

变弯度机翼前后缘结构技术发展与 应用前景



李士途¹, 艾俊强¹, 任远春¹, 周正光¹, 李春鹏²

1. 航空工业第一飞机设计研究院, 陕西 西安 710089

2. 航空工业空气动力研究院, 辽宁 沈阳 110034

摘 要:变弯度机翼前后缘结构技术在增升减阻、改善操控、降低噪声等方面有着良好的应用潜力,在欧美国家得到了长期重视和发展。本文介绍了变弯度机翼前后缘技术发展情况,以研发时间为轴线,就主要技术方向进行了阐述,并结合发展情况、技术途径和发展水平,对涉及的变弯度机翼前后缘结构的技术应用前景进行了初步分析。在此基础上,对国外变弯度机翼前后缘的部分技术指标进行了简要梳理,针对主要指标的未來需求、现实技术能力、发展路径等因素,初步量化提出了供我国变弯度机翼前后缘结构研究的牵引性指标。根据机翼后缘变弯度气动性能计算结果,对气动收益、起飞重量收益、燃油收益和航程收益分别进行了工程计算分析,初步验证了变弯度技术应用于背景飞机的显著价值。

关键词:变弯度; 前后缘; 发展前景; 指标; 经济性

中图分类号: V224

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2022.12.003

为了进一步提高飞行效率和操控性能、改善噪声等环保特性,各航空技术大国对连续、光滑变形的变弯度机翼前后缘技术开展了长期研究。随着气动力计算与试验技术、先进结构技术、新型智能材料技术和控制技术等的持续进步,变弯度机翼前后缘结构正在逐渐走向工程应用^[1-5]。

在此背景下,对变弯度机翼前后缘结构的应用前景、指标体系和应用于典型民机上的潜在收益开展研究,有利于进一步明确后续研究的重点方向,牵引总体、气动、材料、结构、传感器和控制等相关技术的发展,为开展更广泛、更深入的收益研究打下基础,从技术和应用两个角度同时推动变弯度机翼前后缘结构技术更快、更好地发展^[6-11]。

本文介绍了变弯度机翼前后缘技术发展情况,对后缘变弯度的气动收益进行了工程化的计算分析,进而分析了气动收益对全机重量(质量)特性的影响、燃油收益和航程收益。本研究为全面深入地研究变弯度机翼前后缘技术指标体系和相关收益提供了参考^[12-13]。

1 变弯度机翼前后缘结构的技术发展概况

1.1 美国变弯度机翼前后缘结构技术发展概况

(1) 光滑变弯度概念和分段变弯度概念

20世纪70年代,美国提出了光滑变弯度概念和分段变弯度概念。波音公司使用F-8战斗机进行了光滑变弯度演示验证,该验证机采用较薄的超临界翼型。为了实现变弯度,机翼弦长方向5%~25%和72.5%~90%为光滑变弯度区域,如图1(a)所示,以使其具有良好的巡航和盘旋性能。波音公司开展的风洞试验速度范围从 Ma 0.2到 Ma 2,试验结果表明,先进技术机翼相对基础机翼呈现出显著的性能提升,更有意义的是,先进机翼上简单前后缘和带外形前后缘之间的对比。在升力系数为0.8和 Ma 0.7到 Ma 0.9时,阻力系数降低18%和6%。然而在 Ma 2时,基本机翼的阻力系数比先进技术机翼要小13%。这一结果意味着先进技术机翼在改善亚声速巡航和机动性能的同时,将导致飞机的超声速性能有较大幅度的下降。

沃特公司研究的分段变弯度概念将机翼前后缘各分成4部分,如图1(b)所示,使机翼形成锥形弯度。风洞试验表明,在 Ma 0.6时机动性提升明显,然而机动性优势到 Ma 0.9

收稿日期: 2022-10-28; 退修日期: 2022-11-08; 录用日期: 2022-11-20

引用格式: Li Shitu, Ai Junqiang, Ren Yuanchun, et al. Development and application prospect of variable leading and trailing edge structure technology[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(12): 31-40. 李士途, 艾俊强, 任远春, 等. 变弯度机翼前后缘结构技术发展与应用前景[J]. 航空科学技术, 2022, 33(12): 31-40.

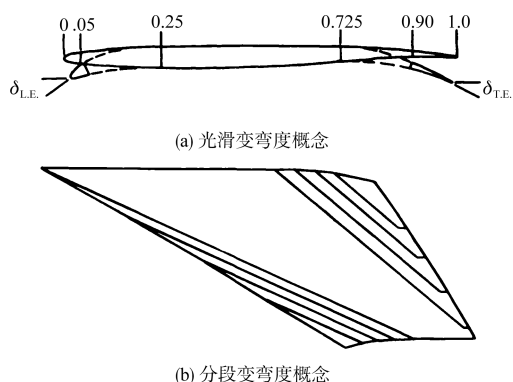


图1 光滑变弯度概念和分段变弯度概念

Fig.1 Concept of smoothly variable camber wing and segmented variable camber wing

