

文章编号: 2097-1974(2024)03-0009-05

DOI: 10.7654/j.issn.2097-1974.20240302

变形翼舵技术在导弹领域的应用需求及技术发展路线

姚重阳^{1,2}, 王晓鹏², 张海瑞², 雷豹², 夏艳²

(1. 清华大学国家卓越工程师学院, 北京, 100084; 2. 中国运载火箭技术研究院, 北京, 100076)

摘要: 采用变形翼舵技术可解决导弹对发射平台尺寸强约束问题, 改善导弹升阻比及弹道末段机动性能, 实现飞行全程气动外形最优, 适应多任务作战需求。对国内外变形翼舵技术发展进行了概述, 介绍了变形翼舵方案组成, 分析了导弹对变形翼舵技术的需求, 提出了单次阶跃变形、往复伸缩变形、柔性连续变形三阶段技术发展路线以及各阶段的关键技术, 为变形翼舵技术在导弹武器领域的深入研究及应用提供了参考。

关键词: 变形翼舵; 导弹; 应用需求; 发展路线; 关键技术

中图分类号: V19 文献标识码: A

The Application Requirements and Technological Development Route of Deformable Wing Rudder Technology in Missile Fields

YAO Chongyang^{1,2}, WANG Xiaopeng², ZHANG Hairui², LEI Bao², XIA Yan²

(1. National Graduate College for Engineers, Tsinghua University, Beijing, 100084; 2. China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing, 100076)

Abstract: The use of deformable wing rudder technology can solve the problem of strong constraints on the launch platform size of missiles, improve the lift to drag ratio and ballistic maneuverability of missiles, achieve optimal aerodynamic shape throughout the flight, and adapt to the needs of multi mission operations. The development of deformable wing rudder technology at home and abroad is summarized, the composition of deformable wing rudder scheme is briefly introduced. The missile's demand for deformable wing rudder technology is analyzed, and the development path of single step deformation, reciprocating expansion deformation, flexible continuous deformation and the key technologies of each stage are put forward. The research results provide a reference for the in-depth research and application of deformable wing rudder technology in the field of missile weapons.

Keywords: deformable wing rudder; missile; application requirements; development route; key technology

0 引言

自然界中, 鸟类可以通过改变翅膀形状来适应不同的飞行需求。受此启发, 变体飞行器应运而生。变体飞行器通过不断改变飞行器结构的气动外形, 来提高飞行器的效率、机动性和多环境、多任务适应能力, 达到扩展包线和全程最优。对于航空飞行器, 国内外研究人员已开展大量的研究和探索, 针对变形机翼, 目前已有变展长、变弦长、变后掠、变弯度等多种方式的变体飞行器探索研究, 并开展了工程应用。

日趋复杂的战场环境对导弹武器的作战性能提出了越来越高的要求, 迫使其飞行包线不断扩大, 导弹对变形技术的需求越来越强烈。通过变形翼舵来实现导弹武器气动外形变化是目前研究的主要技术途径。考虑工程实现的便利性, 目前导弹变形翼舵的主要实

现途径有伸缩、折叠、变后掠等, 主要用于缩小导弹结构包络尺寸以适应发射平台约束、改善导弹气动特性以提高射程和机动性能。

1 国内外研究现状

美国是最早开展对变体飞行器研究的国家, 并在该领域处于领先地位。美国国家航空航天局从20世纪70年代开始率先开展一系列关于变体飞行器的研究, 催生出众多性能卓越的军用变后掠翼飞机, 如F-14等。20世纪80年代中期, 美国空军研究实验室开展任务自适应机翼计划, 在空军基地试验了经过改进的F-111飞机。这种自适应机翼能增大升阻比、改善机动性并延迟气流分离, 但机械液压驱动系统过于复杂和笨重, 很难实际应用。马里兰大学设计了一种

机械式“多关节”变弯度机翼^[1],该机翼每个翼肋均由6个铰接的片段构成,每个片段可单独变化 5° ,组合变形可改变整个机翼的弯度,而机翼蒙皮表面不会出现不连续现象,如图1所示。

