

展向自适应机翼总体气动特性分析

张庆<sup>1</sup>，董彦非<sup>1</sup>，李恒<sup>2</sup>，叶正寅<sup>2</sup>，张家华<sup>3</sup>  
(1. 西安航空学院飞行器学院，710077，西安；2. 西北工业大学航空学院，710072，西安；  
3. 北京临近空间飞行器系统工程研究所，100076，北京)

**摘要：**针对展向自适应机翼的气动特性随折叠角度变化的问题，以经典翼型 NACA0012 为基础，设计了内外段比例为 7:1 的展向自适应机翼。基于结构化网格和雷诺平均 N-S 方程，采用自主开发的流场求解器，研究了自适应机翼在不同速域、不同折叠角度情况下的总体气动性能以及操纵特性。从升阻比和机翼表面压力分布两个方面，对比了外段机翼在不同折叠角度下的总体气动效率以及折叠角度对流场特性的影响规律。研究表明，自适应机翼的对称变形在合适的折叠角度下可以使亚声速和超声速飞行条件下的气动效率大幅增加，增幅高达 28%；亚声速飞行时的高气动效率来源于升力增加和阻力减小的共同作用，而超声速时的高气动效率主要来源于阻力的减小；在跨声速飞行条件下的气动特性随折叠角度变化不明显；非对称变形可以产生明显的用于方向操纵的滚转力矩和偏航力矩。通过将外段机翼折叠到不同角度，展向自适应机翼可以适应不同的飞行工况，获得更好的气动效益，可应用于下一代亚声速或超声速飞机。

**关键词：**变形机翼；展向自适应机翼；气动特性；增升减阻；操纵性

**中图分类号：**V211.4 **文献标志码：**A

**DOI：**10.7652/xjtuxb202010022 **文章编号：**0253-987X(2020)10-0174-11



OSID 码

Computational Investigation of Overall Aerodynamic Characteristics for Spanwise Adaptive Wing

ZHANG Qing<sup>1</sup>，DONG Yanfei<sup>1</sup>，LI Heng<sup>2</sup>，YE Zhengyin<sup>2</sup>，ZHANG Jiahua<sup>3</sup>

(1. School of Aircraft, Xi'an Aeronautical University, Xi'an 710077, China; 2. School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China; 3. Beijing Institute of Near Space Vehicle's Systems Engineering, Beijing 100076, China)

**Abstract:** To determine the effect of folding angle on aerodynamic characteristics of spanwise adaptive wing, configuration with a 7:1 ratio between internal and external segments based on classical airfoil NACA0012 was designed. According to the structured grid and Reynolds averaged Navier-Stokes equations, the codes developed by ourselves were employed to investigate the overall aerodynamic performance and maneuverability in various speed domains and at different folding angles. The overall aerodynamic efficiency and folding angle effect on flow field characteristics at different folding angles of external wing were compared in terms of the lift-to-drag ratio and the wing surface pressure distribution. It is found that the symmetric folding of the spanwise adaptive wing can increase the aerodynamic efficiency significantly at appropriate folding angle in subsonic and supersonic flight regimes by up to 28%; the high aerodynamic efficiency in subsonic flight results from the combination of lift enhancement and drag reduction, while the

high aerodynamic efficiency in supersonic flight mainly results from drag reduction; the aerodynamic characteristics in transonic flight conditions do not change significantly with the folding process. In addition, asymmetric folding of the external wing can also be used for maintain roll and yaw control over the entire flight envelope of the vehicle. By folding the external segment wing at different angles, the spanwise adaptive wing can adapt to different flight conditions and obtain better aerodynamic benefits, which can be applied to the next generation of subsonic or supersonic airplanes.

**Keywords:** shape morphing wing; spanwise adaptive wing; aerodynamic characteristics; lift enhancement and drag reduction; maneuverability

像鸟儿一样灵活、自由、高效地飞翔,一直是人类梦寐以求的飞行理想。人类很早就认识到飞行动物可以根据飞行状态适时调整飞行姿态,以最佳效率完成滑翔、盘旋、攻击、取食等机动动作。随着飞行器设计对于高机动性、高飞行效率和多任务适应能力等综合设计需求的不断提高,像飞行动物一样高效灵活的变体机翼飞行器逐渐成为学术界和工程界的研究热点。

变体飞行器具有巨大的应用前景,欧美等航空大国对变体机翼技术的研究从未停止过。以美国航空航天局(NASA)设想的未来智能变体飞机为例,通过新型智能材料、作动器、传感器和控制系统的综合运用,飞机可以随着外界环境变化,柔顺、平滑、自主地改变外形,不仅保持整个飞行过程中的性能最优,更能提高舒适性并降低成本。正是因为其巨大优势和应用潜能,国内外涌现出了多种多样的变体设计理念 and 尝试,比如自适应机翼、主动柔性翼、主动气动弹性翼、智能机翼、智能旋翼、变体飞行器等<sup>[1-3]</sup>。北大西洋公约组织曾对智能变体飞行器做出过如下定义:通过局部或整体改变飞行器的外形,使飞行器能够实时适应多种任务需求,并在多种飞行环境下保持效率和性能最优。由此可见,变体飞行器是一种具有飞行自适应能力的新概念飞行器,其设计方案涉及非常空气动力学、时变结构力学、气动伺服弹性力学、智能材料与结构力学、非线性系统动力学、智能感知与控制科学等多个学科前沿和热点,代表了未来先进飞行器的一种发展方向<sup>[4-6]</sup>。

在实现扑翼飞行之前,作为一个重要的发展阶段,人类将十分关注可变体飞行器。这类飞行器通过自主感知温度、速度、压力等大气环境参数,可按照需要主动改变外形来适应不同飞行条件下的性能要求。从目前来看,已出现的变体飞机绝大多数集中在机翼变形上。如图 1 所示,大体可以将机翼的变形分为 3 种类型:改变平面形状,改变剖面形状,

以及面外变形<sup>[7-10]</sup>。但是,从以往的经验来看,由于附加的变形驱动系统,这些变体方案总是会导致成本、复杂性或重量方面的损失。

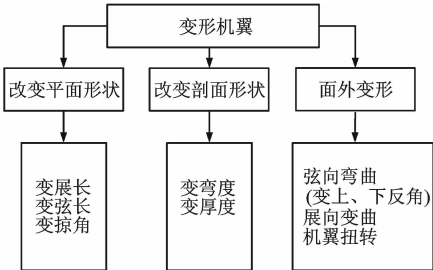


图 1 变形机翼分类

NASA 一直将可折叠机翼视为是未来的关键航空技术,并且在 2017 年公布了他们的自适应机翼(SAW)项目,该项目研发的新型形状记忆合金(SMA)能让机翼在不需重型液压系统的情况下控制表面,进而改变其形状<sup>[11]</sup>。SMA 是一类特殊的活性金属,能够经受大幅度塑性形变,加热后可大体回复。SMA 具有高应变(有时高达 8%~10%)且不会永久变形,由于在航空航天应用中展现出具有良好应用前景的形状记忆效应和将热能转化为机械输出的能力,SMA 已成为许多新型变体飞行器构件设计开发中的关键技术。对 SMA 的研究始于 1951 年,但持续性的研究始于 1962 年,海军武器实验室的研究发现,从那时起,形状记忆合金广泛应用于医疗卫生行业,包括支架、牙钻和眼镜框等。进入 21 世纪以后,航空航天界开始关注采用这种材料来实现飞机和太空飞行器结构的变形。SMA 可以采用固态驱动器代替液压驱动器,从而降低某些飞行器部件的复杂程度和故障风险。另外,小型 SMA 驱动器的能量密度很高,可以完成大量工作,并减小驱动器的质量和安装体积,这在许多航空航天飞行器中具有巨大优势<sup>[2,12-13]</sup>。