时显著降低,并且导致机翼结构增重453kg,系统复杂度也随之增加。沃特公司认为,如果在现有机型上改进,其性能提升幅度不如在新设计飞机之初就引入变弯度的概念。

(2) 任务自适应机翼研究

20世纪80年代前后,美国开始了任务自适应机翼项目研究。1979年,美国国家航空航天局(NASA)和美国空军共同发起任务自适应机翼(MAW)研究项目,目标是获得一种实用的机翼系统,能在不同飞行工况、飞机状态和飞行员指令条件下保持最高的气动效率和机动性,并形成飞行测试的设计准则。波音公司凭借在F-8光滑变弯度研究中积累的经验赢得了基于NF-111A飞机的研究合同。

机翼前后缘整体布置如图2所示,前缘形成展向一段、后缘展向分三段可偏转区域,可以实现前缘 $-5^{\circ}\sim 30^{\circ}$ 偏转,后缘 $-7.5^{\circ}\sim 25^{\circ}$ 偏转。从1985年到1988年进行的59次飞行试验结果表明,在机翼设计点上阻力减小7%左右,在某些非设计点上阻力减小超过20%。然而,MAW系统过于复杂和笨重,仅变弯度机翼前缘的重量就增加了3.55倍,使得该系统费效比相对较低,难以满足实用化的需求。

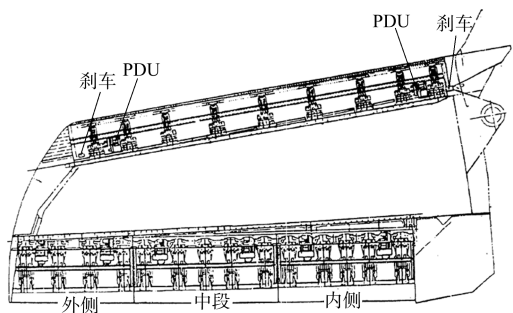


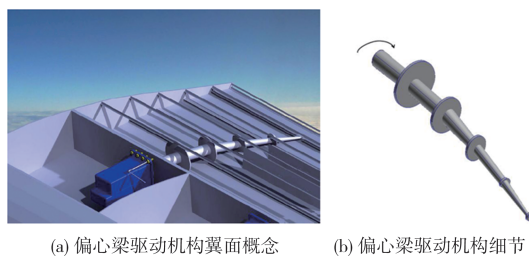
图2 MAW前后缘结构示意图

Fig.2 Leading edge and trailing edge structure of MAW

(3) 柔性变弯度概念

20世纪90年代,美国提出柔性变弯度机翼概念。1994年,密歇根大学在美国空军科学研究办公室资助下,验证了其提出的柔性机构变弯度机翼概念。其柔性机构可以将智能材料的作动位移和能量放大,并传递给机翼的前后缘,以使机翼的前后缘发生无缝连续的偏转变形,这种变形是通过强迫结构产生足够的应变产生的。该研究暴露了智能作动器的行程问题,以及分布式作动带来的复杂度问题,因而难以走向实用。

1995年,美国国防预先研究计划局(DARPA)、美国空军研究实验室(AFRL)和NASA联合开展了智能机翼(SW)项目,该项目是在MAW和AFW项目的基础上进行的。SW项目研制了两组无铰链的光滑柔性机翼前缘与后缘操纵面,分别由形状记忆合金(SMA)和稀土磁致伸缩材料作动器(TERFENOL-D)驱动,能够提供高达 $80^{\circ}/s$ 的偏转速率,增强滚转和俯仰性能,前者针对超声速飞行,后者针对 $Ma\ 0.3\sim 0.8$ 飞行。该项目的研究很快发现,不管是采用SMA驱动器还是压电陶瓷,能耗和重量都使得结果远低于预期。这一结果导致后续研究回归传统结构:以压电行波超声电机驱动偏心梁机构实现操纵面的偏转,如图3所示。尽管如此,进入21世纪以来,基于传统机构驱动和基于智能材料的两大派系并未出现任一方远超对方的优势。



(a) 偏心梁驱动机构翼面概念 (b) 偏心梁驱动机构细节

图3 偏心梁驱动机构

Fig.3 Driving structure based on eccentric beam

2011年,NASA和波音开展了变弯度连续后缘襟翼(VCCTEF)系统研究。该研究基于波音757飞机,采用轻质形状记忆合金(SMA)技术作为动力源,三段独立的弦向分块来实现襟翼的变弯度;该襟翼在展向上包括起增升作用的内侧三块分段和外侧14块起控制扭转作用的分段,如图4所示。VCCTEF的第二个特征是连续的后缘襟翼,每段间都由一种弹性蒙皮(图4中蓝色部位)连接,襟翼外形不会中断,从而减小了阻力和噪声。该项目验证结果表明,SMA作动器能提供大的铰链力矩,但驱动速度比较慢。

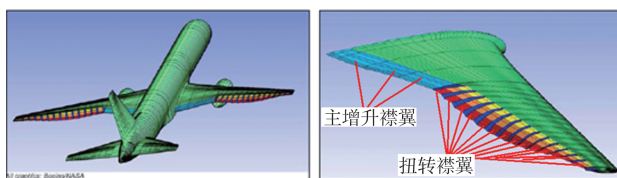


图4 变弯度连续后缘襟翼系统

Fig.4 Variable continuous camber trailing edge and flaps

1.2 欧洲变弯度机翼前后缘结构技术发展概况

2011年9月到2015年8月,由空客公司作为牵头单位,联合16个国家共64个参研单位,完成了基于传统机构的SARISTU项目,其目的是在降低飞机重量和运营成本的同时改善气动性能。