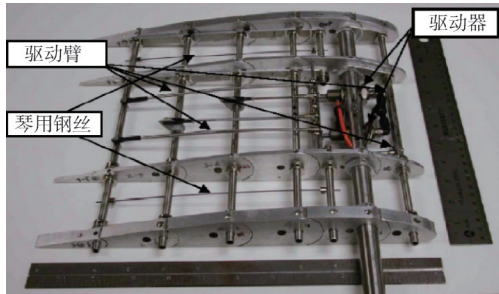


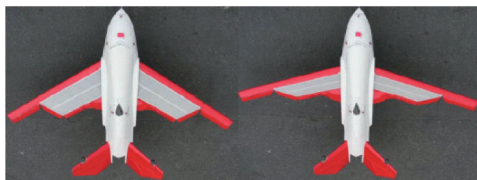
图1 马里兰大学的变弯度机翼模型

Fig. 1 Variable camber wing model of the university of Maryland

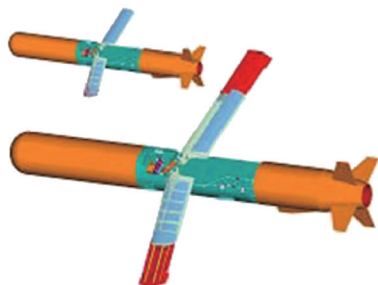
2003年,美国国防先进研究项目局、美国空军研究实验室和美国国家航空航天局共同开展了变体飞机结构项目^[2-4]。该项目主要由3家主承包商分别提出3种变形方案,如图2所示,分别是洛克希德·马丁公司的“折叠机翼”方案,新一代航空技术公司提出的“滑动蒙皮机翼”方案和雷声公司提出的“伸缩机翼”方案。其中洛克希德·马丁公司和新一代航空技术公司提出的原型飞机开展了试飞试验,雷声公司提出的“伸缩机翼”方案计划将升缩翼应用于战斧巡航导弹,后因安装空间有限难以布置驱动装置而终止。



a) 洛克希德·马丁公司的“折叠机翼”方案



b) 新一代航空技术公司提出的“滑动蒙皮机翼”方案



c) 雷声公司提出的“伸缩机翼”方案

图2 美国变体飞机计划

Fig. 2 The morphing aircraft program of the United States

折叠式变形翼舵技术具有占用空间小、易于实现的优势,在导弹武器装备中已有应用,具体实现有全折叠式和部分折叠式。全折叠式的弦向分离面在根部,可使导弹径向尺寸最小,以满足储运和发射装置的装填要求。全折叠式包括横向折叠和纵向折叠两种实现方式。其中,横向折叠展开机构是从中部或靠近根部进行折叠,适用于各种类型的导弹,通常采用弹力驱动和电力驱动方式展开,横向折叠主要有卷叠式和潜入式;纵向折叠展开机构使整个被折叠部分向后运动,直到紧贴于弹身之上,或潜入弹体之内。此种折叠展开方式一般用于大翼展巡航导弹,有利于储运和导弹的发射,飞行速度较低,典型应用如战斧系列、钻石背巡飞弹等^[5],如图3所示。部分折叠式弦向分离面不在根部,而在中部或近根部,故有与弹身连接的固定面存在。采用部分折叠式导弹径向尺寸仅可减小到一定程度,有横向折叠、多次折叠和伸缩型折叠等多种实现方式。如美国AGM-183A导弹,其空气舵采用了折叠技术,缩小了导弹外形包络,以适应飞机空间约束要求。

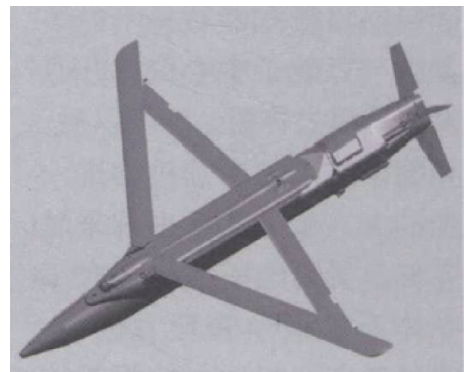


图3 装备MBDA公司钻石背弹翼装置的导弹

Fig. 3 MBDA's diamond-back missile

中国的高校及科研院所也对变体飞行器开展了相关的研究和应用探索。哈尔滨工业大学提出了一种可以展开的机翼结构,该机翼采用形状记忆聚合物(Shape Memory Polymers, SMPs)作为蒙皮材料,机翼的翼型由形状记忆聚合物泡沫制成^[6]。在飞行器起飞前,机翼被卷曲在机身上以节省运输和发射空间,飞机起飞后加热机翼使其平稳展开。南京航空航天大学设计了另一种变翼梢小翼结构,该结构利用形状记忆合金进行闭环控制,在1 min内翼梢小翼的倾斜角的最大变化量达到 23° ^[7]。