机翼折叠并不是一个全新的概念,航空母舰上

的舰载飞机经常使用折叠翼技术以节约舰上的占地,波音 777X 也曾经采用过这种设计方案以减少停机位占地收费。但是,除了减小占地面积以外,SAW 项目由于采用铰链连接的 SMA 驱动器实现外翼段在飞行中的上下折叠,驱动控制结构质量能减少 80%<sup>[12]</sup>。此外,形状记忆合金的使用大幅度提高了机翼的精确可控程度,从而可以减小或者去除传统飞机操纵时采用的舵面以及相应的控制系统<sup>[14]</sup>。这些都能为未来的高亚声速和超声速飞机提供一种新的设计思路。

2017 年,NASA 采用基于 SAW 概念的验证机 PTERA (Prototype-Technology Evaluation Research Aircraft)进行了 13 次试飞,证实了飞行时机翼外翼段上下折叠能增加偏航稳定性、减少舵面尺寸和尾部阻力。PTERA 是波音 737 客机的 11% 缩比模型,该飞机全长为 3.66 m,起飞总重为 90.72 kg,有效载荷为 18.14 kg。机翼初始展长为 3.44 m,机翼外翼段有 38 cm 的翼段可上下折叠 75°,如图 2 所示<sup>[11-12]</sup>。但是,在随后开展的一次飞行试验中,飞机完成侧倾转弯后在姿态改出时失控坠毁。目前 NASA 仍在对该次事故进行调查和分析,他们认为 SMA 驱动技术具有很好的应用潜力,不会因为这次小挫折导致 SAW 项目的停滞,并会按原计划对控制律开展深入研究来促进折叠机翼方法在未来的使用。此外,SAW 项目团队还提出一个后续跟进项目,即在超声速飞机上验证 SMA 折叠机翼。目前正在采用全尺寸 F/A-18 战斗机(如图 2 所示)<sup>[12]</sup>对驱动力更大的 SMA 驱动器开展地面试验。

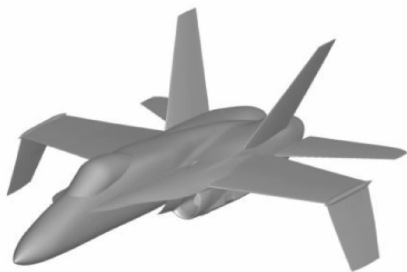


图2 基于 F/A-18 的展向自适应机翼概念图  
(向下折叠 70°,NASA)

总的来说,自莱特兄弟设计的人类历史上第一架可控飞机“飞行者 1 号”开始,机翼变形就成为确保稳定飞行的关键。“飞行者 1 号”不仅是世界上第一架飞机,也是飞机利用变体能力的第一次成功尝试。直到现在,自适应结构和变体飞机仍然是航空领域最活跃的研究课题之一。本文为了探索 SAW

项目气动特性和操纵特性的变化规律,本文采用数值模拟方法,分别计算和分析了自适应机翼在亚声速、跨声速和超声速来流条件下气动特性和操纵特性随机翼折叠角度的变化规律,希望能对未来我国类似飞行器的总体气动设计提供参考和方案指导。

## 1 计算方法以及算例验证

F<sup>2</sup>M (Solver of Flight-dynamics for Flexible Multi-body)是课题组自主开发的柔性多体飞行动力学问题求解程序,包括网格模块、CFD 模块和应用模块,可以计算从亚声速、跨声速、超声速以及高超声速等大速域范围的飞行器绕流流动,也可以求解从二维翼型、翼身组合体到带增升装置的三维全机模型等复杂外形的外流问题。除此之外,还可以用来模拟六自由度多体分离、静气动弹性以及动气动弹性等多学科耦合问题<sup>[15-18]</sup>。

本文采用课题组自主开发的柔性多体飞行动力学问题求解软件 F<sup>2</sup>M 进行计算,其中流场求解采用基于 SA 湍流模型的有限体积法,空间离散格式为 Roe 格式。为了验证不同速域下流场求解方法的精度,分别计算了亚声速情况下 NACA0030 机翼、跨声速情况下 M6 机翼,以及超声速情况下 NACA0012 翼型的流场。将计算结果与文献中的结果或者实验结果<sup>[19-22]</sup>对比,结果表明,本文的计算方法和数值结果在不同速域下是可靠的,详情如下。

图 3 是 NACA0030 机翼升力系数  $C_L$  计算值和实验值的对比,其中来流速度为 20 m/s。由图可知,在计算迎角  $\alpha$  范围内,计算值与实验值吻合很好,说明了计算方法对亚声速机翼的流场具有较好的捕捉能力。

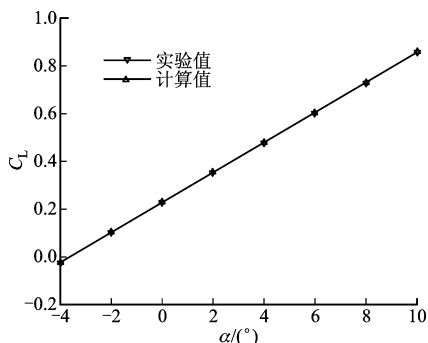


图3 NACA0030 机翼升力系数计算值与实验值的对比

图 4 是跨声速情况下 ONREA M6 机翼 44% 位置的压力分布情况 ( $C_p$  为压力系数),马赫数为 0.839 5,迎角为 3.06°,雷诺数为  $1.127 \times 10^7$ 。从图中可以看出,本文计算结果同实验值基本吻合良好,

并且能够十分精确地捕获到激波的位置。因此,说明本文程序在对跨声速流动情况的计算具有较好的可靠性。

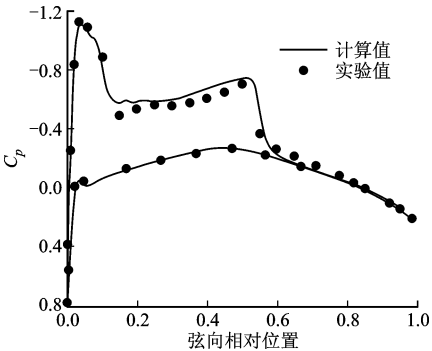


图 4 M6 机翼展向 44%位置压力分布

图 5 是在迎角为  $8^\circ$  时 NACA0012 翼型表面的压力分布情况,其中来流马赫数为 3.0,飞行高度为 20 km,计算值与文献值吻合很好,由此说明本文计算方法对于高超声速流场模拟的结果也是可靠的。

