

可变形翼战术导弹的研究与发展*

Research and Development of Tactical Missile with Morphing Wing

段朝阳 张公平 / 中国空空导弹研究院

摘要:介绍了变形翼技术的应用概况,重点阐述了其在战术导弹上的研究现状,分析了可变形翼战术导弹所具有的若干技术优势,总结出涉及可变形翼战术导弹研究的几项关键技术,指出其研究与发展的新趋势。

关键词: 可变形翼; 战术导弹; 多操纵面; 智能材料

Keywords: morphing wing; tactical missile; multiple control effectors; intelligent material

0 引言

日益复杂的战场环境对战术导弹的作战性能提出了越来越高的要求,迫使其飞行包线逐渐扩大,新技术应用不断涌现。在此背景下,可变形翼战术导弹概念应运而生。所谓变形翼指的是飞行器的翼面形状或其剖面形状可受控变化^[1]。一般来说,翼面形状与剖面形状的变化总是相伴而生,但因前者为大尺度变形,对飞行器气动特性和飞行控制影响较大,加之其工程实现简单,目前实用的变形翼几乎都采用翼面刚性变形方案^[2-6],即整个机翼或其一部分相对翼面作刚体运动,如变后掠翼、斜置翼、伸缩翼等。

1 变形翼技术发展概况

自1903年,美国人莱特兄弟采用“Wright Flyer I”两翼端扭曲变形以抑制横滚,从而成功实现人类第一次有载人动力飞行以来,有关变形翼技术的研究就从未中断。例如,上世纪60~70年代,冷战中的美苏两国曾相继开展变形翼技术研究,催生出众多性能卓越的军用变后掠翼飞机,如B-1与图-160等远程战

略轰炸机,F-14、米格-23与“Tornado”等高机动战斗机^[7]。然而,为解决变后掠引起的压力中心转移问题,机翼通常可沿翼根弦向移动,从而导致驱动机构十分复杂^[8]。为此,美国Ames工业公司于1979年设计了一架仅采用一套中央变掠机构、结构重量更轻、长细比更优、更适于高速飞行的斜置翼方案AD-1试验机。但在当年的试飞中发现,当左翼前掠角偏至某角度时,机翼负载陡增,变形严重,并最终导致操纵品质急剧恶化,因此,项目被迫中止^[9]。直到2005年,美国国防部预先研究计划局(DARPA)重提“斜置飞翼”计划,诺斯罗普·格鲁门公司才提出了另一种斜置翼飞机X-plane,该机计划在2020年左右试飞^[10]。可见,在有人驾驶飞机领域,应用及研究较多的变形翼技术为变后掠翼或斜置翼方案。

近年来,随着无人机作用的日益突出,研究将变形翼技术应用于无人机上正受到越来越多的重视。例如,2003年,美国DARPA委托AFRL代理招标,实施一项名为MAS(Morphing Aircraft Structure)的项目。NextGen Aeronautics公司便研制出一架名为MFX-1的“滑

动蒙皮”无人机,其机翼蒙皮为智能材料,前后缘及侧缘采用刚性连杆机构,翼根前缘铰点固定,后缘接一滑块,通过操纵滑块在导轨上平移操纵整个翼面变形。目前该机的改进版本MFX-2已完成首次试飞,据称采用的是全智能自适应控制方案,它可使飞机在飞行过程中翼面参数连续变化,并在此过程中实现有冗余控制面存在时的优化分配,从而使多控制面在机翼变形时能协调动作,优化飞行性能。并且,由于多操纵面联合作用,传统舵面偏转幅度明显减小,控制精度也更高^[11]。

除美国DARPA外,还有其他国家的一些大学与科研机构在从事变形翼无人机技术的研究及应用,并且已经取得了很多重要的研究成果^[12]。可见,变形翼技术研究正在向无人化、智能化的方向发展。

2 可变形翼战术导弹研究现状及分析

变形翼技术发展无人化趋势的另一个重要表现是:可变形翼战术导弹概念的提出及应用研究。例如,在已述及的MAS项目中,雷神(Raytheon)公司也参与了投标,其方案为:将现有“战