在导弹武器领域,中国主要研究应用了折叠式变形翼舵技术,航天行业及兵器行业相关单位均开展了

相关的研究^[8-10]，主要用于解决导弹结构尺寸对发射平台适应性问题，发射前处于折叠状态，在脱离发射平台尺寸约束后受控展开。

综上，变形翼舵技术在航空飞行器领域应用研究较多，已探索了变展长、变后掠、变弦长、变弯度等多种变形技术；在导弹武器领域，受限于服役环境的复杂性，目前仅局限于对折叠式变形技术的研究和应用。

2 变形翼舵典型功能组成

应用于导弹的变形翼舵典型功能组成主要有驱动装置、锁紧装置、翼舵结构，其中锁紧装置按功能需求可能包括初始锁紧装置和到位锁紧装置，如图4所示。驱动装置主要用于按控制指令驱动翼舵变形结构完成预定变形运动，常用的驱动装置有电机、液压作动器、机械储能元件、火工品、智能材料驱动装置等。锁紧装置主要用于实现变形翼舵在指定变形位置的锁紧固定，一般采用弹簧销、自锁电机等实现。翼舵结构不同于不可变形翼舵结构，一般由固定部分和变形部分组成，在驱动装置作用下实现变形。

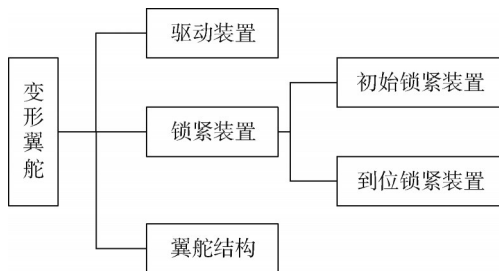


图4 变形翼舵典型功能组成

Fig. 4 Typical function of deformed wing rudder

3 导弹对变形翼舵技术的需求

从上述国内外研究现状分析可以发现，目前导弹应用折叠式变形翼舵技术主要为了解决发射平台对导弹的尺寸强约束问题，在导弹脱离发射平台后即刻受控展开，完成变形功能。但日趋复杂的战场环境对导弹武器的作战性能提出了越来越高的要求，同时也对变形翼舵技术提出不同的技术需求。

3.1 装填比提升及发射平台尺寸强约束需求

对于挂机发射或筒式发射的导弹，发射平台对导弹结构提出了尺寸强约束。导弹多采用空气舵或水平翼作为飞行稳定控制结构，翼舵结构凸出导弹结构外，占有较大的包络空间。要想在有限的结构空间内提高有效作战载荷、提升武器性能，必须采用变形翼

舵技术，在发射前缩小导弹尺寸包络空间，以解决发射平台尺寸强约束问题。这类需求是导弹对变形翼舵技术的基本需求，仅需要翼舵结构完成一次变形，也是目前国内外研究应用最多的翼舵变形技术，多采用单次折叠变形技术实现。

这类需求有两种典型的应用模式：一是导弹在脱离发射平台的尺寸强约束后，翼舵结构即刻变形并锁定为刚性工作状态参与飞行控制，直至导弹完成预定作战任务；二是导弹脱离发射平台后主动飞行，在满足预定的飞行时序时，翼舵变形并锁定为刚性工作状态，直至导弹完成预定的作战任务。

3.2 作战射程及机动性能提升需求

在同一尺寸规模和动力系统条件下，导弹的升阻比决定了其作战射程及机动性能。采用大展弦比的水平翼结构，可有效提升导弹的升阻比，增加射程，提升战术技术指标。但大展弦比水平翼结构也削弱了导弹的机动性能，特别是在飞行末段接近攻击目标时，需要快速完成机动突防或下压攻顶，这时大展弦比水平翼结构限制了导弹的机动性能。这类需求对翼舵变形技术提出了新要求，需要变形翼具有往复变形功能，需要高升阻比飞行段变形至大展弦比，提升升阻比，增大射程。在机动突防飞行段需要变形至收拢状态，降低升阻比提供机动性能。