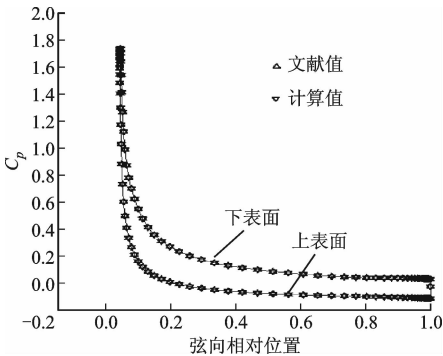


图 5 NACA0012 翼型压力分布

## 2 展向自适应机翼气动特性

基于 NASA 的 SAW 项目,为了定量探索展向自适应机翼外段折叠角度对整体气动性能的影响,本节采用数值模拟方法,分别计算和分析了自适应机翼在亚声速、跨声速和超声速来流条件下气动特性随机翼折叠角度的变化规律。自适应机翼几何模型如图 6 所示,翼型采用 NACA0012 翼型,未折叠时机翼展长为 8 m,弦长为 1 m,机翼展向外段可折叠部分长度为 1.0 m,内段不可折叠长度为 7.0 m,外段机翼和内段机翼由一个纺锤形的整流罩连接在一起,SMA 驱动机构放置在整流罩内部。该整流罩几何外形由 NACA0012 翼型进行 1.2 倍仿射形成。本节计算的几何模型一共有 4 组,相应的折叠角度分别为  $0^\circ$ 、 $30^\circ$ 、 $45^\circ$ 、 $60^\circ$ ,其中  $0^\circ$  对应的是未折叠的原始机翼。

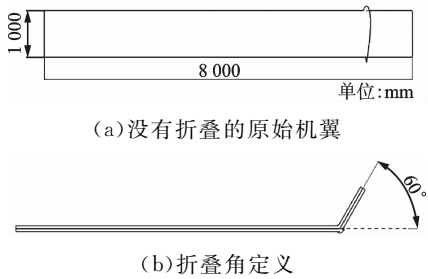
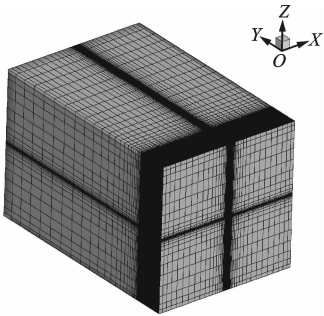
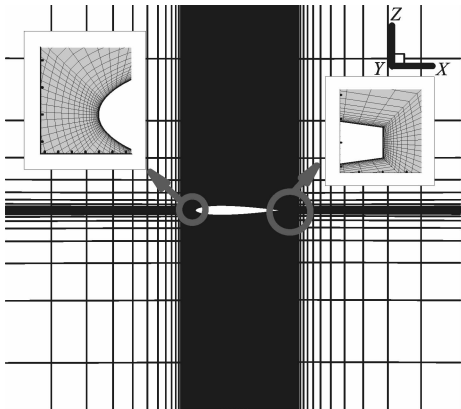


图 6 自适应机翼几何模型

计算采用的网格为结构化网格,内段机翼弦向(X轴)和展向(Y轴)网格分布为  $100 \times 180$ ,外段机翼弦向和展向网格分布为  $100 \times 30$ ,机翼表面第 1 层网格  $y^+ = 1.0$ ,如图 7 所示,这里要注意翼根所在位置的远场平面定义为对称面。计算时来流参数取 20 km 的标准大气参数,大气压为 5 529.31 Pa,密度为 0.088 909 9  $\text{kg/m}^3$ ,温度为 216.65 K。对每组模型,计算的迎角范围为  $0^\circ \sim 20^\circ$ ,间隔为  $2^\circ$ 。对空气动力进行无量纲化处理时参考长度取为 1.0 m,参考面积为  $8 \text{ m}^2$ ,力矩的参考点取在翼根 1/4 弦长位置。文中  $C_p$  代表压力系数, $C_L$  和  $C_D$  分别表示升力和阻力系数, $K$  代表升力和阻力之比,它的数值代表了飞机气动效率的大小, $K$  值越大,气动效率越高,也就是说,同等阻力的情况下,飞机产生的升力越大。



(a)远场



(b)对称面

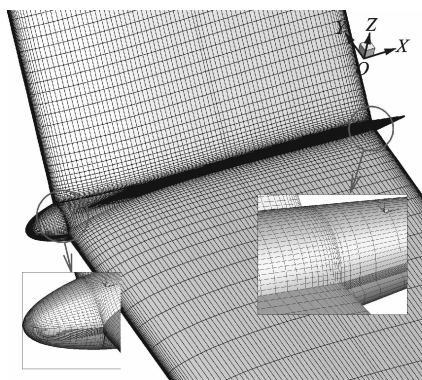
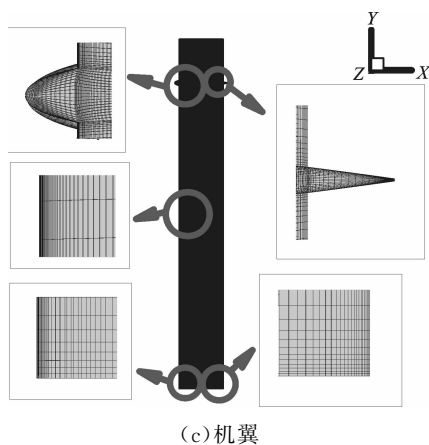


图7 机翼不同位置的网格分布

## 2.1 亚声速情况

图8是亚声速情况下( $Ma=0.2, 0.4$ )不同模型的气动效率 $K$ 随迎角 $\alpha$ 的变化曲线,图8a、8b的坐标轴尺度完全一样。由图可知,在失速迎角以前,折叠机翼相对于未折叠机翼的气动效率有明显的提升,在两种飞行马赫数下,迎角为 $8^\circ$ 时,折叠机翼的气动效率相对于未折叠机翼分别增加了14%、28%。但是,气动效率随折叠角度的变化并不明显, $30^\circ$ 、 $45^\circ$ 和 $60^\circ$ 3种折叠情况下对应的气动效率差别不大。这里要注意的是,由于采用的是对称翼型,所以在迎角为 $0^\circ$ 时,所有模型的升力为0,因此升阻比为0。

