

伸缩机翼变体飞机气动布局初步研究

李士途*, 艾俊强, 李军府, 马泽孟

中航工业第一飞机设计研究院, 陕西 西安 710089

摘 要: 针对侦察-打击一体化飞机的性能需求, 提出了一种伸缩机翼变体飞机气动布局概念方案, 采用气动力计算、风洞试验、缩比飞行模型研究等手段, 对其机翼展开与收缩等不同状态的气动特性进行了分析, 验证了机翼展开状态升阻比高、续航时间长和机翼收缩状态阻力小、加速冲刺性能好的设计思想。研究结果表明, 伸缩机翼变体飞机能够适应侦察-打击一体化飞机的需要, 具有广阔的应用前景。

关键词: 变体飞机; 伸缩机翼; 气动力计算; 风洞试验; 缩比模型

中图分类号: V221+.3 文献标识码: A 文章编号: 1007-5453 (2014) 01-25-4

变体飞机是美国在上世纪末提出的设计概念。变体飞机以机翼大变形为重要特征, 兼顾了飞机的低速、高速气动特性, 比固定翼飞机有更好的飞行性能和更好的任务适应性。变体飞机研究的目的是开发近期投入使用的飞机型号, 还着眼于牵引和带动总体、气动、材料、结构、传感器和控制等技术的发展, 潜在效益非常突出, 因此受到了多个航空先进国家的广泛重视。

伸缩机翼是一种可实现性较高的变体形式, 美国航空先驱伯内利早在1929年就提出了这一技术概念, 在美国1998年启动的“Morphing Aircraft Program”项目中, 雷神公司选择了伸缩机翼概念作为未来巡航导弹的研究方向。在此背景下, 开展伸缩机翼变体飞机气动布局概念方案设计并利用多种研究手段验证其不同构型条件下的气动特性, 有利于推动变体飞机技术研究向更深、更广层面发展, 促进未来的工程应用研究。

本文针对侦察-打击一体化飞机的性能特点, 提出一种伸缩机翼变体飞机气动布局概念方案, 并采用气动力计算、风洞试验、缩比飞机模型研究等手段验证了设计的可行性。

1 气动布局概念方案简介

在过去的十余年间, 随着美军在阿富汗的反恐作战的进行, 侦察-打击一体化飞机得到了各国的广泛重视。为了适应反恐作战的需要, 侦察-打击一体化飞机应具备较好的中低速长时间留空能力, 以便在地广人稀的广袤区域执行搜索巡逻任务; 发现敌方重要的时间敏感目标后, 该机应能借助良好的加速性能和俯冲性能, 在最短的时间内完成对目标的致命打击。侦察-打击一体化飞机有效减少了已有的空中作战体系从发现目标到摧毁目标的信息传输和指挥控制环节, 从而大幅提高了作战效率, 已经成为当前航空装备发展的重要方向。

侦察-打击一体化飞机的长航时和快速攻击要求对常规固定翼飞机而言是难以兼顾的, 以机翼大变形为重要特征的变体飞机则能很好解决这一矛盾。与折叠机翼、“滑动蒙皮”、多体组合等变体飞机概念相比, 伸缩机翼变体飞机的设计思想和原理较为简单: 机翼由内、外多段构成, 外段机翼可以向内收进内段机翼中。当外段机翼完全收缩时, 机翼的面积、翼展和展弦比均最小, 飞机具有较好的高速冲刺性能和机动性能; 当外段机翼完全伸出时, 机翼的面积、翼

收稿日期: 2013-09-25; 录用日期: 2013-12-09

*通讯作者. Tel.: 029-86832341 E-mail: lshitu@sina.cn

引用格式: Li Shitu, Ai Junqiang, Li Junfu, Ma Zemeng. Aerochryamic configuration research of variable-soab wubg nirogubg aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2013, 25(1): 25-28. 李士途, 艾俊强, 李军府, 马泽孟. 伸缩机翼变体飞机气动布局初步研究[J]. 航空科学技术, 2013, 25(1): 25-28.