SARISTU项目与传统自适应前缘装置不同的是整合了前缘的功能要求,如防除冰、防鸟撞、紫外线防护和闪电防护等。该项目主要基于三种装置:增强自适应前缘装置、自适应后缘装置和翼梢小翼主动后缘。增强自适应前缘装置的驱动机构连接于沿展向布置的帽形加筋板,进而将驱动通过这些连接施加到整个前缘。变弯度后缘由三段肋来满足外形需要,每个肋由传统固定肋改为可分段转动的结构/机构一体化装置,如图5所示,由独立的伺服承载作动器驱动。后缘的上下蒙皮采用了一种多材料结构,包括软质分段和硬质分段,基于橡胶泡沫的前者提供内部承载单元之间光滑无缝的变形,后者则由铝合金制成以承受载荷,两者之间覆盖有橡胶层以维持外形连续。

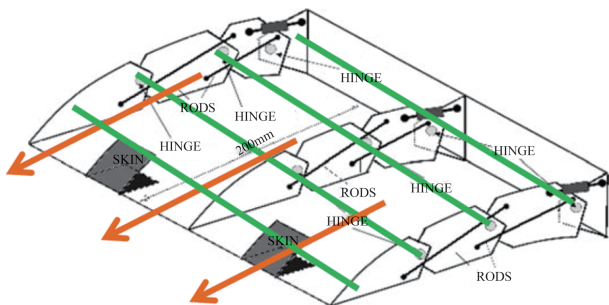


图5 SARISTU项目的变弯度后缘结构概念

Fig.5 Variable camber trailing edge concept of SARISTU

除了参与国家多、项目规模大的SARISTU项目外,德国MBB公司开展过基于传统机构的变弯度机翼前后缘研究,戴姆勒·奔驰研究过基于肋变形的变弯度概念,欧盟3AS项目(主动气弹飞机结构)对主动自适应机翼弯度概念进行了研究,悉尼大学使用玻璃纤维复材验证了气动变弯度概念。这些项目以及其他诸多相关项目都对变弯度机翼前后缘结构进行了不同角度的创新性研究。

2 变弯度机翼前后缘结构的发展应用前景

2.1 变弯度机翼前后缘结构的技术发展前景

变弯度机翼前后缘是在传统增升装置发展到一定程度后,为了在多个设计点上获得较好性能而开展的技术革新。与继续改进传统增升装置相比,变弯度机翼前后缘的技术路线主要有基于传统机构和采用智能材料两种,这两种技术路线的简单对比结果见表1。

表1 不同变弯度技术路线对比

Table 1 Comparison between technology routines of variable camber

技术路线	技术成熟度	成本	重量	气动收益
现有增升装置改进	高	低	低	较小
基于传统机构	高	较低	高	较高
采用智能材料	低	高	低	高

尽管变弯度机翼前后缘在技术路线上有所不同,但是总的趋势仍然是从增升装置改型到专用机构/结构再到新材料、新原理的应用。从表1中可以看出,虽然智能材料/柔性机构存在技术成熟度低、成本高的缺点,但却能结合飞行器结构刚度降低的趋势,更接近理论状态的实现变弯度概念。

对表1所列不同技术路线的发展应用,可以有以下预计:(1) 基于现有增升装置改进的技术路线,适用于对现有机型的改进,在控制成本的基础上,可以实现一定程度上的在役机队的能耗降低;(2) 基于传统机构/结构的技术路线,可以应用在以技术成熟度为决策点的即将入役或者在研型号机型,可以在较短周期内获得型号性能的较显著提升;(3) 基于智能材料的技术路线,离应用还有较远距离,近期内适宜结合军用飞机发展开展攻关突破,待技术成熟度提高和相关材料成本降低后再推广到民用市场。

2.2 变弯度机翼前后缘结构的主要应用方向

基于传统机构实现变弯度机翼前后缘相对较为成熟,已经在F-111等飞机平台完成了技术验证,但仍然存在驱动机构复杂、重量代价较大且高承载柔性蒙皮技术障碍大等问题。基于智能材料实现变弯度机翼前后缘作为新型概念,尽管创新思路层出不穷,进入飞行验证阶段的仍然不多。基于智能材料的变弯度前后缘需要具有低面内刚度以获得大的变形和降低驱动力,还需要具有高面外刚度以承受和传递足够的气动载荷,蒙皮需要具备优良的力学性能各向异性以满足这些互相矛盾的要求,这些都难以在短期内解决。

随着变弯度机翼前后缘研究的逐步深入,其潜在技术优势和应用收益逐步明晰,可以将其应用方向分为以下

几类。

(1) 增升减阻

变弯度机翼前后缘使机翼表面光滑连续,避免了前后缘与机翼主结构连接部位的流场不连续,延缓气流分离,有利于改善机翼的升力特性并减少阻力。以后缘为例,与传统的襟翼相比,从图6中可以清晰地看出变弯度机翼后缘在增升减阻方面的优势。