这类需求的典型应用模式有：a) 导弹起飞后加速攀升，这一阶段变形翼处于收拢状态，以减小稠密大气层内飞行阻力；b) 飞行至预定高度后，导弹转入平飞状态，此时变形翼伸展为最大展弦比状态，提升升阻比，提高射程；c) 机动突防飞行时，变形翼再次变形，收拢至初始状态，提高导弹的机动性能。变形翼可根据飞行任务往复变形，适时改变气动外形，直至完成预定作战性能。这类典型应用模式也使变形翼结构规避了在稠密大气层内飞行的严酷力热环境，工程可实现性高。

3.3 未来战场适应多任务作战需求

未来战场复杂多变，希望飞行器可根据不同飞行任务像鸟类一样自适应连续改变气动外形，使飞行器始终保持最佳飞行气动外形。从而实现高速飞行、无动力机动、巡弋待机等多种飞行模式的灵活组合，突破现有飞行器功能模式的束缚，适应复杂的任务环境，在未来战场博弈中占据先机。这对变形翼舵技术提出了更高的要求，要求变形翼舵能够实现可控无级连续变形，同时还要翼舵变形过程能始终确保外形光滑连续，避免导弹在高马赫数飞行过程中产生严酷的

局部热环境,导致飞行失败。

这类需求的典型应用模式有:导弹脱离发射平台前,变形翼舵处于收拢状态;脱离发射平台飞行过程中,依据飞行姿态和飞行环境自主在线决策,自适应改变翼舵形状,确保飞行过程最优气动外形;根据作战任务,实时改变翼舵外形,实现高速无动力机动飞行、快速机动突防、慢速盘旋侦察等使命,完成大范围跨空域、跨速度域飞行。

4 技术发展路线及关键技术

依据导弹作战需求分析,提出了对翼舵变形技术3个层次的需求,技术难度也逐级上升。对标上述需求,总结目前国内外研究进展,提出了单次阶跃变形折叠翼舵技术、往复连续变形伸缩翼舵技术、柔性连续变形翼舵技术3个方向的技术发展路线和关键技术,可分别对应解决第3节提出的3个不同层次的应用需求。

4.1 单次阶跃变形折叠翼舵技术

单次阶跃变形折叠翼舵技术在导弹飞行过程中仅开展一次阶跃式不可逆变形,是解决目前装备发射平台尺寸强约束问题以及提升导弹装填比的首选技术路线。目前国内外导弹应用这类变形技术较多,在低马赫数飞行领域技术应用相对成熟,特别是脱离发射平台即刻展开的低马赫数飞行器折叠翼舵技术,已在导弹武器领域得到了较为广泛的应用。但是,对于在飞行过程中达到预定时序再受控展开的折叠翼技术,尚无相关研究应用。同时,在高马赫数飞行器领域,折叠翼舵面临的力热环境也越来越严酷。这类变形翼舵技术未来面临的关键技术主要有:

a) 折叠翼气动布局的高维及多目标高效优化技术。

为满足高马赫数飞行器装填需求、射程需求、稳定控制需求和尺寸约束,常规基于工程经验的气动设计方法难以充分发挥折叠的技术优势,需对气动外形进行精细化设计,因此需开展适用于高马赫数飞行的折叠翼气动布局高维及多目标优化设计。考虑升阻比、升重比、操稳性等指标需求,开展多约束、多目标气动外形优化,针对高维多目标优化问题海量计算需求,研究高效求解算法实现折叠翼气动外形快速寻优。

b) 折叠翼舵强非线性高温动特性预示及刚度优化技术。

折叠翼舵是典型的非连续结构,折叠引起结构不连续和各类间隙使其与一体化翼面相比,在动特性方

面具有先天劣势。在高马赫数长航飞行带来的高温环境下,热应力、热变形严酷,材料本构参数、多尺度缝隙尺寸以及连接特性均产生不同程度变化,高温动特性预示及刚度优化成为技术难题,需开展非线性高温动特性技术研究、折叠机构刚度影响因素及其灵敏度分析,为抑制翼舵面颤振、降低控制难度提供理论支撑,为折叠翼舵的工程实现提供技术指导。

c) 轻质隔热承载一体化折叠翼舵结构与机构热防护设计技术。

高马赫数飞行折叠翼舵面临严酷热环境,大面积结构外表面温度长时间可能达到1600℃以上,同时受结构质量及尺寸规模限制,传统的隔热结构+承载结构夹芯式技术方案阻力大,需要探索轻质隔热承载一体化技术。同时,长时间高温环境下,不可避免存在连接匹配、界面处理、力热耦合等复杂科学问题,相关机理和设计准则的揭示是一项关键技术。另外,折叠翼舵不可避免存在多尺度结构缝隙,缝隙热环境的科学预示和结构热防护问题也是一项艰巨的挑战。