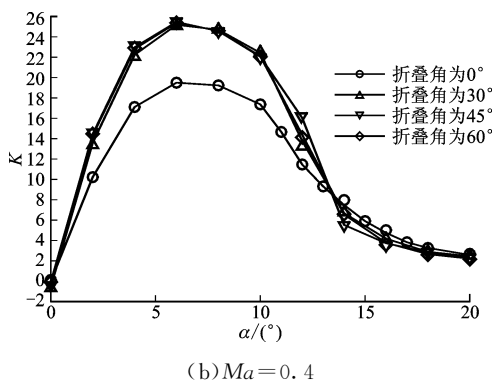
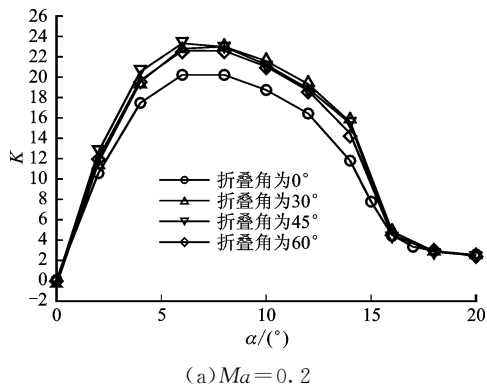
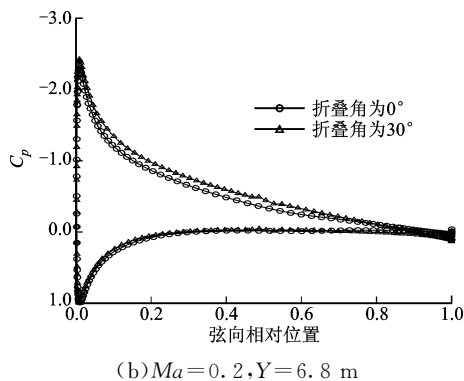
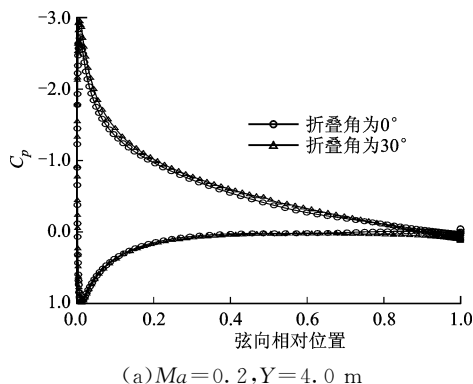
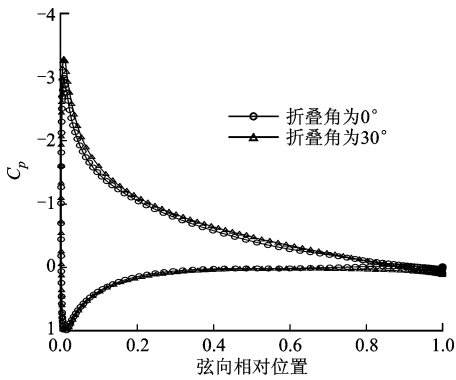


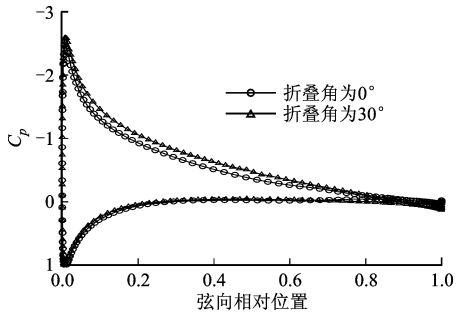
图8 不同模型的气动效率对比

为了对比折叠角度对机翼表面压力变化的影响效果,图9给出迎角为 $8^\circ$ 时不同模型在两个不同的展向位置( $Y=4.0\text{ m}, 6.8\text{ m}$ )的表面压力系数的对比。由于3种折叠情况下的升阻比几乎完全重合,为了图像的简洁和清晰,这里仅给出了无折叠和 $30^\circ$ 折叠情况下的压力系数对比。需要注意的是,由于机翼的展长为 $8.0\text{ m}$ ,而内段机翼长度为 $7.0\text{ m}$ ,所以 $Y=4.0\text{ m}$ 刚好是原始机翼展向正中间位置,而 $Y=6.8\text{ m}$ 是内段机翼外侧接近整流罩的位置。从图中的结果来看,在 $Ma=0.2$ 和 $Ma=0.4$ 两种情况下, $Y=4.0\text{ m}$ 位置的压力系数不随外段机翼折叠角度而变化;在 $Y=6.8\text{ m}$ 位置,折叠机翼上表面的压力系数明显更低,这是由于外段翼折叠后减弱了该位置的下洗流。这与图8的气动效率增加结果





(c)  $Ma=0.4, Y=4.0\text{ m}$



(d)  $Ma=0.4, Y=6.8\text{ m}$

图 9 不同展向位置的压强系数对比(迎角为  $8^\circ$ )

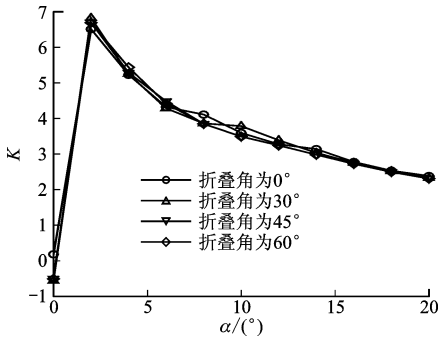
吻合,说明外段机翼的折叠仅仅会影响内段机翼的外侧部分的流动。

综合图 8 和图 9 的结果可以得出结论:在亚声速流动情况下,展向自适应机翼外段折叠后的效果类似于翼梢小翼,它抑制了下洗流动,导致升力增加,诱导阻力减小,因此气动效率明显提高;来流马赫数越大,涡流越强,外段机翼折叠后气动效率提高的效果越明显;此外,机翼折叠角度对亚声速气动效率没有明显影响。

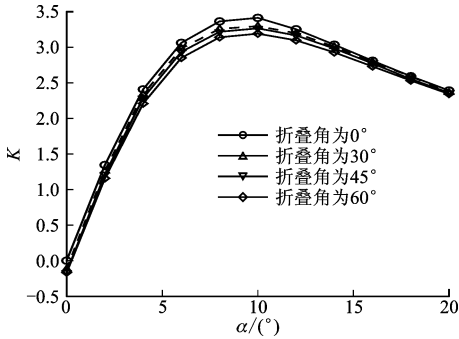
2.2 跨声速情况

图 10 是跨声速情况下( $Ma=0.8, 1.0, 1.2$ )不同模型的气动效率  $K$  随迎角  $\alpha$  的变化曲线。由图可知,在  $Ma=0.8$  时,折叠机翼相对于未折叠机翼的气动效率没有明显变化。在  $Ma=1.0$  时,折叠机翼的气动效率相对于未折叠机翼有所减小,在迎角为  $8^\circ$  时,折叠角度分别为  $30^\circ, 45^\circ$  和  $60^\circ$  的 3 组模型分别减小了 3%、4%、7%。在  $Ma=1.2$  时,折叠机翼的气动效率相对于未折叠机翼同样有所减小,在迎角为  $8^\circ$  时,折叠角度分别为  $30^\circ, 45^\circ$  和  $60^\circ$  的 3 组模型分别减小了 3%、6%、7%。