* 航空科学基金(2008ZA12001)资助。

斧”巡航导弹的传统弹翼改装为翼展可根据飞行条件受控变化的“伸缩翼”(见图1),以增加航程。



图1 雷神公司的伸缩翼方案

2004年,Jae-Sung Bae等人深入研究了一种与“战斧”外形类似的可变翼展巡航导弹的气动及气弹特性,其弹翼为固定翼盒嵌套活动翼段,活动翼段为矩形,可在固定翼盒中受控伸缩,可变范围为原展长的50%。结果表明,该导弹亚声速飞行时,两翼翼展对称增加可有效降低总阻力,从而使射程大幅度提高;若两翼翼展反对称变化,则其产生的横滚力矩远大于传统控制面,因此完全有能力取代后者用于横滚控制^[13]。其后,国内西北工业大学的丛延等人采用前后翼联结的方法,提出一种更为复杂的组合变形翼巡航导弹概念,并基于经典控制理论分别设计了此类导弹的三通道控制律^[14]。而该校的王旭刚等人则针对一种变后掠翼巡航导弹的小扰动线性化动力学模型,利用变结构控制理论设计了俯仰通道的自动驾驶仪^[15]。可见,飞机型巡航导弹的气动外形及飞行特征与无人机类似,相互之间的技术移植更为便利。

然而,变形翼应用的对象并不止于巡航导弹,它完全可以推广应用至其他一些有翼战术导弹,如空空导弹。以美国“响尾蛇”近距空空导弹系列和“阿姆拉姆”中距空空导弹系列为例。隶属前者的AIM-9B最初为鸭式布局,其舵面为后掠双三角形,弹翼为后掠梯形。后因气动特性欠佳,便加长了舵面根弦,

同时也增大了弹翼前缘后掠角,由此形成AIM-9D。到AIM-9L型,该系列导弹的舵面和翼面已经过多次修改,尤其是弹翼翼展明显加长,而且为提高射程,还改装了新型火箭发动机。时隔不久,其最新型号AIM-9X服役,该弹弃用过去的鸭式布局,改用正常式布局,同时为改善机动性还采用了推力矢量技术。此外,为减阻增程,其弹翼面积再次减小。而与之演变过程类似,美国“阿姆拉姆”中距空空导弹系列也是几经修改。该系列导弹自1991年服役至今已有四个型号,前两个型号AIM-120A与AIM-120B均采用正常式布局,大后掠三角形弹翼,五角形舵面,最大射程50km。后来为方便战斗机内挂,曾将三角形弹翼改为切梢弹翼,舵面形状也稍有变化,并一直沿用至AIM-120C和AIM-120D。AIM-120D是最新型号,它充分利用了AIM-120C-7制导舱长度压缩后剩余的约15cm空间,装了一个加长版的火箭发动机,从而使射程增加到140km。可见,无论是近距空空导弹还是中远程空空导弹,为适应不同的作战要求,舵面、翼面和发动机都曾改进的重要对象。因此,若在空空导弹上采用可变形弹翼,必能使其兼顾多种要求,进一步提高作战性能,其理论依据如下式:

$$\left. \begin{aligned} X &= X(V, H, \alpha, \beta, \delta, \Lambda) \\ Y &= X(V, H, \alpha, \delta, \Lambda) \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

其中, X 为全弹升力,主要与飞行速度 V 、飞行高度 H 、攻角 α 、侧滑角 β 、舵偏角 δ 及弹翼可变参数 Λ 有关; Y 为阻力,除了与 V 、 H 及 α 有关外,还受 δ 与 Λ 影响。可见,采用可变形弹翼,当升力需求(需用过载)一定时,阻力并不唯一,若从中找出其最小值对应的参数组合 (δ, Λ) ,交由操纵机构执行,则可实现真正意义的优化飞行。下面不妨以文献[7]提供的标

准导弹模型作为算例,来说明马赫数为3时变形翼带来的增益效果,其极曲线如图2所示。

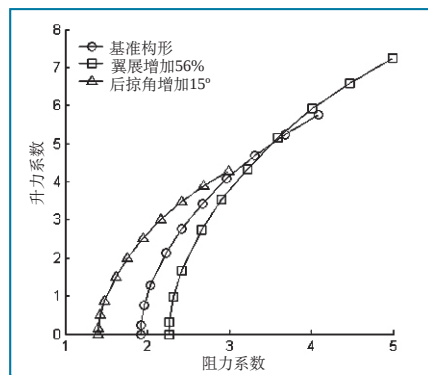


图2 标准模型的极曲线图

可见,在一定的飞行条件下采用合适的弹翼外形,有可能使全弹阻力降幅约64%,而升力需求不受影响;另一方面,当导弹机动,升力需求猛增时,其增幅最高可达约67%。因此,变形翼战术导弹的技术优势可总结如下。

1) 机动能力强,可用过载大。导弹机动飞行时,舵面所能提供的过载有限,通过控制弹翼变形如增大弹翼面积能有效提高可用过载。

2) 作战空域广,最大射程远。根据飞行环境及状态不同,自适应调整弹翼外形,可拓宽作战空域。例如,低速时采用小后掠弹翼,而高速时改用大后掠弹翼,则减阻增程效果明显。

