doi:10.11887/j.cn.201803003 http://journal.nudt.edu.cn

高超声速变形飞行器翼面变形模式分析*

彭悟宇[1],杨 涛[1],涂建秋[2],丰志伟[1],张 斌[1]
(1. 国防科技大学 空天科学学院,湖南 长沙 410073;2. 中国运载火箭技术研究院,北京 100076)

摘 要:为提高高超声速翼身组合式飞行器的射程,研究了采用不同翼面变形模式时,飞行器在马赫数3~8内的气动特性和翼面效率。针对典型的轴对称翼身组合式外形,采用Navier-Stokes方程进行数值模拟,对伸缩、变后掠和二维折叠三种变形模式下的外形在超声速及高超声速来流条件下进行模拟,并对升阻比、翼面单位面积升阻比和操稳特性进行分析。结果表明:在超声速及高超声速范围内,变后掠变形模式在宽速域内升阻比提高明显,同时具备优良的翼面效率及操稳特性,其在马赫数3~8范围内具有最优的综合性能。研究成果能对高超声速翼身组合式变形飞行器布局设计提供参考,具有一定的指导意义。

关键词:变形飞行器;高超声速;翼面变形模式;升阻比;操稳比
中图分类号:V211 **文献标志码**:A **文章编号**:1001-2486(2018)03-015-07

Analysis on wing deformation modes of hypersonic morphing aircraft

PENG Wuyu[1], *YANG Tao*[1], *TU Jianqiu*[2], *FENG Zhiwei*[1], *ZHANG Bin*[1]
(1. College of Aeronautics and Astronautics, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;
2. China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: Aiming at improving the range of wing-body combination aircraft at hypersonic flow conditions, the aerodynamic characteristics and wing efficiency of morphing tactical missile with different deformation modes at Mach number from 3 to 8 were studied. The Navier-Stokes equations were used to simulate the flow field, and the lift-to-drag ratio, wing efficiency, stability and controllability of different deformation modes as telescopic, variable sweep and two-dimensional folding were compared. Results show that under the condition of supersonic and hyper-sonic flow, the variable sweep wing mode improves the lift-to-drag ratio significantly, and at the same time, it has excellent wing efficiency and stability and controllability. The mode performs best at the Mach number from 3 to 8. The conclusion can offer some valuable guidance to the research and application of hypersonic morphing aircraft aerodynamic configuration.

Key words: morphing aircraft; hypersonic; wing deformation modes; lift-to-drag ratio; stability and controllability

随着飞行环境的复杂化和任务类型的多样化,对飞行器的性能要求越来越高,为了更有效地扩大飞行包线,变形飞行器的概念应时而生。变形飞行器是一种多用途多形态的飞行器,可以根据飞行环境、飞行剖面以及作战任务的需要进行自适应变形。变形飞行器的飞行轨迹、飞行高度和飞行速度等机动多变,飞行状态多样(如起降、巡航、机动、盘旋和俯冲等),在不同飞行条件下执行多种飞行任务时均能发挥飞行器最优的飞行性能[1-4]。

针对高超声速飞行器,在采用大水平翼面对称气动布局实现高升阻比的同时,往往给飞行器的主动段静不稳定状态下的姿态控制以及末段快速机动带来一定的设计困难,同时难以实现全速域、大空域的气动性能最优。另外,大水平翼面对称气动布局的几何包络尺寸较大,往往难以满足不同发射方式等对飞行器外形包络提出的强约束条件。相对于传统飞行器,变形飞行器通过变形可以改善飞行性能,有望形成新的舵面设计和控制方法,提高飞行器操纵控制效率,同时有望拓宽其跨高度、跨速度稳定工作范围,提高推进效能,有机动能力强、工作空域广、控制品质好等优点[5]。

由于其突出的综合性能,随着智能材料及结构等相关学科的发展,变形飞行器的相关研究在国内外如火如荼地开展,而其中大多数的研究均是针对低速条件下的变形飞行器展开。在美国国防高级研究计划局(Defense Advanced Research

* **收稿日期**:2017-04-10
基金项目:国防科技大学科研计划资助项目(JC-13-04)
作者简介:彭悟宇(1990—),男,四川绵阳人,博士研究生,E-mail:pengwy@foxmail.com;
杨涛(通信作者),男,教授,博士,博士生导师,E-mail:taoy90@163.com