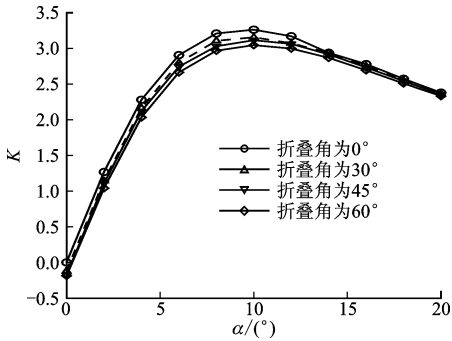
为了对比折叠角度对机翼表面压力的影响,图 11 给出了在迎角为  $8^\circ$  时不同模型在两个不同的展向位置( $Y=4.0\text{ m}, 6.8\text{ m}$ )的表面压强系数的对比



(a)  $Ma=0.8$



(b)  $Ma=1.0$



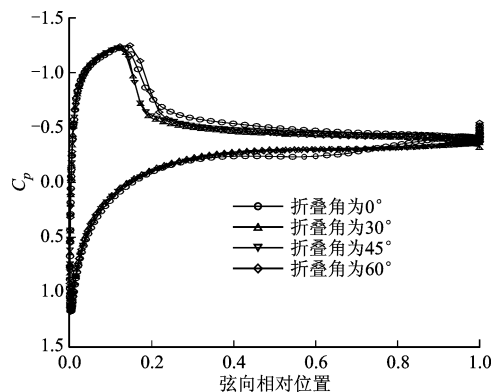
(c)  $Ma=1.2$

图 10 不同模型的气动效率对比

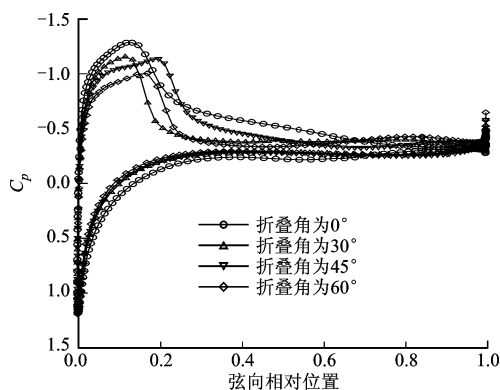
图。从图中的结果来看,在  $Ma=0.8$  时,外段机翼折叠后仅仅使机翼表面的激波位置发生微小改变,压力分布变化不大,因此  $Y=4.0\text{ m}$  位置的压强系数随折叠角度变化不大,而在  $Y=6.8\text{ m}$  位置,外段机翼折叠后使机翼表面的激波位置发生较明显改变,上翼面压力增大,下翼面减小,因此升力降低。由于这种改变仅仅限定在内段机翼的外段部分,因此总体气动特性没有明显变化,与图 10 的结果吻合。

对于  $Ma=1.0$  和  $Ma=1.2$  的情况,折叠效果仍然限定在内段机翼的外段部分,所以  $Y=4.0\text{ m}$  位置的压强分布变化不大。在  $Y=6.8\text{ m}$  位置,上翼面的前半部分压力在折叠后会减小,后半部分压力在折叠后增加,而且折叠角度越大,效果越明显。

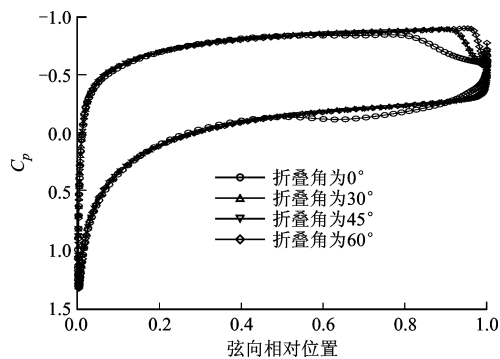
在下翼面,对于  $Ma=1.0$  的情况,压力系数在折叠后减小,对于  $Ma=1.2$  的情况,压力系数在折叠后



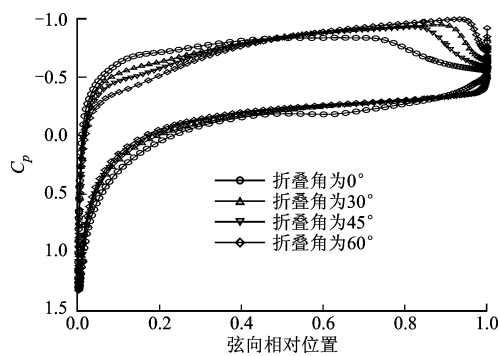
(a)  $Ma=0.8, Y=4.0 \text{ m}$



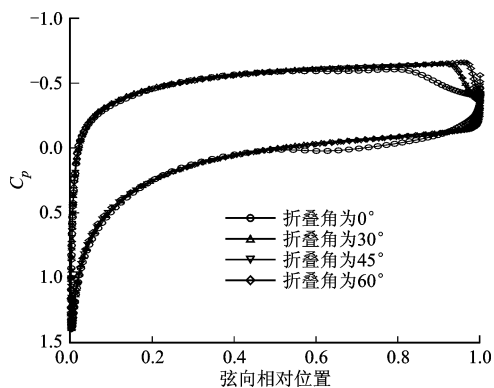
(b)  $Ma=0.8, Y=6.8 \text{ m}$



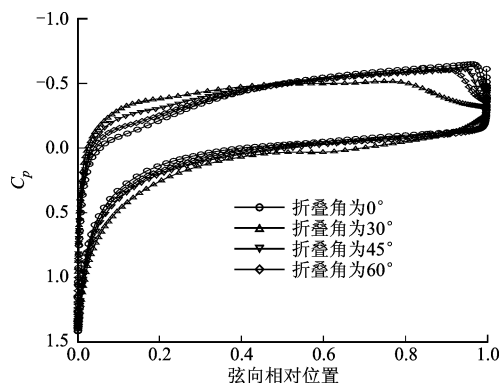
(c)  $Ma=1.0, Y=4.0 \text{ m}$



(d)  $Ma=1.0, Y=6.8 \text{ m}$



(e)  $Ma=1.2, Y=4.0 \text{ m}$



(f)  $Ma=1.2, Y=6.8 \text{ m}$

图 11 不同展向位置的压力系数对比(迎角为  $8^\circ$ )

增加。因为这些变化都不大,所以对整体气动性能的影响都不大。

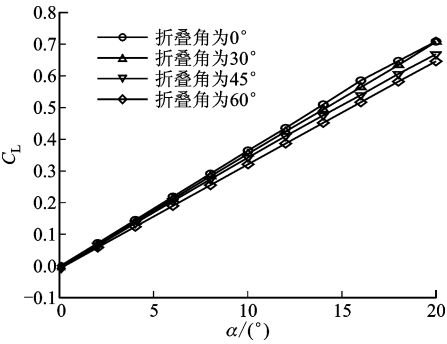
综合图 10 和图 11 的结果可以看出,在跨声速流动情况下,展向自适应机翼外段折叠后对流动的影响很小,因此折叠后气动效率没有明显改变。