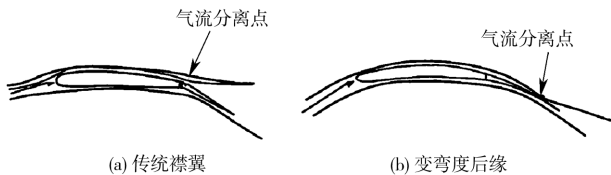


图6 传统襟翼与变弯度后缘流场特征

Fig.6 Streamline of traditional flap and variable camber trailing edge

增升减阻优势有助于飞机获得以下收益。首先是降低燃油消耗。自适应柔性后缘的试验结果表明,变弯度机翼与传统机翼相比可以节省3%~12%的燃油消耗,民用飞机应用变弯度机翼前后缘结构可以至少节约5%的燃油。以美国民用飞机市场为例进行估算,相当于每年节省70亿美元。其次是绿色环保。降低油耗不仅将给民机市场带来直接经济效益,同时还几乎等比例地减少了二氧化碳、氮氧化物等的排放,满足了绿色航空的需求。再次是提高商载能力。典型双发喷气民机应用变弯度机翼前后缘结构后,最大升力系数提高5%可以增加12%~15%的商载,着陆最大升力系数提高5%可以增加25%的商载。最后是改善飞机综合性能。增升减阻对飞机的综合性能产生广泛影响,例如,波音公司研究显示如果飞机在进场着陆阶段的升力系数增加0.10,则飞机的迎角可以减小大约 1° ,这将允许减小起落架的高度,获得大约634kg的减重收益。

(2) 改善操控性能

变弯度机翼前后缘既可以通过翼面的弯度改变控制气流的分离、提高飞行器的气动性能,又可以通过对不同弦截面设置不同弯度实现翼面的翘曲、控制飞行器的滚转机动,一定程度甚至全面代替襟副翼等操纵面。与此同时,将变弯度前后缘技术和自适应技术相结合,可以实现更好的过载控制和阵风减载,可以减少飞行配平和操纵时的阻力,并获得阵风减缓、直接力控制等收益。

变弯度机翼前后缘的另一优点是可增加飞机在做剧烈机动飞行期间的安全裕度。如客舱压力突然丧失需要飞机

迅速下降到具有足够氧气的高度以便乘客进行呼吸,自适应机翼技术可减小这类机动飞行期间的升降舵载荷。

此外,尾涡扰动的影响是进近阶段使飞机间隔较大的主要原因之一。变弯度机翼前后缘技术可以减轻尾涡的影响,允许飞机间有较近的间隔,从而提高机场的着陆容量,改善机场的运营效率。

(3) 降低噪声

变弯度机翼前后缘使机翼表面光滑连续,避免了传统飞机中气流流经各舵面之间的间隙所生成涡而形成的气动噪声。自适应柔性后缘项目中的试验结果表明,表面连续的变弯度机翼与传统机翼相比,可以降低40%的噪声。在日益严格噪声环境限制情况下,减少飞机起降时的噪声,可减缓机场面临的环境压力,提高航空运输的竞争力。

3 应用变弯度机翼前后缘结构的背景飞机

发展和应用我国的变弯度机翼前后缘结构技术,应该以我国自己能够掌控的飞机作为背景飞机。由于我国自主研发的民用飞机还处于起步阶段,目前只有某系列涡桨支线机和某涡扇支线机已投入市场运行。此外,某涡扇干线机刚完成国内适航认证,预研项目则有一个被称为CAE-AVM的远程公务机初步方案。

涡桨支线机具有飞行高度低、速度慢、航程短等特点。由于螺旋桨的滑流增升作用,涡桨飞机在起降阶段的升力系数较高,使用变弯度机翼前后缘结构难以获得显著受益;由于螺旋桨噪声很大,应用变弯度机翼前后缘结构也难以获得明显的降噪效果。因为变弯度机翼前后缘结构在高速远程飞行中其增升减阻的气动优势才更加明显,而涡桨支线机的飞行速度与变弯度机翼前后缘结构的优势速度范围相去甚远。因此,涡桨支线机不是应用变弯度机翼前后缘结构的理想机型。

涡扇支线机和干线机的巡航速度接近 $Ma\ 0.8$,利于发挥变弯度机翼前后缘的气动收益。不过我国已投入使用的涡扇支线机和刚刚完成取证的干线机的航程都较短,决定了燃油消耗成本在全生命周期成本中的比例相对较小,不能完全发挥变弯度机翼前后缘结构因增升减阻而降低燃油成本的优势。虽变弯度机翼前后缘结构应用于这两个机型有一定的价值,但这两个机型不是变弯度机翼前后缘结构最为理想的应用对象,其大规模长期使用产生的累积成本特性可在未来进一步研究。