Projects Agency, DARPA)开展的“变形飞行器结构”(Morphing Aircraft Structures, MAS)项目中,三家合同承包商分别进行了变形方案设计,并在 DARPA 的进一步资助下开展了相应的原理样机研制和风洞试验,三家合同承包商分别采用了伸缩、蒙皮变后掠和三维折叠的变形模式完成了项目合同要求[6-8]。Bae 等[9-10]针对变展长变形飞行器的巡航气动特性及结构特性进行了分析。陈钱等[11]对亚声速及跨声速下变形机翼的两种变后掠方式进行了对比分析。高飞云等[12-13]对亚声速及跨声速下的 Z 型可折叠翼和可伸缩变后掠翼变形飞行器进行了气动特性分析并进行了相应的轨迹优化设计及仿真。张公平等[14]在亚声速到超声速条件下对可变形翼战术导弹的气动特性进行了分析。郭建国等[15]对非对称伸缩翼飞行器的气动特性和动力学特性进行了研究。徐国武等[16]对超声速来流下伸缩和变前掠变形飞行器气动特性进行了研究。张杰等[17]对后掠展长组合式变形飞行器进行了动力学建模,并进行了动态响应分析。

虽然国内外在变形飞行器方面的研究较多,但大多集中在亚声速及跨声速范围内,超声速及高超声速环境下的变形飞行器则少有涉猎。同时大多研究均仅对各自采用的变形模式进行特性分析,而没有对比不同变形模式的优劣。考虑到高超声速流动不同于亚、跨声速流动的特点,本文对超声速及高超声速下的可变形飞行器进行分析。由于高超声速条件下恶劣的力热环境对变形机构可靠性的影响,变形仅在二维平面内展开,针对伸缩、变后掠和二维折叠三种变形模式,通过数值模拟对气动特性、翼面效率及操稳特性进行分析,从而对高超声速条件下不同变形模式的优劣进行对比。

1 变形模式分析

高速条件下,变形飞行器通过翼面变形可以从生存能力、机动性能等方面提升综合性能,扩大飞行器的飞行包线。

针对不同雷达探测形式,变形飞行器通过变形可达到雷达探测面积最小,如图 1 所示的三种形态,从左到右依次为侧面雷达探测下巡航飞形模式、折中构型模式以及正面雷达探测下的突防模式。由此可知通过在飞行过程中进行外形变化,可以满足不同时机下的气动性能最优并规避不同方式的雷达探测,从而提高飞行器的生存能力。而图 2 中飞行器通过机翼几何尺寸变化改变了操纵性能:左图中飞行器通过展开机翼,迅速增加翼展提高升力,进行规避爬升;右图中飞行器通过收回机翼进行俯冲实现对目标的重新捕获。通过变形,飞行器执行多任务的能力和在不同环境下的生存能力有了显著提高[8]。

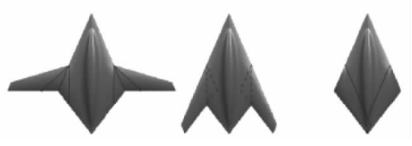


图 1 考虑战场生存能力的变形模式

Fig. 1 Morphing mode considering survivability

图 2 考虑操纵性能的变形过程

Fig. 2 Morphing mode considering controllability

本文研究的变形飞行器基准外形为典型的面对称翼身组合体外形,如图 3 所示。其中,飞行器主体为锥柱组合体;两侧为梯形升力翼,“+”型空气舵位于飞行器尾部。

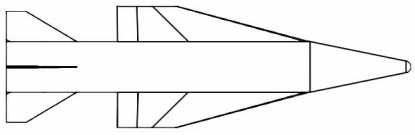


图 3 基准外形示意图

Fig. 3 Base aerodynamic configuration

由于翼面变形为大尺度变形,会对飞行器气动特性和飞行控制产生较大的影响,考虑工程实现难度,目前实用的变形翼大多采用翼面刚性变形方案[5]。为了改善飞行器的飞行性能,并结合高超声速环境下恶劣的力热环境条件,考虑在二维平面内对梯形升力翼进行变形,主要考虑伸缩、变后掠和折叠三种变形模式,变形实现过程及变形后外形如下:

伸缩变形通过在梯形升力翼内安装有套筒结构的多级伸缩机翼实现,随着飞行任务的变化可以进行一级或多级的伸展,类似 Raytheon 公司为 DARPA 的 MAS 项目设计的原理样机[6],如图 4 所示。基于基准外形的一级伸缩变形外形如图 5 所示。

变后掠变形过程采用剪切式变形的方式改变梯形升力翼的前缘角度,即在保持飞行器展长不变的基础上,通过改变前缘的后掠角度来改变翼梢弦长以适应不同的飞行状况,此时的飞行器机

图 4　Raytheon 伸缩变形方案

Fig. 4　Raytheon′s telescopic wing morphing project

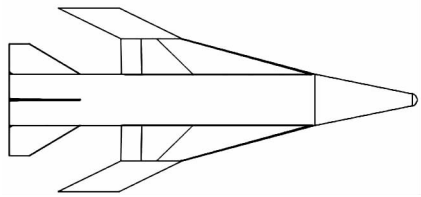


图 5　伸缩机翼变形外形

Fig. 5　Telescopic morphing wing aerodynamic configuration

翼仅发生弦向的变化,如图 6 所示。

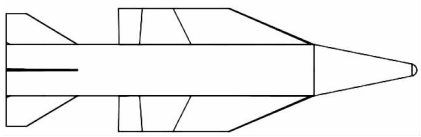


图 6　变后掠机翼变形外形

Fig. 6　Variable sweep morphing wing aerodynamic configuration

折叠变形模式为二维平面上的折叠变形,通过折叠,在原有梯形升力翼的基础上绕前缘翼根附近点进行旋转,展开折叠翼以提高升阻比。折叠变形模式主要通过改变后掠角、增大翼展来达到提高升力的目的。其变形原理如图 7 所示,经过进一步修形得到变形后外形如图 8 所示。

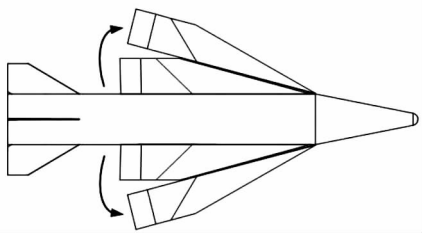


图 7　折叠变形方案原理图

Fig. 7　Realization of folding wing

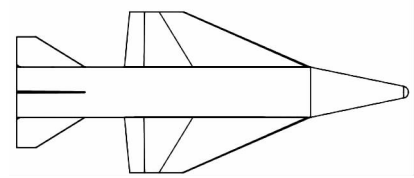


图 8　折叠机翼变形外形

Fig. 8　Folding morphing wing aerodynamic configuration

2　气动特性计算方法

气动特性计算采用湍流黏性系数法对非定常 Navier-Stokes 方程作时间平均,湍流黏性系数采用 SST k-ω 湍流模型进行求解[18]。该模型将 $k-\omega$ 湍流模型和 $k-\varepsilon$ 湍流模型进行结合,将前者应用于边界层内部的流动,而后者应用于自由剪切流。

对本文中所研究的高超声速变形飞行器,针对第 1 节中所介绍的三种变形模型进行计算流体力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)计算。自由来流马赫数范围为 3 ~ 8,外边界为自由来流条件,内边界为无滑移壁面边界条件。由于飞行器关于纵向对称面对称,具有几何对称性,因此仅需要对一半流场进行求解,流场对称面采用对称边界条件。计算采用混合通量差分(Advection Upstream Splitting Method, AUSM)二阶迎风格式,当计算迭代到基本变量以及湍流变量值比迭代初始值小 3 个数量级,同时升力系数等参数值与迭代 1000 步前值的差值小于 1% 时,认为计算收敛。

为了对流场计算模型的精度进行验证,首先对网格收敛性进行分析。采用 3 套拓扑结构完全一样的非结构网格对一半流场域进行空间离散。表 1 给出了 3 套网格的基本情况及相应的计算结果。