展和展弦比达到最大,飞机具有良好的起降、爬升性能和低速长时间续航性能。

在开展伸缩机翼变体飞机气动布局概念方案设计研究时,为了突出对低速($Ma=0.5$ 左右)和高速 $Ma=0.8$ 左右)升阻特性的研究,选择了亚声速飞翼这一较简单的气动布局形式,以便减少机身、机翼等部件对气动特性的不利干扰,并且没有对机翼进行扭转设计。为了兼顾飞机的高亚声速和中低速飞行性能,以及外翼段伸缩对机翼结构的要求,机翼前缘采用了双后掠形式。内翼四分之一弦线后掠角为 25° ,可满足飞机在 $Ma=0.8$ 左右冲刺飞行的需要;外翼采用等弦长设计,后掠角为 15° ,可以为飞机提供在 $Ma=0.5$ 左右的良好升阻特性,从而使飞机获得较好的长时间续航能力。

经过对气动布局概念方案的平面参数进行多轮设计和估算,同时针对飞翼布局飞机的纵向力矩特点优选了翼型,并对翼型的纵向力矩特性进行了进一步优化,设计完成的伸缩机翼变体飞机气动布局概念方案见图1。以机翼收缩状态为基准,该方案机翼展开状态时的展弦比增加129%,机翼面积增加26.7%。与美国新一代航空技术公司的“滑动蒙皮”变体飞机、洛克希德·马丁公司的双轴折叠变体飞机等方案相比,伸缩机翼变体飞机气动布局概念方案具有相似的机翼大变形特性。

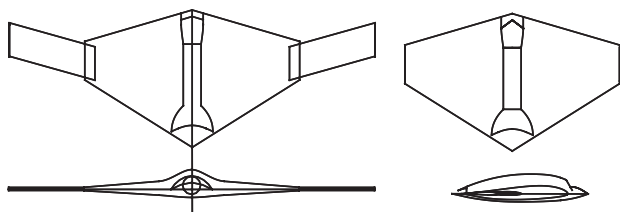


图1 伸缩机翼变体飞机气动布局方案简图

Fig. 1 Aerodynamic configuration of variable-span wing morphing aircraft

为了适应现代作战飞机的隐身化发展趋势,伸缩机翼变体飞机气动布局概念方案的机翼前后缘尽量按平行原则设计。与此同时,一台涡扇发动机以半埋方式安装在机体上方,进气道唇口与机翼前缘、尾喷口与机翼后缘之间均有一定的距离。在面对敌方的地面防空系统时,进排气系统能够得到机体的良好遮蔽,从而获得较好的雷达与红外隐身效果。