CAE-AVM远程公务机以高亚声速和大航程为显著特点^[4],其巡航速度达到 $Ma\ 0.85$,最大航程达到8000km。

CAE-AVM 远程公务机的巡航速度非常适合发挥变弯度机翼前后缘结构在巡航阶段增升减阻的气动优势,其远程飞行性能则使巡航阶段的增升减阻优势转化为对降低全生命周期成本的贡献。另外,变弯度机翼前后缘结构在降噪减振方面的优势以及改善操控性能方面的优势,对于以舒适为重要指标的公务机而言,非常具有吸引力。相比之下,CAE-AVM 远程公务机更加适合作为变弯度机翼前后缘结构研究的背景飞机。

4 变弯度机翼前后缘结构的牵引性指标

4.1 变弯度机翼前后缘结构技术指标体系

开展变弯度机翼前后缘结构指标体系研究,首要的前提是明确变弯度机翼前后缘结构研究的主要方向(如增升减阻、改善操控、降低噪声等)。只有与变弯度机翼前后缘结构研究与应用的方向相对应,才能有针对性地提出相应的指标体系。

综合国内外变弯度机翼前后缘结构技术研究的关注点,可以将变弯度机翼前后缘结构技术的主要指标划分为变形能力指标、功能类指标、性能类指标以及评价类指标等几类。这些不同类型的指标共同构成了变弯度机翼前后缘结构技术的指标体系。

变弯度机翼前后缘结构技术研究的各类指标可以进一步分解,如变形能力指标包括机翼前后缘结构进行变形时能够实现的变形量、变形速率等方面;功能类指标包括前后缘变形能够实现的功能,如降噪、防除冰、防鸟撞、抗腐蚀、防雷击等方面;性能类指标包括前后缘变形前后对起降、爬升以及巡航性能的改善能力等;评价类指标包括可用来评价变弯度机翼前后缘结构是否具备实用价值的指标,如重量指标、成本指标、可靠性指标、耐久性指标、维修性指标等。

上述指标类型中,变形能力指标、功能类指标和性能类指标等都会在变弯度机翼前后缘结构技术研究中发挥重要牵引性作用,这些指标的改善能够直接改善飞机的飞行性能或使用特性,在持续研究中需要多次修正和迭代以使其更具指导价值。部分评价类指标在变弯度机翼前后缘结构技术研究的较早阶段难以定量提出,只能在变弯度机翼前后缘结构研究、验证与实用化的过程中逐步完善。此外,变形能力指标在实践中还需要进一步划分为前缘变形指标和后缘变形指标;功能类指标和评价类指标具有一定的通用性,不论采用何种形式的变弯度机翼前后缘结构技术、不论服务于何种目的,均需要满足相关指标的要求。在部分国内外文献中,将噪声特性视为功能类指标。实际上,对于民

机而言,噪声特性的改善对提高上座率、增强机队的盈利能力具有显著效果,因此将噪声特性作为性能指标也应是可行的,甚至更为合理。

由于变弯度机翼前后缘结构技术有增升减阻、改善操控、降低噪声等多种应用方向,因此在指标体系相近的条件下,变弯度机翼前后缘结构的具体指标需要针对具体应用方向进行量化。这是由于高增升的需求主要对应飞机的起降阶段,而起降阶段对噪声也更加敏感,因此高增升需要变弯度机翼前后缘结构在有更大的前后缘变形量的同时,还需要极力控制相关翼面的噪声;高升阻比的需求主要对应飞机的巡航阶段,此时不仅需要通过幅度较小但精细的翼面调控使飞机保持尽可能大的升阻比,也要改善巡航阶段的操控特性。相比之下,功能类指标和评价类指标具有较强的通用性,不论变弯度前后缘结构设计的目的是什么,都需要满足安全性、经济性、维修性等方面的要求,才能确保飞机能用、好用并被用户所接受。

4.2 变弯度机翼前后缘结构初步量化指标

美国、欧盟等国家与地区已开展多项变弯度机翼前后缘结构技术研究项目,其中基于F-111飞机的光滑变弯度机翼与自适应机翼等项目、“湾流III”的自适应柔性后缘等项目还完成了一定程度的飞行验证。尽管如此,包括SARISTU这样公开性比较强的项目在内,各种研究项目公开的信息仍然是十分有限的,特别是涉及技术细节时更是如此。同时,由于各种变弯度机翼前后缘结构技术都没有达到实用状态,因此部分功能类指标和多数评价类指标的信息更是缺乏,很难在没有深入研究的条件下通过参考、借鉴国外项目就提出具有很高准确性的定量指标。

鉴于此,只能根据能够获得的国外相关研究的技术指标信息,并结合我国开展变弯度机翼前后缘结构技术研究的需要,从实用性和近期的技术可能性等角度,初步提出供现阶段开展变弯度机翼前后缘结构技术研究的牵引性指标体系,以推动我国相关技术研究的发展,并结合相关研究的成果进行持续修正。由于变弯度机翼前后缘结构研究的目的不同,因此在牵引性指标体系中,将针对起降、爬升等阶段高增升、低噪声需求的变弯度机翼前后缘结构方案和针对巡航等阶段高升阻比需求的变弯度机翼前后缘结构方案分别提出指标,同时对功能类指标和评价类指标提出通用指标。