表 1　不同密度网格概况及升阻比对比

Tab. 1　Comparison of lift-to-drag ratio of different meshes

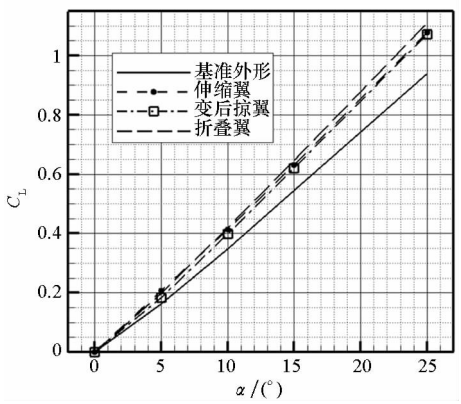
网格编号	网格数量	升阻比	误差
1	约 103 万	2.703 6	0.7%
2	约 249 万	2.717 2	0.2%
3	约 472 万	2.722 1	

由表 1 中的计算结果可知,以高精度网格 3 为基准,网格 2 的误差仅为 0.2%。因此综合权衡时间和精度间的关系,采用 2 号网格即可满足 CFD 仿真要求。

3　不同变形模式结果分析

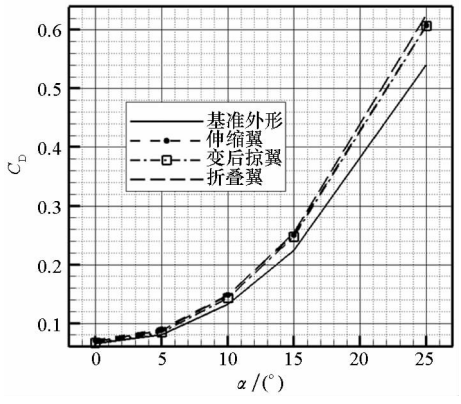
3.1　气动特性对比分析

采用第 2 节中确定的计算方法及网格,对第 1节中所介绍的基准外形和伸缩、变后掠、折叠三种不同的变形模式外形在超声速及高超声速来流下的气动特性进行分析,对比不同变形模式的表现优劣。针对超声速来流情况,选取来流马赫数为 3 时的情况进行气动特性分析,升力系数 C_L、阻力系数 C_D 及升阻比 L/D 随攻角 α 变化曲线如图 9 所示。



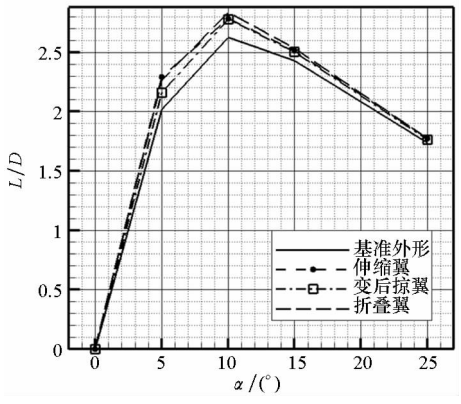
(a) 升力系数随攻角变化曲线

(a) Lift coefficient varying with angle of attack



(b) 阻力系数随攻角变化曲线

(b) Drag coefficient varying with angle of attack



(c) 升阻比随攻角变化曲线

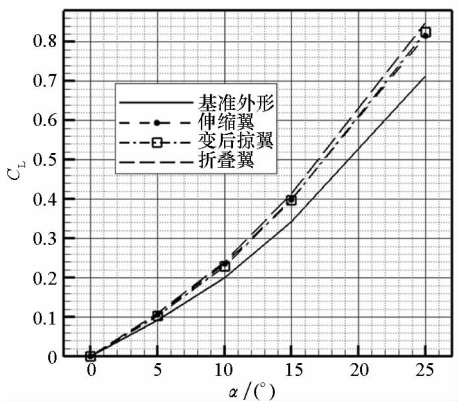
(c) Lift-to-drag ratio varying with angle of attack