### 2.3 超声速情况

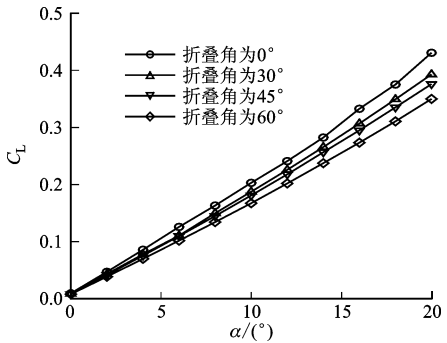
图 12 是超声速情况下 ( $Ma=2.0, 4.0$ ) 不同模型的升力系数、阻力系数以及气动效率随迎角  $\alpha$  的变化曲线。由图可知,对于  $Ma=2.0$  的情况,折叠机翼相对于未折叠机翼的升力系数略有下降,阻力系数也下降。由于升力系数下降更明显,因此气动效率下降,并且折叠角度越大,下降效果越明显,在迎角为  $8^\circ$  时,折叠角度分别为  $30^\circ$ 、 $45^\circ$  和  $60^\circ$  的 3 组模型分别减小了 1%、4%、8%。对于  $Ma=4.0$  的情况,折叠机翼相对于未折叠机翼的升力系数有所下降,折叠角度越大,升力下降越明显。比较而言,阻力系数下降幅度更明显,迎角为  $8^\circ$  时,折叠角度分别为  $30^\circ$ 、 $45^\circ$  和  $60^\circ$  的 3 组模型的阻力系数分别减小了 16%、18%、19%,迎角为  $16^\circ$  时折叠角度  $30^\circ$ 、 $45^\circ$  和  $60^\circ$  的 3 组模型的阻力系数分别减小了 15%、18%、19%。综合来看,  $30^\circ$ 、 $45^\circ$  折叠机翼相对于未

折叠机翼的气动效率分别增加了 9%、8%，而 60° 折叠机翼对应的值变化不大。

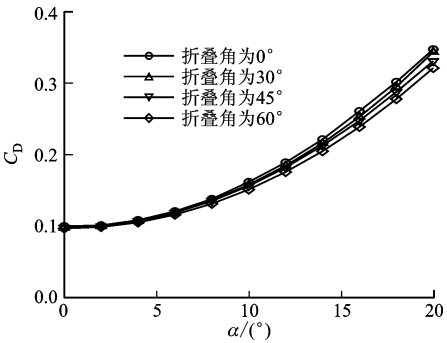
为了对比折叠角度对机翼表面的压力变化的影响效果,图 13 给出在迎角为 16° 时不同模型在两个不同展向位置( $Y=4.0\text{ m}$ 、 $6.8\text{ m}$ )的表面压力系数



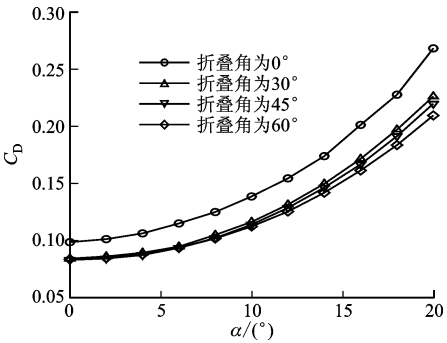
(a)  $Ma=2.0$  时的升力系数情况



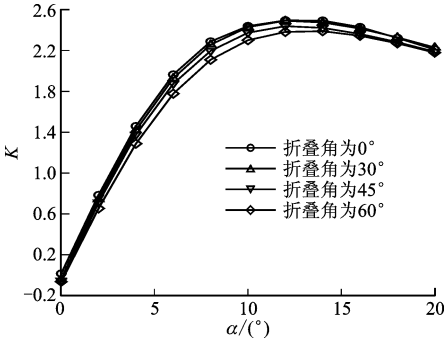
(b)  $Ma=4.0$  时的升力系数情况



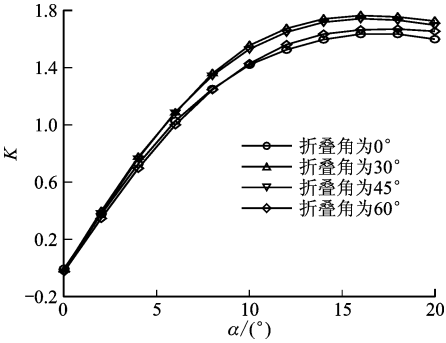
(c)  $Ma=2.0$  时的阻力系数情况



(d)  $Ma=4.0$  时的阻力系数情况

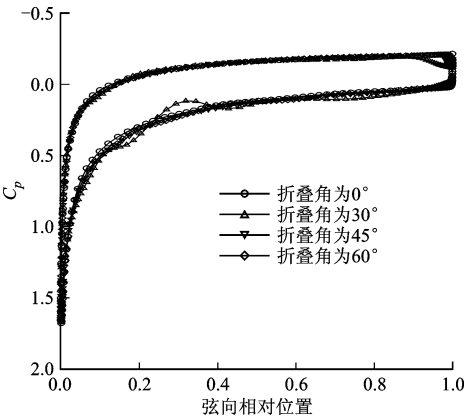


(e)  $Ma=2.0$  时的气动效率情况

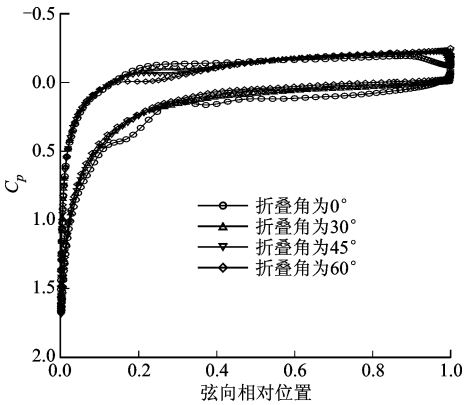


(f)  $Ma=4.0$  时的气动效率情况

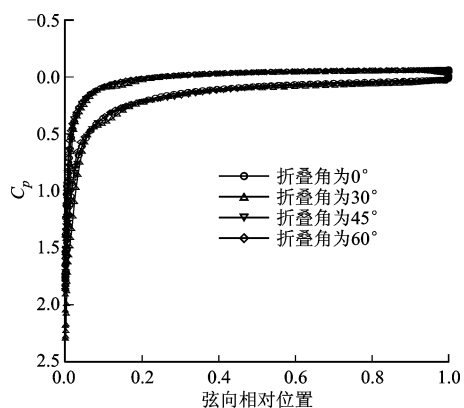
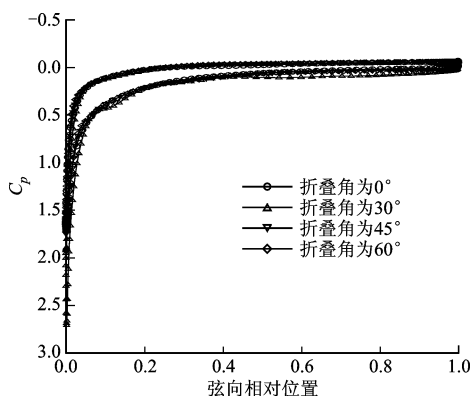
图 12 不同模型的气动特性对比