2 静动态气动力计算与试验

2.1 气动力计算研究

对伸缩机翼变体飞机气动布局概念方案进行基于欧拉

方程的静态气动力计算,开发基于非结构重叠网格的非定常N-S/EULER方程求解程序,开展动态气动力计算,结果如图2所示。

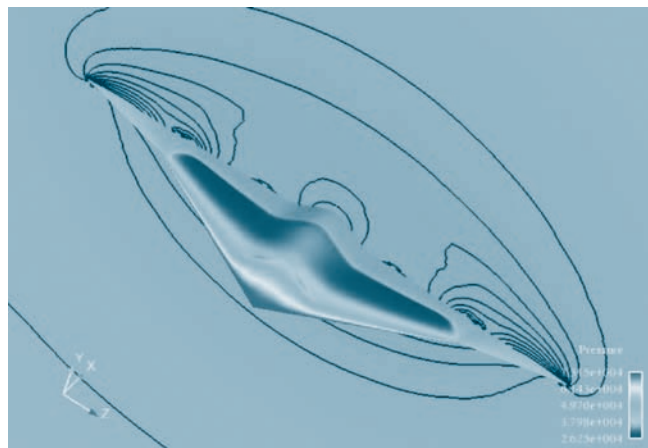


图2 动态计算压力云图

Fig.2 Dynamic calculation stress nephogram

计算结果表明,从机翼收缩状态到展开状态,随着展弦比的增加,飞机在各种速度下的最大升阻比均有较明显的增长。其中在 $Ma=0.5$ 左右时,飞机机翼展开状态的最大升阻比超过20,与机翼收缩状态相比,升阻比提高40%左右。随着飞行速度增加,当激波阻力逐渐增强后,机翼展开后的升阻比收益逐渐减小。根据布雷盖航程方程,飞机的续航时间与升阻比成正比,因此在机翼展开状态以 $Ma=0.5$ 飞行,能够使飞机的续航时间达到最长,有利于飞机执行长时间留空监视任务。与机翼展开状态相比,机翼收缩减小了飞机的浸润面积,从而减小了机翼表面的摩擦阻力。由于摩擦阻力是飞行阻力的重要构成部分之一,摩擦阻力的减小使得全机总阻力随之减少。因此飞机在机翼收缩状态能够得到比机翼展开状态更好的加速冲刺性能,使飞机从 $Ma=0.5$ 左右加速到高亚声速的时间显著缩短。

由此可见,伸缩机翼变体飞机通过机翼面积、展弦比和升阻特性的改变,能够使一架飞机兼有良好的中低速长航时留空监视性能和高亚声速加速冲刺攻击性能,而这正是侦察-打击一体化飞机必须具备的重要特性。由于固定翼飞机的机翼气动力一般只能针对一个设计点进行优化,相比之下,伸缩机翼变体飞机显然具有更加优越的侦察-打击一体化作战能力。在已有研究成果的基础上,未来对气动布局方案进行深入优化,可以使飞机的中低速巡航性能优势和高亚声速冲刺性能优势更加显著。

伸缩机翼变体飞机气动布局概念方案静、动态气动力计算和分析结果不仅从气动特性的角度验证了伸缩机翼变体飞机作为多构型、多任务飞机的设计思想,还发现机翼伸缩运动过程对全机气动力存在一定的动态效应,其精确量值与流动机理仍有待于进一步探索。

2.2 风洞试验研究

为了更充分的认识伸缩机翼变体飞机的气动特性,对气动布局概念方案开展静态和动态风洞试验,见图3。风洞试验模型内部安装有外翼伸缩驱动机构和控制系统,能够按预定速率控制外翼的伸缩运动,也能够将外翼锁定在不同的位置上,既可以进行常规的静态风洞试验,也可以开展动态风洞试验。风洞试验结果与气动力计算结果基本相符,机翼伸缩时的气动特性及其变化规律符合预期,在一定速度范围内也表现出了一定的动态效应。在动态风洞试验研究期间,还对两侧机翼非对称伸缩条件下的全机横向控制能力进行了探索。结果表明对于机翼可伸缩的变体飞机,利用机翼差动伸缩进行横向操纵,和常规副翼相比,具有滚转力矩大等优点,并且有可能不需要为飞机设计副翼等专用的横向操纵面,但操纵响应速率等问题值得继续深入研究。

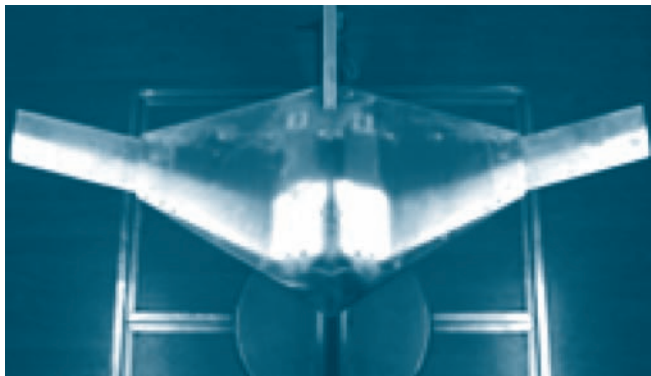


图3 风洞试验

Fig.3 Wind-tunnel test

由于外翼位于全机焦点之后,气动力计算与试验结果都发现机翼伸缩对全机纵向安定性有较大的影响:在机翼展开过程中,飞机的纵向静安定度不断增强;在机翼收缩过程中,飞机纵向静安定度减小。上述影响主要与外翼伸缩对全机焦点的影响有关,但飞机纵向力矩系数的具体量值可能还与外翼伸缩运动引发的动态效应有关。在伸缩机翼变体飞机气动布局概念方案研究阶段,没有对机翼伸缩运动导致的纵向静安定度变化及其对配平特性和失速特性的影

