声速流动在弹体底部后面发生分离，在底部形成回流区，流动在此急剧转向，形成低压区和强膨胀波。在弹体尾部拐角处，流动急速膨胀，由于尾部处于膨胀波的影响区域内，其压力较低，这种压差是形成尾部阻力的根源。此处的低压区和周围的高压区相互作用，气流在此处由于压差的原因发生旋转，产生分离涡。如图 8 和 9 所示，由于导弹有攻角，尾部产生的分离涡是不对称的。

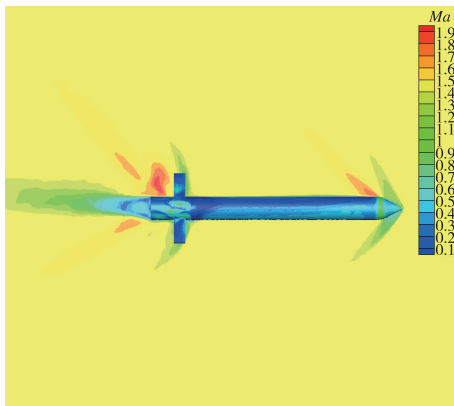


图 14 变形前马赫数云图

Fig. 14 Mach contour before deformation

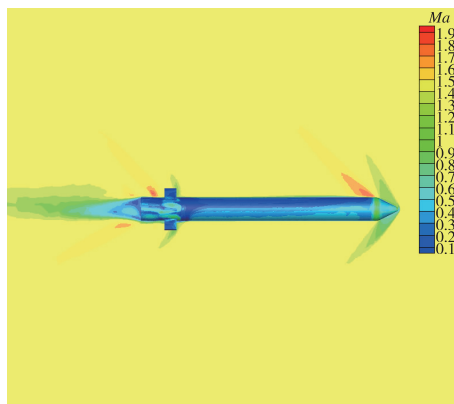


图 15 变形后马赫数云图

Fig. 15 Mach contour after deformation

由上述分析可知，在低马赫数时采用大展弦比弹翼、高马赫数时采用小展弦比弹翼，可以明显地减小阻力、增加射程。导弹在弹翼变形前

后周围流场的压强、速度和温度也随弹翼展弦比的变化而发生变化。不同弹翼缩减速率对阻力系数和升力系数的影响也不同。

5 结论

可变形翼导弹相比固定外形导弹更适用于不同的飞行环境和作战任务，具有广阔的应用前景。伸缩翼改变了翼面面积和展弦比，弹翼伸长时具有高升阻比，弹翼收缩可以减小高马赫数飞行时产生的激波阻力。本文通过数值模拟，给出了非定常状态下弹翼不同缩减速率对阻力系数、升力系数和力矩系数的影响规律，分析了变形前后压强、速度和温度的变化，揭示了升力系数和阻力系数随弹翼缩减速率线性变化的规律，为后续的可变形翼导弹深入研究提供一定的参考。

参考文献

- [1] Rodriguez A R. Morphing aircraft technology survey [R]. AIAA 2007-1258, 2007.
- [2] 白鹏, 陈钱, 徐国武, 等. 智能可变形飞行器关键技术发展现状及展望[J]. 空气动力学学报, 2019, 37(3): 426-443.
- [3] Barbarino S, Bilgen O, Ajaj R M, et al. A review of morphing aircraft[J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2011, 22(9): 823-877.
- [4] Mcdaniel M, Wilks B. Oblique wing aerodynamics [R]. AIAA 2004-5194, 2004.
- [5] Bae J S, Seigler T M, Inman D J, et al. Aerodynamic and aeroelastic considerations of a variable-span morphing wing[R]. AIAA 2004-1726, 2004.
- [6] 王江华, 谷良贤, 龚春林. 伸缩弹翼巡航导弹气动外形优化研究[J]. 飞行力学, 2009, 27(6): 37-40.
- [7] 魏东辉, 陈万春, 李娜英, 等. 智能变形导弹变形机理及协调控制机制研究[J]. 战术导弹技术, 2016(2): 10-15.
- [8] 段朝阳, 张公平. 可变形翼战术导弹的研究与发展[J]. 航空科学技术, 2011(1): 18-21.
- [9] Vukovic D, Damljanovic D. HB-2 high-velocity correlation model at high angles of attack in supersonic wind tunnel tests[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2019, 32(7): 1565-1576.

引用格式: 丛歆雨, 吴杰. 可变形翼导弹动态气动特性的仿真研究[J]. 宇航总体技术, 2021, 5(5): 60-65.

Citation: Cong X Y, Wu J. Simulation study on dynamic aerodynamic characteristics of deformable wing missile[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2021, 5(5): 60-65.