(a)  $Ma=2.0$ ,  $Y=4.0\text{ m}$



(b)  $Ma=2.0$ ,  $Y=6.8\text{ m}$

(c)  $Ma=4.0, Y=4.0\text{ m}$ (d)  $Ma=4.0, Y=6.8\text{ m}$ 图13 不同展向位置的压强系数对比(迎角为 $16^\circ$ )

的对比。从图中的结果来看,  $Y=4.0\text{ m}$  位置的压强系数随折叠角度变化不大, 而在  $Y=6.8\text{ m}$  位置, 对于  $Ma=2.0$ , 外段机翼折叠后使机翼下翼面压强减小, 由于上翼面压强增大, 因此升力降低, 总体气动效率降低。对于  $Ma=4.0$ , 外段机翼折叠后使机翼下翼面压强减小, 由于上翼面压强没有明显改变, 因此升力降低幅度比  $Ma=2.0$  要低, 总体气动效率提高, 这与图12的结果吻合。

## 2.4 非对称折叠情况的力矩变化

在验证机 PTERA 的飞行测试中发现, 展向自适应机翼可以产生接近40%的总舵效, 这对于减轻操纵系统质量是很有利的。为了探究展向自适应机翼外段机翼用于飞机操纵的可能性, 本节对比了不同情况下的力矩变化情况。

图14是不同马赫数下两侧机翼的外段进行非对称折叠以后的全机滚转力矩系数  $C_l$  对比图。需要注意的是, 此处的非对称折叠指的是左右两侧外段机翼的折叠角度刚好相反, 也就是说, 对于折叠角为  $30^\circ$  的模型来说, 右侧机翼外段向上折叠  $30^\circ$ , 而左侧机翼外段向下折叠  $30^\circ$ 。从图中看出, 在计算

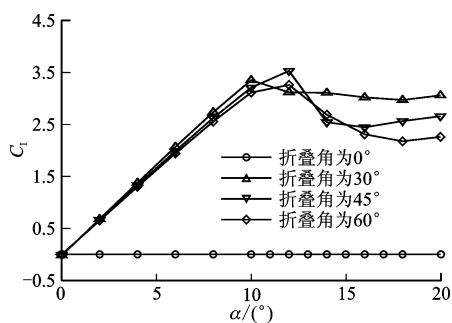
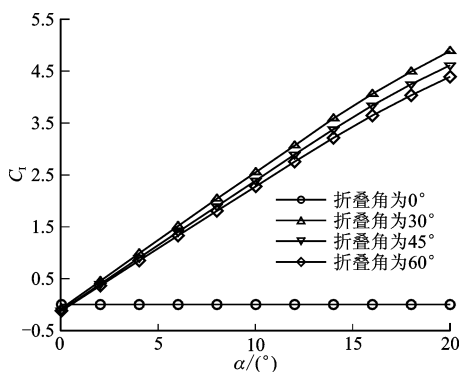
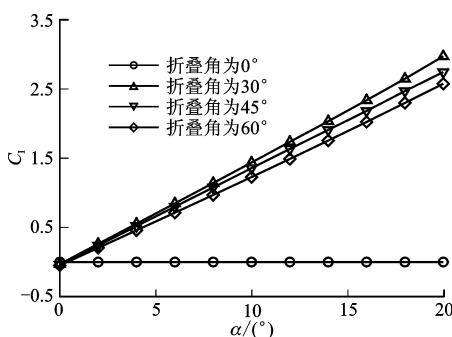
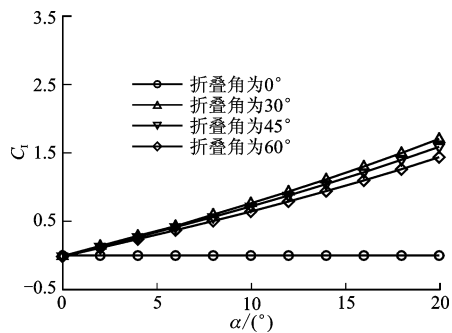
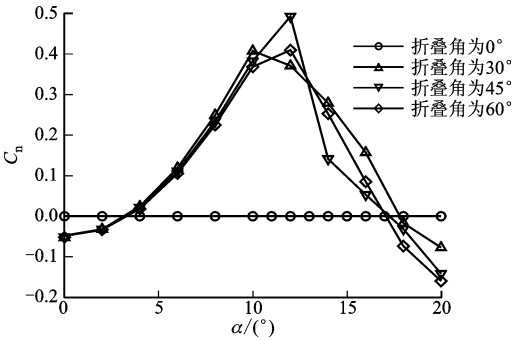
(a)  $Ma=0.4$ (b)  $Ma=1.2$ (c)  $Ma=2.0$ (d)  $Ma=4.0$ 

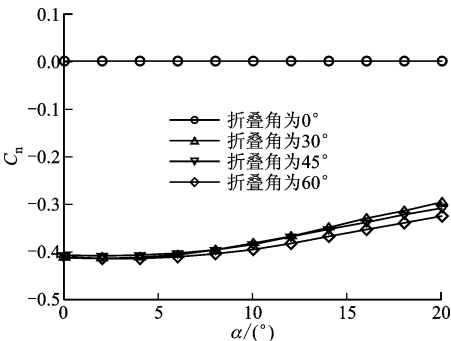
图14 滚转力矩系数的对比

的速度范围内, 所有模型的非对称折叠都会产生很大的滚转力矩, 并且滚转力矩随着迎角的增大而增加。不同的是, 在亚声速状态, 失速后滚转力矩系数开始减小, 而在超声速状态, 滚转力矩系数在计算的迎角范围内一直增加。相对而言, 偏航力矩系数  $C_n$

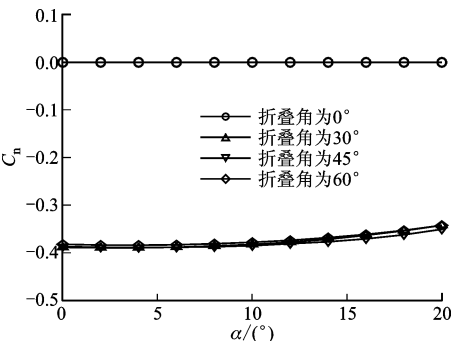
随迎角的变化不大,如图 15 所示。在亚声速状态,偏航力矩随着迎角的增加先增大,当超过失速迎角后又开始减小。在跨声速状态,当马赫数为 0.8 时,偏航力矩数值随着迎角的增加一直减小;当马赫数为 1.2 时,偏航力矩数值随着迎角的增加一直增大。



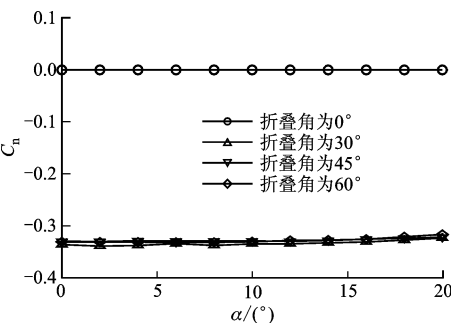
(a)  $Ma=0.4$



(b)  $Ma=1.2$



(c)  $Ma=2.0$



(d)  $Ma=4.0$

图 15 偏航力矩系数的对比

在超声速状态,偏航力矩基本保持不变,并且不同模型之间数值差别不大。总的来说,展向自适应方案的非对称折叠可以产生相当大的滚转力矩和偏航力矩,可以用来进行方向操纵。

3 结 论

(1)在亚声速流动情况下,展向自适应机翼外段折叠后抑制了下洗流动,导致升力增加,诱导阻力减小,因此气动效率明显提高。来流马赫数越大,涡流越强,外段机翼折叠后气动效率提高的效果越明显。此外,机翼折叠角度对气动效率没有明显的影响。