图 9　$Ma=3$ 时不同变形模式气动特性

Fig. 9　Aerodynamic characteristics of different morphing modes at $Ma=3$

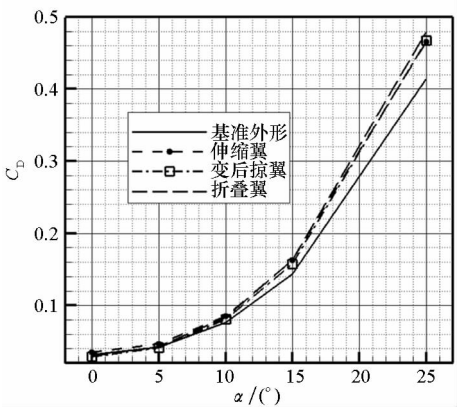
从图 9 中升阻比随攻角变化曲线可知，三种变形模式在 5°到 15°攻角范围内升阻比相较基准外形均有明显的提高，三者升阻比均在 10°附近达到最大，且数值相差不大。单独从升力系数、阻力系数来看，由于三种变形模式均靠增大升力面积来提高升阻比，因此相对基准外形，三种变形模式的升力系数均有大幅度的提高，其中折叠变形模式的提高幅度最大。

针对高超声速来流情况，在来流马赫数为 8 时，飞行器升力系数、阻力系数及升阻比随攻角变化曲线如图 10 所示。



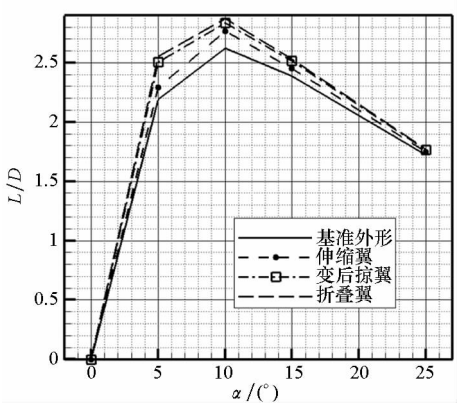
(a) 升力系数随攻角变化曲线

(a) Lift coefficient varying with angle of attack



(b) 阻力系数随攻角变化曲线

(b) Drag coefficient varying with angle of attack



(c) 升阻比随攻角变化曲线

(c) Lift-to-drag ratio varying with angle of attack

图 10　$Ma=8$ 时不同变形模式气动特性

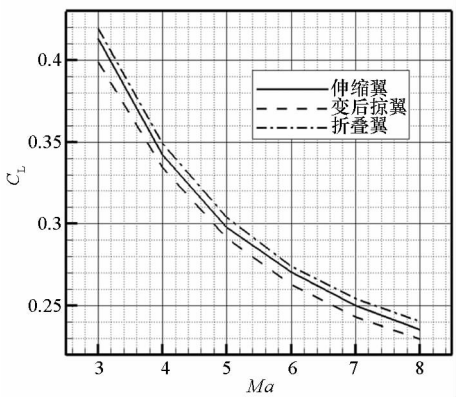
Fig. 10　Aerodynamic characteristics of different morphing modes at $Ma=8$

从图 10 中可以看出，在来流马赫数为 8 时，伸缩变形模式的升阻比与变后掠、折叠两种变形

模式的相比整体偏低,当攻角为 5°时从图中反映最为明显。从升力系数、阻力系数随攻角变化曲线来看,阻力系数的明显增大是伸缩变形模式升阻比较低的主要原因。不同于变后掠变形模式和折叠变形模式,伸缩变形模式主要通过增大翼展达到扩大升力面积的目的,在低马赫数下具有较佳的气动性能,在亚声速范围内也得到了广泛的应用,然而在高马赫数下,由于头锥脱体激波对伸展机翼的影响等因素,其提高升阻比的效果并不理想。

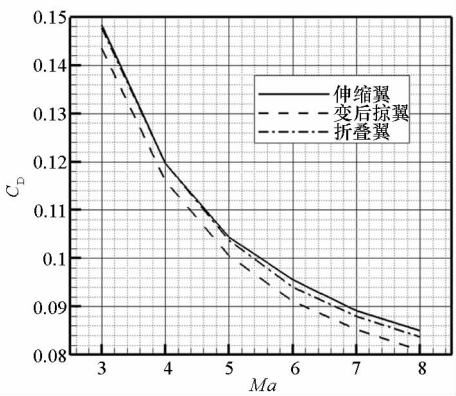
在达到最大升阻比的 10°攻角下,宽速域内不同变形模式飞行器的气动特性随马赫数变化趋势如图 11 所示。