4.2 往复连续变形伸缩翼舵技术

往复连续变形伸缩翼舵技术在导弹飞行过程中可完成一次或多次往复伸缩变形,是统筹解决发射平台尺寸约束、根据飞行速度和需求调整升阻比兼顾射程以及机动性能提升的有效技术路线。这类变形技术国外有过探索研究(如雷声公司针对战斧导弹提出的“伸缩机翼”方案),但仍面临如何兼顾结构增重与性能提升、缝隙热防护等实际问题。这类变形翼舵技术未来面临的关键技术主要有:

a) 往复伸缩变形总体优化设计及策略。

虽然从导弹作战射程及机动性能提升需求出发已经提出了初步应用场景,但如何最大限度发挥伸缩变形技术的效能,如何确定升阻比提升和机动性能的最优匹配和转换策略,如何自适应完成伸缩连续变形等具体问题,还需要系统研究。

b) 伸缩翼舵结构缝隙动态可靠热密封技术。

伸缩翼舵结构不可避免存在结构台阶和缝隙,对于导弹高马赫数飞行环境,势必会带来局部严酷的热环境。如何解决结构缝隙动态可靠密封,在不影响变形运动的前提下实现动态可靠热密封,是一项关键技术。

c) 小型化轻质高刚度伸缩翼舵结构设计技术。

想要通过伸缩变形翼舵结构提升导弹武器的升阻比,变形翼舵结构在飞行剖面上的截面积就要尽可能小,而展长要尽可能大,这对于结构实现是一项重大

挑战。同时还要统筹变形结构增重与升阻比改善的费效比,这也是这类变形技术面临的实际工程问题。需要探索研究小型化、轻质、高刚度伸缩翼舵结构与机构设计方法,探索智能驱动材料在该领域应用的可行性。

4.3 柔性连续变形翼舵技术

柔性连续变形翼舵技术可按需自适应改变气动外形,是面向未来战场解决未来导弹武器装备适应多任务作战的技术路线。目前国内外已有多家单位开始探索各种技术方案的工程应用可行性,如果相关关键技术得以突破,势必会改变未来战场规则,带来导弹的跨代发展。这类技术未来面临的关键技术主要有:

a) 柔性连续自适应变形导弹气动布局优化技术。

为实现导弹自适应变形与跨域机动飞行,根据“感知—决策—驱动—变形—控制”技术链路,首先需要研究“变成什么样的外形”的问题。以实时气动外形最优为主要目标,围绕伸缩式、折叠式、变后掠、变弯度以及组合变形等变形模式,提炼出实时气动布局优化准则并开展气动布局优化,是首先要解决的问题,需要大量系统的分析研究。

b) 自适应变形导弹刚柔耦合非线性动力学建模与简化技术。

相对于空间多刚体动力学建模及大变形柔性体建模,变形导弹构成了一类刚体与变形体混合系统的刚柔耦合动力学问题。不仅需要从动力学角度建立物理坐标下的控制方程,还需要将其与飞行稳定控制的需求相统一,面临着动力学表征复杂、方程阶次高、求解计算困难等问题,需要开展面向飞行稳定控制需求的高马赫数变形导弹刚柔耦合动力学建模及模型降维方法研究,在正确描述飞行器动力学特性的前提下降低分析设计难度。这一关键问题直接决定了柔性连续变形技术在导弹武器应用的可行性,需要开展大量的机理研究。

c) 非线性自适应在线重构控制技术。

变形导弹具有强耦合、强非线性和强时变的动力学特性,在大空域、宽速域飞行过程中的变形导致模型参数变化剧烈,传统飞行器基于小扰动线性化和固化系数法的姿态控制系统设计方法难以适用,需要研究面向变形导弹的非线性自适应在线重构控制技术,提高控制系统的鲁棒性。

d) 适用于柔性连续变形的耐高温蒙皮及变形结构实现技术。

设计可用于极端力热环境的柔性蒙皮结构,需要

具备较小的面内刚度以满足变形需求,同时还要有一定的面外刚度以适应飞行外压载荷,另外还要适应飞行过程严酷的热环境,是一项具有挑战性的任务。通过建立柔性智能材料的分析模型,总结可控变形驱动机理,可为蒙皮设计提供理论依据。其研究涉及柔性智能材料的响应机理、驱动机制,需要理论模型和大量的试验数据支撑。