(2)在跨声速流动情况下,展向自适应机翼外段折叠后对流动的影响很小。在超声速流动情况下,特别是  $Ma$  超过 4.0 以后,不同折叠方案相对于未折叠机翼的升力和阻力均减小,并且阻力减小更明显,因此气动效率提高。

(3)在计算的速域范围,所有模型的非对称偏转都会产生很大的滚转和偏航力矩,因此展向自适应方案的非对称折叠可以用来进行方向操纵。

机翼变形技术是针对下一代飞机的一项很有前景的应用技术。虽然本文初步验证了展向自适应机翼在增升减阻以及操控方面的可行性,但是由于在结构设计和制造、操纵机构设计和运作以及适航认证等方面尚有未解决的难题,自适应机翼技术距离走向实用还有很长的路。未来仍需要重点解决的关键技术问题有:可变形飞行器精确气动性能预测和气动布局研究,可变形飞行器总体设计优化,基于形状记忆合金的机翼变形的驱动和控制,机翼变形前后的飞行稳定性与操纵性,可变形飞行器的飞行控制技术,智能材料与结构的应用技术。

参考文献:

[1] 张聚恩. 大国航空: 从百年奋发到世纪辉煌 [M]. 北京: 科学出版社, 2018: 151-172.

[2] VALASEK J. Morphing aerospace vehicles and structures [M]. New York, USA: John Wiley & Sons Ltd., 2013: 1-10.

[3] CONCILIO A, DIMINO I, LECCE L, et al. Morphing wing technologies: large commercial aircraft and civil helicopters [M]. Amsterdam, Holland: Elsevier, 2017: 126-143.

[4] LI Daochun, ZHAO Shiwei, DA RONCH A. A review of modelling and analysis of morphing wings [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2018, 100: 46-62.

[5] STANEWSKY E. Adaptive wing and flow control

- technology [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2001, 37(7): 583-667.
- [6] BARBARINO S, BILGEN O, AJAJ R M. A review of morphing aircraft [J]. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 2011, 22(9): 823-877.
- [7] STANEWSKY E. Aerodynamic benefits of adaptive wing technology [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2000, 4(7): 439-452.
- [8] ÖZGEN S, YAMAN Y, SAHIN M, et al. Morphing air vehicle concepts [EB/OL]. [2020-01-20]. <https://www.researchgate.net/publication/228889328>.
- [9] RODRIGUEZ A. Morphing aircraft technology survey [C]// The 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. New York, USA: AIAA, 2007: 1258.
- [10] GOMEZ J C, GARCIA E. Morphing unmanned aerial vehicles [J]. *Smart Materials and Structures*, 2011, 20(10): 103001.
- [11] MOHOLT M, BENAFAN O. Spanwise adaptive wing [EB/OL]. [2020-02-02]. <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20170009544.pdf>.
- [12] LÓPEZ I. Convergent aeronautics solutions (CAS) project overview [EB/OL]. [2020-02-02]. <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20170006909.pdf>.
- [13] THILL C, ETCHES J, BOND I, et al. Morphing skins [J]. *The Aeronautical Journal*, 2008, 112(1129): 117-139.
- [14] HENRY J, PINES D. A mathematical model for roll dynamics by use of a morphing-span wing [C]// The 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. New York, USA: AIAA, 2007: 1708.
- [15] ZHANG Qing, HUA Ruhao, YE Zhengyin. Experimental and computational investigation of novel vertical tail buffet suppression method for high sweep delta wing [J]. *Science China: Technological Sciences*, 2015, 58(1): 147-157.
- [16] ZHANG Qing, YE Zhengyin. Novel method based on inflatable bump for vertical tail buffeting suppression [J]. *Journal of Aircraft*, 2015, 52(1): 367-371.
- [17] 张庆, 叶正寅. 一种基于充气气囊的垂尾抖振抑制新方法研究 [J]. *工程力学*, 2014, 31(12): 234-240. ZHANG Qing, YE Zhengyin. Study on a new method for suppression of vertical tail buffeting using inflatable bumps [J]. *Engineering Mechanics*, 2014, 31(12): 234-240.
- [18] 张庆. 高速再入飞行器动力学问题研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2018: 17-34.
- [19] 华如豪, 叶正寅. 排式充气机翼的高效气动布局研究 [J]. *空气动力学学报*, 2012, 30(2): 184-191. HUA Ruhao, YE Zhengyin. Research on effective aerodynamic configuration of row inflatable wings [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2012, 30(2): 184-191.
- [20] 张庆, 叶正寅. 排式双翼布局低雷诺数气动特性计算研究 [J]. *工程力学*, 2019, 36(10): 244-256. ZHANG Qing, YE Zhengyin. Computational investigations for aerodynamic characteristic analysis of low Reynolds number doubly-tandem wing configurations [J]. *Engineering Mechanics*, 2019, 36(10): 244-256.
- [21] 杨磊. 空中发射分离过程的动力学问题研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2018: 21-30.
- [22] ZHANG Qing, YE Kun, YE Zhengyin, et al. Aerodynamic optimization for hypersonic wing design based on local piston theory [J]. *Journal of Aircraft*, 2016, 53(4): 1065-1072.

(编辑 杜秀杰)

(上接第 173 页)

- [17] XIONG J, CAO J, ZHANG Y. Early stage C-history method: rapid and accurate determination of the key SVOC emission or sorption parameters of indoor materials [J]. *Building and Environment*, 2016, 95: 314-321.
- [18] 沈隽, 曹连英, 黄占华. 密闭小室测定建材有机挥发物散发特性的研究 [J]. *北京林业大学学报*, 2011, 33(3): 111-114. SHEN Jun, CAO Lianying, HUANG Zhanhua. Emission characteristics of volatile organic compounds of building materials in small airtight chamber [J]. *Journal of Beijing Forestry University*, 2011, 33(3): 111-114.
- [19] YAO Y, XIONG J, LIU W, et al. Determination of the equivalent emission parameters of wood-based furniture by applying C-history method [J]. *Atmospheric Environment*, 2011, 45: 5602-5611.
- [20] CAO J, WESCHLER C J, LUO J, et al. C<sub>m</sub>-History method, a novel approach to simultaneously measure source and sink parameters important for estimating indoor exposures to phthalates [J]. *Environmental Science & Technology*, 2016, 50(2): 825-834.
- [21] 杨昉明. 液体危化品挥发过程中团簇结构计算及抑制机理研究 [D]. 天津: 天津科技大学, 2015: 65.

(编辑 杜秀杰)