表2给出了针对起降、爬升等阶段,以高增升和降噪为目标的变弯度机翼前后缘结构变形能力和性能类牵引性指标。

表3给出了针对巡航阶段,以高升阻比为目标的变弯度机翼前后缘结构变形能力和性能类牵引性指标。表4给出了变弯度机翼前后缘结构功能类和评价类牵引性指标,由于目前所处的研究阶段,相关指标基本按适航条例要求,更具体的量化指标有待于根据技术进展补充完善。

上述指标力图全面揭示变弯度机翼前后缘结构的技

术与性能特征,并在此基础上填补空白。由于技术研究仍在持续进行之中,因此各类指标的量化结果必然会有相当大的调整空间。在未来的技术研究中,将结合结构专业的设计结果与地面样件、气动专业的计算与试验结果等,对上述各种指标进行修改完善,使变弯度机翼前后缘结构牵引性指标能够更好地推动技术研究,使其向工程应用的方

表 2 变弯度机翼前后缘结构牵引性指标(高增升、降噪目标)

Table 2 Preliminary requirements of variable camber structure (for high lift and low noise)

指标类型	指标变量	指标描述	备 注
变形能力 指标	展向变形量	展长3~4m,达到外露半翼展的20%左右	展向变形量占外露半翼展的20%左右,可以较好地减小三维流动干扰,也有较强的演示能力
	弦向变形量	按弦长3m计,前缘变形段弦长0.3~0.5m,占当地弦长的10%~15%;后缘变形段弦长0.9~1.2m,占当地弦长的30%~40%	当地弦长3m与背景民机平均气动弦长大致相当,研究结果能够较好地表现未来应用于背景民机的效果;前缘占当地弦长的10%~15%、后缘占当地弦长的30%~40%属于现代民机前后缘结构比例的典型值
	变形角度	前缘最大下偏角度5°、上偏角度2°;后缘最大下偏角度15°、上偏角度2°	现代民机前缘偏转角可达0°~25°,后缘偏转角可达0°~45°。在项目研究早期,暂时提出近阶段有望实现的偏转角度
	变形时间	前缘最小变形时间不大于1s、后缘最小变形时间不大于2s	前缘偏转周期小于1s、后缘偏转周期小于2s是现代典型民机的正常范围,在研究中可以进一步精确表述
	变形最大角速度	前后缘最大变形角速度可达20~30(°)/s	前后缘最大变形角速度20~30(°)/s是现代民机前后缘偏转角速度的正常范围
	变形平均角速度	前后缘变形平均角速度可达12~20(°)/s	根据最大偏转角速度选取可行范围供项目研究用
	变形测控精度	对后缘偏转角的测控精度不大于0.05°	测控系统确保机翼变形机构精确执行偏转动作
	降噪能力	降落噪声减小5~8dB	根据“湾流III”验证机公开的降噪40%,提出降噪5~8dB供项目研究用
性能类 指标	起飞升力系数改善量	在相同偏转角条件下,起飞升力系数较常规前后缘改善2%~3%	由于常规前后缘在增升效果上已经非常成熟,采用新技术的前后缘结构短期内很难取得更好效果,暂时提出牵引性指标供项目研究用
	降落升力系数改善量	在相同偏转角条件下,降落升力系数较常规前后缘改善2%~3%	
	爬升升阻比最大改善量	在相同偏转角条件下,爬升升阻比较常规前后缘改善2%~3%	
	爬升升阻比平均改善量	在相同偏转角条件下,爬升升阻比较常规前后缘改善1%~2%	

表 3 变弯度机翼前后缘结构牵引性指标(高升阻比目标)

Table 3 Preliminary requirements of variable camber structure (for high lift-drag ratio)

指标类型	指标变量	指标描述	备 注
变形能力 指标	展向变形量	展长3~4m,达到外露半翼展的20%左右	展向变形量占外露半翼展的20%左右,可以较好地减小三维流动干扰,也有较强的演示能力
	弦向变形量	按弦长3m计,前缘变形段弦长0.3~0.5m,占当地弦长10%~15%;后缘变形段弦长0.9~1.2m,占当地弦长30%~40%	当地弦长3m与背景民机平均气动弦长大致相当,研究结果能够较好地表现未来应用于背景民机的效果;前缘占当地弦长的10%~15%、后缘占当地弦长的30%~40%属于现代民机前后缘结构比例的典型值
	变形角度	后缘最大下偏角度5°、上偏角度2°	巡航阶段前缘角度不变,后缘变形角度可涵盖针对环境调整的各种需要
	变形时间	后缘最小变形时间不大于0.5s	能够根据飞行环境的变化迅速、精确完成后缘偏转角度的调整
	变形最大角速度	前后缘最大变形角速度可达20(°)/s	最大变形角速度可满足迅速调整偏转角的时间要求
	变形平均角速度	前后缘变形平均角速度不小于10(°)/s	变形平均角速度可满足迅速调整偏转角的时间要求
	变形测控精度	对后缘偏转角的测控精度不大于0.05°	测控系统确保机翼变形机构精确执行偏转动作
性能类 指标	巡航升阻比最大改善量	巡航升阻比最大改善量达到5%左右	在飞行包线中偏离巡航设计点最大的位置可实现的改善量
	巡航升阻比平均改善量	巡航升阻比平均改善量达到2%~3%	整个巡航阶段平均能够获得的升阻比收益