传感、驱动、承载一体化是变形飞行器设计的重要趋势,而传感器、作动器的分布式设计是提高飞行器可控变形能力的重要手段。因此,考虑变型翼上传感器、作动器的一体化、分布式的特性,研究基于自感知信号的多作动器协同控制方法以实现与蒙皮可控精确协同变形,也是需要解决的一项关键技术。

5 结束语

变形翼舵技术在导弹发展历程中扮演着重要角色,未来战场的复杂性对导弹变形技术的需求提出了更高的要求。本文根据导弹对于变形翼舵技术的需求,提出了3种变形翼舵技术发展路线,并结合国内外研究现状提出了各项技术路线面临的关键技术,对于变形翼舵技术在导弹领域未来的工程应用具有一定的指导意义。虽然目前仅有单次阶跃变形折叠翼舵技术在导弹中应用相对成熟,但是从未来导弹发展来看,往复连续变形伸缩翼舵技术和柔性连续变形翼舵技术的发展应用也是必然趋势,同时也将改变未来战场模式,促使导弹的跨代发展。

参 考 文 献

- [1] POONSONG P. Design and analysis of a multi-section variable camber wing[D]. College Park: University of Maryland, 2004.
- [2] BARBARINO S, BILGEN O, AJAJ R M, et al. A review of morphing aircraft[J]. Journal of Intelligent Material Systems & Structures, 2011, 22(9): 823-877.
- [3] JOHN S F, ROLF C S, ROBERT B M, et al. Development and flight testing of a morphing aircraft, the NextGen MFX-1[R]. AIAA-2007-1707, 2007.
- [4] THOMAS G I, ROBERT C S, MICHAEL H L, et al. Validation of the lockheed martin morphing concept with wind tunnel testing[R]. AIAA 2007-2235, 2007.
- [5] 许兆庆, 吴军基, 薛晓中, 等. 巡飞弹钻石背折叠翼结构优化设计[J]. 机械设计与研究, 2011, 27(1): 87-90.
XU Zhaoqing, WU Junji, XUE Xiaozhong, et al. Structural optimization of the diamond back wing of cruise missile[J]. Machine Design and Research, 2011, 27(1): 87-90.