响开展更加深入的研究。

3 缩比飞行模型研究

缩比飞行模型是新概念飞行器原理可行性研究的重要工具。伸缩机翼变体飞机气动布局概念方案缩比飞行模型研究的重点是直观体验机翼伸缩运动对升阻特性和操稳特性的影响。

针对低速遥控模型的特性,在伸缩机翼变体飞机气动布局方案的基础上,对缩比飞行模型的尺寸和翼型等进行了一定的调整并加装了垂尾,见图4。缩比飞行模型的外翼能够按要求完成伸缩运动,相关驱动机构和控制系统安装在内翼中。同样以机翼收缩状态为基准,缩比飞行模型在机翼展开状态的展弦比增加了98.4%,面积增加了24.4%。尽管缩比飞行模型在基本气动外形和机翼变形量等方面与气动布局概念方案有一定的差别,仍然可以认为该模型在气动特性、操稳特性变化规律等方面有较好的综合模拟能力。



图4 缩比飞行模型

Fig.4 Scaled flight model

缩比飞行模型试飞取得了令人满意的结果。首先,缩比飞行的成功证明伸缩机翼变体飞机概念是可以实现的;其次,尽管缩比飞行模型的飞行速度很低,但是机翼展开和收缩条件下的升阻特性及其变化规律仍然有很清晰的反馈。由于缩比飞行模型自身没有精确的飞行数据反馈等因素,在缩比飞行研究期间没有表现出升阻特性的动态效应。此外,在机翼展开状态,由于纵向静安定度增大,操纵缩比飞行模型时能够感受到较大的配平阻力。在机翼收缩过程中,随着纵向静安定度不断减小,模型表现出较为强烈的失速倾向,因而必须适时增加模型的飞行速度。

4 结论

通过气动力静态计算和试验、缩比模型试飞等研究,

证明了伸缩机翼变体飞机的设计思想是可行的。伸缩机翼变体飞机改变飞机展弦比和机翼面积的能力较强,机翼展开构型能够赋予飞机良好的高升阻比长时间续航能力,机翼收缩构型则减小了飞机的飞行阻力,增强了飞机的加速冲刺性能。因此,伸缩机翼变体飞机能够适应侦察-打击一体化飞机的需要,具有广阔的应用前景。尽管如此,已完成的气动力计算、试验和缩比模型试飞也发现了机翼大变形过程对气动特性的动态影响等有待继续探索的问题,未来需要在气动特性动态效应的具体范围和机翼伸缩运动对操纵特性的影响等方面开展更具针对性的深入研究。 **AST**

参考文献(略)

作者简介

李士途(1978-) 男,硕士,高级工程师。主要研究方向为飞机总体设计与远景发展论证研究等。

Tel: 029-86832341

E-mail: lstym@sina.cn

艾俊强(1964-) 男,硕士,研究员,副总设计师。主要研究方向为飞机远景发展论证研究与总体设计等。

李军府(1982-) 男,硕士,工程师。主要研究方向:飞机总体设计和风洞试验研究等。

马泽孟(1985-) 男,硕士,工程师。主要研究方向:飞机缩比验证研究和作战效能分析等。

Aerodynamic Configuration Research of Variable-span Wing Morphing Aircraft

LI Shitu*, AI Junqiang, LI Junfu, MA Zemeng

AVIC The First Aircraft Institute, Shanxi 710089, China

Abstract: For the performance requirements of reconnaissance and strike integrated system, this paper proposed a aerodynamic configuration scheme of variable-span wing morphing aircraft, and analyzed the design methodology and aerodynamic characteristics based on aerodynamic computation, wind-tunnel test and scaled model flight research works. Verified the design idea which requires high lift-to-drag ratio and long endurance on unfold state, small resistance and good fleche performance on fold state. Generally, the result of the research works indicates that the variable-span wing concept satisfies the requirement of hunter-killer aircraft well, and has a broad application prospect.

Key Words: morphing aircraft; variable-span wing; aerodynamic computation; wind-tunnel test; scaled model

Received: 2013-09-25; Accepted: 2013-12-09

* Corresponding author. Tel: 029-86832341 E-mail: lstym@sina.cn