向不断迈进。

5 变弯度机翼前后缘结构的主要收益

针对牵引性量化指标,本文首先对变弯度机翼前后缘结构的气动收益,以及与其密切相关的起飞重量收益、燃油收益等开展初步研究,其他指标的合理性和收益有待在后续项目中开展研究。

5.1 变弯度机翼前后缘结构的气动收益初步分析

5.1.1 气动计算分析初步结果

本文开展变弯度气动特性计算时,首先对无弯度变化的原始翼型进行气动评估,评估使用空气动力研究院的结构网格计算平台 ENSMB 完成,湍流模型为 Spalart-Allmaras 模型。计算网格使用 O 形结构网格,物面网格高度为 10-6 翼型弦长,网格高度增长率为 1.15,法向和绕翼型网格点数为 121×317。根据三维巡航马赫数和 1/4 弦线后掠角,翼型评估马赫数为 0.7。图 7 是原始翼型在 Ma 0.7 状态下,翼型升阻比随升力系数变化曲线。从图 7 中可以看出,该状态下翼型最大升阻比对应升力系数为 $C_L=0.64$ 左右,与三维计算 $C_L=0.515$ 状态下剖面翼型升力系数基本一致。在这种情况下,针对巡航状态的后缘变弯主要考虑重量减轻,即升力系数减小状态的变弯设计。

在本文设计条件下,将机翼后缘分为三段,每段可独立偏转,建立机翼后缘外轮廓矩阵。根据气动计算结果,可

以得出以下结论:

(1) 后缘上偏对较大升力系数范围的升阻比影响更为明显,上偏后较大升力系数范围的升阻比降低,较小升力系数范围的升阻比升高,升阻比随升力系数变化曲线整体上呈向左下移动的趋势,向下移动主要是由于小升力系数下升阻比的提高空间较小。

(2) 在设计条件下,后缘偏转主要是提高较小升力系数下的升阻比。相同偏度下,相对靠前位置偏转(曲线颜色变化)带来的升阻比增量要高于相对靠后位置偏转(曲线线型变化)提高带来的升阻比增量。当任意位置固定偏度增加后,另两个位置偏度增加带来的小升力系数升阻比增量

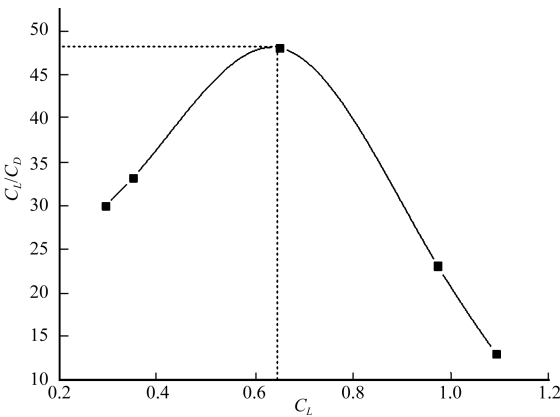


图 7 原始翼型升阻比随升力系数变化曲线

Fig.7 C_L/C_D curve of the original airfoil

表 4 变弯度机翼前后缘结构牵引性指标(通用)

Table 4 Preliminary requirements of variable camber structure (general)

指标类型	指标变量	指标描述	备注
功能类指标	防除冰能力	满足适航条例规定,与常规前后缘相当	防除冰能力能否满足适航条例要求,以及与常规前后缘对比是否改善
	防鸟撞能力(前缘)	满足适航条例规定,与常规前后缘相当	防鸟撞能力能否满足适航条例要求,以及与常规前后缘对比是否改善
	防腐蚀能力	满足适航条例规定,与常规前后缘相当	防腐蚀能力能否满足适航条例要求,以及与常规前后缘对比是否改善
	防雷击能力	满足适航条例规定,与常规前后缘相当	防雷击能力能否满足适航条例要求,以及与常规前后缘对比是否改善
评价类指标	全系统重量特性	与常规前后缘相比,变弯度机翼前后缘结构全系统重量增加 5%~10%	前后缘变形结构及其附属系统、支持系统的总重量,以及与采用常规前后缘的对比结果
	研发与采购成本特性	与常规前后缘相比,研发与采购成本增加不超过 1%	前后缘变形结构的工程研发和生产制造成本,以及与采用常规前后缘的对比结果
	直接运营成本特性	与常规前后缘相比,直接运营成本减少 2%~3%	采用前后缘变形结构与采用常规前后缘的对比结果,包括燃油和费用节约的量值与百分比等
	维护保障成本特性	与常规前后缘相比,研发与采购成本相当	采用前后缘变形结构与采用常规前后缘的对比结果,包括工时与费用等改善的百分比
	可靠性特性	与常规前后缘相比,可靠性相当	采用前后缘变形结构与采用常规前后缘的对比结果,包括平均故障间隔时间以及改善的百分比
	耐久性特性	与常规前后缘相比,耐久性相当	采用前后缘变形结构与采用常规前后缘的对比结果,包括总寿命(飞行小时、日历年)以及改善的百分比
	维修性特性	与常规前后缘相比,维修性相当	采用前后缘变形结构与采用常规前后缘的对比结果,包括平均故障修复时间以及改善的百分比