由图 11 分析可知,伸缩变形模式在飞行环境由超声速到高超声速转变过程中阻力系数变化较为缓慢,升阻比增加幅度有限,且整体升阻比性能与变后掠、折叠两种变形模式的相比更差。与其余两种变形模式相比,伸缩模式的展弦比更大,在同样工况下,具有更大的波阻和摩阻,因此,随着马赫数提高,10°攻角下的升阻比下降趋势愈发明显,在高超声速阶段下与其余两种变形模式相比处于明显的劣势。



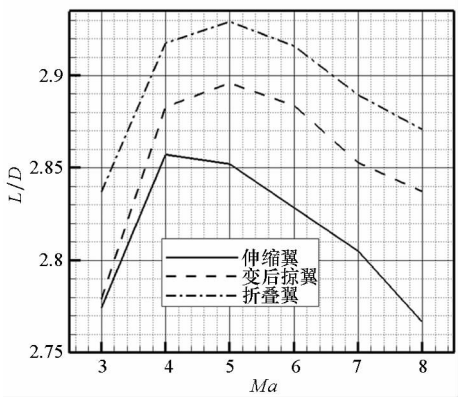
(a) 升力系数随马赫数变化曲线

(a) Lift coefficient varying with Mach number



(b) 阻力系数随马赫数变化曲线

(b) Drag coefficient varying with Mach number



(c) 升阻比随马赫数变化曲线

(c) Lift-to-drag ratio varying with Mach number

图 11　10°攻角下不同变形模式宽速域气动特性

Fig. 11　Aerodynamic characteristics of different morphing modes under different speeds at 10° angle of attack

3.2　翼面效率分析

为考察不同变形模式下升力翼对飞行器整体升阻性能的贡献,单独对三种变形模式的升力翼气动特性进行分析,以研究各变形模式的翼面效率,使得变形能更有效地提高飞行器升阻比和射程。对不同变形模式单边升力翼翼面积进行测量,结果见表 2,对其升阻比进行分析,定义单位翼面积的升阻比为翼面效率,结果见表 3。

表 2　升力翼面积对比

Tab. 2　Comparison of wing area

变形模式	伸缩	变后掠	折叠
翼面积/m^2	0.901	0.909	0.953

表 3　不同变形模式翼面效率

Tab. 3　Comparison of wing efficiency

马赫数	变形模式		
	伸缩	变后掠	折叠
3	5.771	6.054	5.592
6	5.351	5.933	5.489
8	4.979	5.900	5.454

结合表 2、表 3 和第 3.1 小节结果可知,由于所研究飞行器依靠升力翼变形提高升力,因此升力翼面积越大,飞行器整体升阻比越高。其中伸缩变形模式与变后掠变形模式翼面积相差不大,而变后掠模式升阻比明显高于伸缩模式,可知在超声速及高超声速下,伸缩变形模式在提高升阻比方面效率较低。从表 3 中可以看出,随着马赫数增大,单位面积升阻比降低,三种变形模式中,

变后掠变形模式翼面效率最高;伸缩变形模式由于增大了翼展后受头锥脱体激波影响,整体气动性能较差,翼面效率最低;相对于变后掠变形模式,折叠变形模式则是靠更大的升力面积提高整体升阻比,因此翼面效率较低。

3.3 操稳特性分析

变形飞行器变形目的多种多样,不仅能提高升阻比,同时也能改变飞行器的操稳特性,对不同操纵方式的发展具有探索意义。

本文中的变形仅对梯形升力翼进行变形,保持了空气舵不变,翼面变形可能会对飞行器操稳特性产生影响,因此下面对三种变形模式下飞行器的纵向操稳特性进行对比分析。

飞行器的静稳定性是指飞行器受外界干扰偏离平衡状态后,不经操纵能恢复到平衡状态的能力。偏导数 $\boldsymbol{m}_z^{\alpha}$ 表示单位攻角引起的俯仰力矩系数的大小和方向,它表征着飞行器纵向静稳定品质。三种变形模式不同马赫数下的 $\boldsymbol{m}_z^{\alpha}$ 如表 4 所示。