3) 控制品质好,容错能力强。协调舵面偏转及弹翼变形可改善单独舵面操纵时的控制品质。特别是当其中一套操纵机构出现故障时,另一套操纵机构可继续执行控制指令。

变形翼战术导弹还可能同时具备其他一些潜在优势。比如,弹翼参与飞行控制可在一定程度上分担舵面负载,降低操纵面结构设计难度;弹翼操纵机构类似于舵机,技术可实现性强,可靠性高;弹翼缩小可节省外部空间,便于运输和挂载等。

正是基于上述原因,笔者的课题组近两年来在可变形翼空空导弹方面的研究,目前已经取得了以下一些有益的研究成果。

1)完成了一种典型中程空空导弹的变后掠、变翼展及组合变形的全弹准定常流场计算与分析,结果表明:变后掠翼导弹的机动能力增幅略低于变翼展方案,但其低阻优势更明显;此外,两种可变形翼方案在较大的速度范围内均具有较平稳的压心转移特性,因此在飞行中不会严重影响全弹的静稳定特性;只是在跨声速飞行时,应尽量避免弹翼变形,以免加剧气动参数变化。

2)建立了可变形翼战术导弹通用的6自由度非线性多体动力学分析平台,该平台集成了CFD预测方法,可实现动力学方程与气动力预测的联合交叉求解,能够更真实地反映弹翼变形对飞行状态的影响。仿真测试表明:所建立的动力学模型既能有效地反映可变形翼运动及气动参数变化对飞行的影响,又符合控制律设计对动态模型的要求;更重要的是,该仿真平台不仅能用于可变形翼战术导弹,还可用于其他类型的常规飞行器飞行仿真。

3)针对上述可变形翼空空导弹算例分别设计了经典控制律与变结构控制律。结果表明:经典控制律的控制品质对弹翼变形速率较为敏感,不能适应较高速率的弹翼变形;而在滚转控制特性良好的情况下,变结构控制方法的鲁棒性更强,控制效果更佳。

3 可变形翼战术导弹的关键技术

较之传统导弹,可变形翼战术导弹的特殊之处最直接体现在两方面,即质量分布与气动力分布可变化范围大。其中,质量是衡量飞行器保持原来运动状态能力的唯一度量,而气动力则是改变

其运动状态的重要因素。尤其是对于采用固体火箭发动机的有翼导弹如空空导弹,其推力往往不可控,气动力是唯一的外作用力。因此,可变形翼战术导弹的关键技术也就可以归纳为气动力及其与运动之间的相互关系和相应的控制问题。当然,还涉及一些与工程实现有关的结构、材料与优化问题。具体来说,主要有以下几方面。

1)由翼面变形引起的非定常流动描述及其计算问题:翼面变形时,全弹外流状态将随时间而变化,其精确描述及计算是可变形翼导弹气动特性分析与设计的依据。

2)可变形翼战术导弹的动力学描述问题:传统飞行器所用的单刚体动力学模型不能适用于所有可变形翼导弹,尤其对于弹翼相对质量较大、变形幅度明显或其速率较快的情况,其动力学方程的构建及合理近似不仅是线性或非线性动态特性分析的基础,更是控制设计的基础。

3)多操纵面的协调控制问题:较之传统导弹,变形翼是冗余操纵面,其与传统操纵面的协调控制目前多采用切换方法和次优控制分配方法。而实现多操纵面安装位置的优化,特别是协调控制分配的最优化,如基于气动预测方法的控制分配技术,无疑将成为充分发挥变形翼优势的关键。

4)可实现翼面变形的智能结构与材料问题:将智能结构与材料应用于变形翼将不可避免的涉及其可靠性及在驱动力与气动力作用下的复杂动力学行为。

4 结束语

随着航空科学技术的不断进步,变形翼技术的优势愈加明显。因此,可以预见,变形翼战术导弹,尤其是变形翼

巡航导弹的研究将从理论走向实践,而其他适于应用变形翼的战术导弹如空空导弹也将成为新的应用研究热点。此外,机电式操纵机构仍将是变形翼战术导弹完成弹翼变形的有效途径;而愈加成熟的智能结构与材料技术则将成为弹翼变形、特别是柔性变形的新手段。