- using test data[J]. AIAA Journal, 1983, 21(8): 1168-1173.
- [6] BARUCH M, BARITZHACK I Y. Optimal weighted orthogonalization of measured modes[J]. AIAA Journal, 1979, 17(8): 927-928.
- [7] MOTTERSHEAD J E, FRISWELL M I. Model updating in structural dynamics: a survey[J]. Journal of Sound and Vibration, 1993, 167(2): 347-375.
- [8] LAUWAGIE T, SOL H, HEYLEN W, et al. Determination of the in-plane elastic properties of the different layers of laminated plates by means of vibration testing and model updating[J]. Journal of Sound and Vibration, 2004(274): 529-546.
- [9] LINK M, WEILAND M. Damage identification by multi-model updating in the modal and in the time domain[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2009(23): 1734-1746.
- [10] LI Z G, LI Y C, WANG S Q, et al. Finite element model updating of a steel jacket scale model[C]. Yantai: International Conference on Civil Engineering, Architecture and Building Materials, 2012.
- [11] 张忠, 李海波, 任方. 星箭耦合系统多状态模型修正技术研究[J]. 强度与环境, 2012(6): 24-31.
ZHANG Zhong, LI Haibo, REN Fang. Multi-state model updating method for rocket and satellite coupled system[J]. Structure & Environment Engineering, 2012(6): 24-31.
- [12] 李元生, 高庆. 基于多岛遗传算法的多状态动力学模型并行修正方法[J]. 导弹与航天运载技术, 2014(6): 12-15.
LI Yuansheng, GAO Qing. Multimode dynamic model parallel updating method based on multi-island genetic algorithm[J]. Missiles and Space Vehicles, 2014(6): 12-15.
- [13] 魏锦辉, 任伟新. 基于响应面方法的桥梁静动力有限元模型修正[J]. 公路交通科技, 2015, 32(2): 68-73.
WEI Jinhui, REN Weixin. Static and dynamic bridge finite element model updating based on response surface method[J]. Journal of Highway and Transportation Research and Development, 2015, 32(2): 68-73.
- [14] 方圣恩, 张秋虎, 林友勤, 等. 参数不确定性估计的随机响应面模型修正方法[J]. 振动工程学报, 2016, 29(4): 594-602.
FANG Shengen, ZHANG Qiuhu, LIN Youqin, et al. Stochastic response surface model updating for estimating parameter uncertainties[J]. Journal of Vibration Engineering, 2016, 29(4): 594-602.
- [15] 王亮, 张妍, 蔡毅鹏, 等. 战术导弹多目标多状态模态修正方法[J]. 强度与环境, 2017, 44(5): 28-33.
WANG Liang, ZHANG Yan, CAI Yipeng, et al. Multi-objective and multi-stages dynamic model updating of the tactics missile based on structural sensitivity analysis[J]. Structure & Environment Engineering, 2017, 44(5): 28-33.
- [16] YUAN Z X, YU K P, BAI Y H. A multi-state model updating method for structures in high-temperature environments[J]. Measurement, 2018(121): 317-326.
- [17] BATOU A. A sensitivity-based one-parameter-at-a-time model updating method[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2019(1): 247-255.
- [18] YUAN P P, REN W X, ZHANG J, et al. Dynamic tests and model updating of nonlinear beam structures with bolted joints[J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2019(1): 193-210.

作者简介

- 杜家政 (1975—), 男, 博士, 副教授, 主要研究方向为损伤拓扑优化、模型修正和在役检测。
- 王哲 (1997—), 男, 硕士研究生, 主要研究方向为模型修正和在役检测。
- 李星辰 (2000—), 男, 硕士研究生, 主要研究方向为模型修正和在役检测。

(上接第13页)

- [6] 冷劲松, 孙健, 刘彦菊. 智能材料和结构在变体飞行器上的应用现状与前景展望[J]. 航空学报, 2014, 35(1): 29-45.
LENG Jingsong, SUN Jian, LIU Yanju. Application status and future prospect of smart materials and structures in morphing aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(1): 29-45.
- [7] 李伟, 熊克, 陈宏, 等. 含有SMA弹簧驱动器的可变倾斜角翼梢小翼研究[J]. 航空学报, 2012, 31(1): 22-33.
LI Wei, XIONG Ke, CHEN Hong, et al. Research on variable cant angle winglets with shape memory alloy springs[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 31(1): 22-33.
- [8] 陈铁彪, 王洪波, 康永来, 等. 变形技术在助推-滑翔飞行器中的应用前景分析[J]. 战术导弹技术, 2017(5): 1-5.
CHEN Tiebiao, WANG Hongbo, KANG Yonglai, et al. Application prospects of morphing technology in the boost-glide vehicle[J]. Tactical Missile Technology, 2017(5): 1-5.
- [9] 彭悟宇, 杨涛, 涂建秋, 等. 高超声速变形飞行器翼面变形模式分析[J]. 国防科技大学学报, 2018, 40(3): 15-21.
PENG Wuyu, YANG Tao, TU Jianqiu, et al. Analysis of the deformation modes of the hypersonic morphing wing aircraft[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2018, 40(3): 15-21.
- [10] 许云涛. 智能变形飞行器发展及关键技术研究[J]. 战术导弹技术, 2017(2): 26-33.
XU Yuntao. Research on the development and key technology of smart morphing aircraft[J]. Tactical Missile Technology, 2017(2): 26-33.

作者简介

- 姚重阳 (1983—), 男, 研究员, 主要研究方向为飞行器结构与机构设计。
- 王晓鹏 (1989—), 男, 高级工程师, 主要研究方向为飞行器变形机构设计。
- 张海瑞 (1972—), 男, 研究员, 主要研究方向为飞行器总体设计。
- 雷豹 (1989—), 男, 高级工程师, 主要研究方向为飞行器变形机构设计。
- 夏艳 (1989—), 女, 工程师, 主要研究方向为飞行器变形机构设计。