表 4 不同变形模式 $\boldsymbol{m}_z^{\alpha}$ 随马赫数的变化

Tab. 4 Variations in $\boldsymbol{m}_z^{\alpha}$ with different Mach numbers

马赫数	变形模式		
	伸缩	变后掠	折叠
3	−0.002 859	−0.002 857	−0.002 833
6	−0.002 174	−0.001 976	−0.002 032
8	−0.002 058	−0.001 941	−0.001 960

由表 4 中数据可知,三种变形模式下的飞行器纵向静稳定性品质均较高,在超声速来流下三种变形模式 $\boldsymbol{m}_z^{\alpha}$ 值相当。在高超声速时伸缩变形模式 $\boldsymbol{m}_z^{\alpha}$ 的绝对值更大,比变后掠变形模式大 6%,静稳定性更佳,这是由机翼向后伸展、压心后移导致的。

对于舵面安装在尾部且具静稳定性的飞行器来说,当舵面向上偏转一个角度 $\delta_z<0$ 时,舵面上会产生向下的操纵力,并形成相对于飞行器重心的抬头力矩 $Mz(\delta_z)>0$,使得攻角增大,进而使得对应的升力对重心形成低头力矩。当达到力矩平衡时,α 与 δ_z 满足平衡关系:

$$\left(\frac{\delta_z}{\alpha}\right)_{\mathrm{b}} = -\frac{m_z^{\alpha}}{m_z^{\delta_z}}$$

式中,$m_z^{\delta_z}$ 为舵面偏转单位角度时所引起的操纵力矩因数,称为舵面效率。三种变形模式在不同马赫数下的舵面效率如表 5 所示。

表 5 不同变形模式 $m_z^{\delta_z}$ 随马赫数的变化

Tab. 5 Variations in $m_z^{\delta_z}$ with different Mach numbers

马赫数	变形模式		
	伸缩	变后掠	折叠
3	−0.001 606	−0.001 616	−0.001 526
6	−0.000 758	−0.000 688	−0.000 630
8	−0.000 529	−0.000 455	−0.000 414

通过表 5 可以看出,伸缩变形模式在高超声速条件下舵面效率比其余两种变形模式更高,当马赫数为 8 时,舵面效率相差最大,比变后掠变形模式和折叠变形模式分别高出 16.3%、27.8%。这是由于伸缩机翼翼展增幅明显,因此伸缩机翼翼梢激波对空气舵影响很小;而针对变后掠变形模式及折叠变形模式,随着飞行马赫数提高,舵面效率下降较快,这是由于这两种模式外形的升力翼位于空气舵前方,且后缘更贴近飞行器,随着马赫数的增大,翼舵干扰情况加剧,对舵面效率产生了不利影响,而折叠变形模式由于升力翼整体翼展变大,后缘翼梢产生的激波对空气舵影响更大,舵面效率比变后掠变形模式更低。

4 结论

将可变形飞行器概念应用于高超声速飞行器,针对超声速及高超声速的情况,分别对伸缩、变后掠和二维折叠三种变形模式进行了设计和 CFD 数值仿真分析,得到如下结论:

1)变后掠变形模式和折叠变形模式与伸缩变形模式相比,在高超声速来流下气动性能更佳;

2)随着马赫数增大,单位面积升阻比降低,三种变形模式中,变后掠变形模式翼面效率最高,翼面单位面积升阻比最大;

3)高超声速来流条件下伸缩变形模式静稳定性及舵面效率均高于其余两种变形模式,折叠变形模式舵面效率明显低于变后掠变形模式。

由于高超声速流动不同于亚声速、跨声速流动的特点,综合考虑升阻比、操稳特性等方面各变形模式的特点,变后掠模式是一种整体性能更优、适用于高超声速飞行的变形模式。研究成果对高超声速翼身组合式变形飞行器布局的设计具有一定的指导意义。

参考文献(References)

[1] Rodriguez A R. Morphing aircraft technology survey[C]// Proceedings of 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and

Exhibit, AIAA 2007 - 1258, 2007.

[2] 陆宇平, 何真, 吕毅. 变体飞行器技术[J]. 航空制造技术, 2008(22): 26 - 29.
LU Yuping, HE Zhen, LYU Yi. Morphing aircraft technology[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2008(22): 26 - 29. (in Chinese)

[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: 823 - 877.