AST

参考文献

- [1] Armando R. Rodriguez. Morphing Aircraft Technology Survey[R]. AIAA-2007-1258, 2007.
- [2] Terrence A. Weisshaar. Morphing Aircraft Technology - New Shapes for Aircraft Design[R]. NATO-RTO-MP-AVT-141, 2006.
- [3] Michael I. Friswell, Daniel J. Inman. Concepts for UAVs[C]. 21st Bristol UAV Systems Conference, April 2006.
- [4] Derek R. Bye, Paul D. McClure. Design of a Morphing Vehicle[R]. AIAA-2007-1728, 2007.
- [5] Jouannet C., Lundstrom D., Amadori K., et al. Morphing Wing Design, from Study to Flight Test[R]. AIAA-2009-1619, 2009.
- [6] Anna Maria R. McGowan, Martin R. Waszak. NASA's Morphing Project Research Summaries in Fiscal Year 2002[R]. NASA/TM-2005-213266, 2005.
- [7] Sahjendra N. Singh, Marc Steinberg, Robert D. Digirolamo. Variable Structures Robust Flight Control Systems for the F-14[J]. IEEE Trans. On Aerospace and Electronic Systems, 1997, 33 (1): 77-84.
- [8] Gary J. Balas, Andrew K. Packard., Joe Renfrow, et al. Control of the

直升机状态与使用监控系统开放式体系结构研究

Research on Open Structure of Helicopter Healthy and Usage Monitoring Systems

刘立生^{1,2} 李宗原² 杨宇航²

1 南京理工大学自动化学院 2 总参陆航研究所

摘 要: 本文描述了HUMS发展历程和HUMS系统结构, 介绍了HUMS各部分的功能, 根据国外HUMS的发展历程和最新研究成果, 提出了适合国内技术水平的HUMS开放式体系结构, 并对系统的开放性进行了深入的研究。

关键词: HUMS; 开放式体系; 机载系统; 地面系统; 状态监控; 使用监控

Keywords: HUMS; open structure; airborne systems; ground systems; healthy monitoring; usage monitoring

1 HUMS 定义和发展历程

直升机状态与使用监控系统(Healthy and Usage Monitoring Systems, 简称HUMS)是一个集航空电子设备、地面支持设备及机载计算机监视诊断产品于一体的复杂系统。它包含一系列的传感器, 并通过各种算法监控发动机、传动系统、旋翼系统和机架的状态, HUMS主要由状态监控和使用监控两部分组成。

1984年秋, UKOOA和英国政府发起了HUMS的研究^[1]。1991年, 英国北海直升机公司在直升机上安装了首套HUMS。1997年美国海军提出了IMD-HUMS计划, 同年美国国防部确立了JAHUMS先进概念技术论证项目。2000年, 美国国防部的《军用关键技术》报告中提出了与HUMS相似的PHM(Prognostics and Health Management)技术。2002年古德里奇公

司为陆军航空兵开发了第一个基于状态的维修(CBM)系统。2002年11月, 美国负责后勤和器材战备的国防部副部长在政策备忘录里提出了CBM+方针, 该计划预计2015年实现。

以上所有项目其实都是用来压缩维修保障费用和提高安全性、有用性的有效手段, 是对直升机“五性”(可靠性、维修性、安全性、测试性、保障性)不断重视的标志,

F-14 Aircraft Lateral-Directional Axis During Powered Approach[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 21 (6): 899-908, 1998.

[9] Painter W.D., AD-1 Oblique Wing Research Aircraft Pilot Evaluation Program[R]. AIAA-83-2509, 1983.

[10] Michael J. Hirschberg, David M. Hart, Thomas J. Beutner. A Summary of A Half-Century of Oblique Wing Research[R]. <http://www.desktopaero.com/>, June 2005.

[11] Thomas M. Seigler, David A. Neal, Jae Sung Bae, et al. Modeling and Flight Control of Large-Scale Morphing Aircraft[J]. Journal of Aircraft, 44 (4): 1077-1085, July-August 2007.

[12] Anna Maria R. McGowan, Dan D. Vicroy, Ronald C. Busan, et al. Perspectives on Highly Adaptive or Morphing Aircraft[R]. NATO-RTO-MP-AVT-168, 2009.

[13] Mujahid Abdulrahim, Rick Lind. Control and Simulation of a Multi-

Role Morphing Micro Air Vehicle[R]. AIAA-2005-6481, 2005.

[14] 丛延. 智能可变外形导弹的气动外形总体设计研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2007.

[15] 王旭刚, 周军. 变后掠翼战术巡航导弹动力学控制及仿真[J]. 计算机仿真, 2008, 25 (6): 62-65.

作者简介: 段朝阳, 研究员, 从事飞行器控制系统设计工作。