[4] 贺媛媛, 王博甲. 国外变形飞行器的研究现状[J]. 飞航导弹, 2013(10): 49 - 55.
HE Yuanyuan, WANG Bojia. The research status of morphing aircraft abroad [J]. Aerodynamic Missile Journal, 2013(10): 49 - 55. (in Chinese)

[5] 段朝阳, 张公平. 可变形翼战术导弹的研究与发展[J]. 航空科学与技术, 2011(1): 18 - 21.
DUAN Chaoyang, ZHANG Gongping. Research and development of tactical missile with morphing wing [J]. Aeronautical Science & Technology, 2011(1): 18 - 21. (in Chinese)

[6] Bye D R, Mcclure P D. Design of a morphing vehicle[C]// Proceedings of 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, AIAA 2007 - 1728, 2007.

[7] Flanaganl J S, Strutzenberg R C, Myers R B, et al. Development and flight testing of a morphing aircraft, the NextGen MFX - 1[C]//Proceedings of 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, AIAA 2007 - 1707, 2007.

[8] Weisshaar T A. Morphing aircraft systems: historical perspectives and future challenges[J]. Journal of Aircraft, 2013, 50(2): 337 - 353.

[9] Bae J S, Seigler T M, Inman D J, et al. Aerodynamic and aeroelastic considerations of a variable-span morphing wing[C]// Proceedings of 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference, AIAA 2004 - 1726, 2004.

[10] Bae J S, Seigler T M, Inman D J. Aerodynamic and static aeroelastic characteristics of a variable-span morphing wing[J]. Journal of Aircraft, 2005, 42(2): 528 - 534.

[11] 陈钱, 白鹏, 李锋. 可变形飞行器机翼两种变后掠方式及其气动特性机理[J]. 空气动力学学报, 2012, 30(5): 658 - 663.
CHEN Qian, BAI Peng, LI Feng. Morphing aircraft wing variable-sweep: two practical methods and their aerodynamic characteristics [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 30(5): 658 - 663. (in Chinese)

[12] 高飞云. 新概念变形飞行器建模与飞行方案优化设计[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2014.
GAO Feiyun. Modeling and optimal flight scheme design of new concept morphing aircraft[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2014. (in Chinese)

[13] 李焕焕. 新概念变形飞行器飞行轨迹优化设计[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2015.
LI Huanhuan. Optimal flight trajectory design of new concept morphing aircraft [D] Harbin: Harbin Institute of Technology, 2015. (in Chinese)

[14] 张公平, 段朝阳, 廖志忠. 可变形翼战术导弹气动特性研究[J]. 飞行力学, 2011, 29(1): 54 - 58.
ZHANG Gongping, DUAN Chaoyang, LIAO Zhizhong. Study on aerodynamic charateristics of tactical missile with morphing wings[J]. Flight Dynamics, 2011, 29(1): 54 - 58. (in Chinese)

[15] 郭建国, 陈惠娟, 周军, 等. 非对称伸缩翼飞行器动力学建模及特性分析[J]. 系统工程与电子技术, 2016, 38(8): 1951 - 1957.
GUO Jianguo, CHEN Huijuan, ZHOU Jun, et al. Dynamics modeling and characteristic analysis for vehicle with asymmetric span morphing wing [J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2016, 38(8): 1951 - 1957. (in Chinese)

[16] 徐国武, 白鹏, 陈冰雁. 可变形飞行器新概念升阻特性分析[J]. 力学季刊, 2013, 34(3): 444 - 450.
XU Guowu, BAI Peng, CHEN Bingyan. Analysis on the lift-drag characteristics of new concept morphing aircraft [J]. Chinese Quarterly of Mechanics, 2013, 34(3): 444 - 450. (in Chinese)

[17] 张杰, 吴森堂. 一种变体飞行器的动力学建模与动态特性分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(1): 58 - 64.
ZHANG Jie, WU Sentang. Dynamic modeling for a morphing aircraft and dynamic characteristics analysis[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015, 41(1): 58 - 64. (in Chinese)

[18] 刘巍, 张理论, 王勇献, 等. 计算空气动力学并行编程基础[M]. 北京: 国防工业出版社, 2013.
LIU Wei, ZHANG Lilun, WANG Yongxian, et al. Foundations of computational aerodynamics parallel programming [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2013. (in Chinese)