都将变小。

5.1.2 气动收益分析初步结果

根据航空研究院提供的CAE-AVM公务机模型的原始参考翼型数据,其翼型的最大升阻比为46,所对应的 $C_L=0.635$ (空气动力研究院报告中取整为0.64)。此时所对应的全机 $C_L=0.514$,与飞行高度13000m时飞机重量44000kg相匹配。也就是说,原始参考翼型最大升阻比、升力系数对应了理想化的巡航起始高度与飞行重量。在实际飞行中,考虑到发动机起动、飞机起飞和爬升等阶段的燃油消耗,飞机的真实巡航起始重量约为42000kg,对应的全机升力系数只有0.491。为简化分析,假设参考翼型的升力系数与全机升力系数之比($0.635/0.514=1.2354$)为固定值,则真实巡航起始重量(42000kg)对应的参考翼型 $C_L=0.607$,巡航中间点重量(37000kg)对应的参考翼型 $C_L=0.534$,巡航结束重量(32000kg)对应的参考翼型 $C_L=0.462$ 。所以,对原始参考翼型进行变弯度气动特性分析时,最关注的就是升力系数为0.46~0.60这一范围。

将上述分析结果与空气动力研究院的计算结果进行相比,可以得到以下结论:

(1) 在后缘变弯度条件下,后缘偏度0-0.5-0时获得最大升阻比49.38,此时对应的 $C_L=0.58$ 。仅从最大升阻比角度来看,与原始参考翼型的最大升阻比46相比,变弯度设计能够使翼型的最大升阻比提高7.35%左右。

(2) 在实际巡航起始点,参考翼型的 $C_L=0.607$,原始参考翼型在此时的升阻比必然小于46(气动院提供的数据中没有提及具体数值),而后缘变弯度偏度0-0-0.5时可得到最大升阻比49.33,最大升阻比改善幅度必然大于前述的7.35%。也就是说,在实际巡航起始点,后缘变弯度设计可以取得更多的气动收益。

(3) 与实际巡航中间点的参考翼型 $C_L=0.534$ 、实际巡航结束点的参考翼型 $C_L=0.462$ 分别相对应,后缘变弯度0.5-0-0和1-0-0时各可以获得最大升阻比49.01和46.25。这一结果表明,采用后缘变弯度设计后,参考翼型在巡航飞行的任意时刻(包括效率最低的时刻),能够获得的升阻比均大于原始参考翼型不变弯度的最大升阻比,因而飞机的巡航效率可获得显著改善。

(4) 由于后缘变弯度设计的特点,即使暂时缺乏相关数据也不影响做出如下判断——除了巡航起始点以外,后缘变弯度能够使参考翼型在巡航飞行各时刻均能获得大于7.35%的气动收益,而且越是偏离原始参考翼型最大升阻比位置,所获得的收益就越多。

(5) 基于以上分析,按最保守的估计,也可以认为后缘变弯度对翼型可用最大升阻比的改善幅度平均可以达到7.35%以上,后续计算分析中进一步保守取整为7%。

(6) 假设飞机巡航飞行获得最大升阻比时,诱导阻力与摩擦阻力基本相当,则飞机翼型、机翼升阻比改善幅度为7%时,全机升阻比改善幅度为3.5%。这一结果可用于后续开展飞行性能收益、重量收益以及经济性收益等分析。

5.2 变弯度机翼前后缘结构的起飞重量与燃油收益初步分析

按CAE-AVM公务机的性能指标:航程13000km、巡航高度13000m、搭载乘客19人(按每人100kg计算)、机组人员3人(正副驾驶、服务员各1人,按每人100kg计算)。

使用空机重量对数线性回归估算方法对CAE-AVM公务机的起飞重量进行计算,按巡航段平均燃油消耗率为0.525kg/(kgf·h)、平均升阻比为20、平均升力系数0.534,计算可得飞机最大停机重量、起飞重量、空机重量、任务燃油重量等总体重量参数。

在此基础上,假设机翼阻力分别减少2%、4%、6%、7%、8%、10%,全机阻力分别减少1%、2%、3%、3.5%、4%、5%,全机升阻比相应分别提高1%、2%、3%、3.5%、4%、5%。

按照改善后的全机升阻比,按飞机总体设计流程重新计算飞机的起飞重量和任务燃油量。起飞重量将从42900kg分别降低到40724kg、38817kg、37092kg、36288kg、35539kg和34140kg,起飞重量分别减少了5%、9.5%、13.5%、15.4%、17.2%和20.4%。任务燃油量将从16795kg分别降低到15834kg、14990kg、14229kg、13875kg、13544kg和12926kg,分别减少了5.7%、10.7%、15.3%、17.4%、19.4%和23%。飞机减重特性与节油特性随减阻比例的变化趋势如图8所示。

按CAE-AVM公务机交付使用300架、每架飞机服役

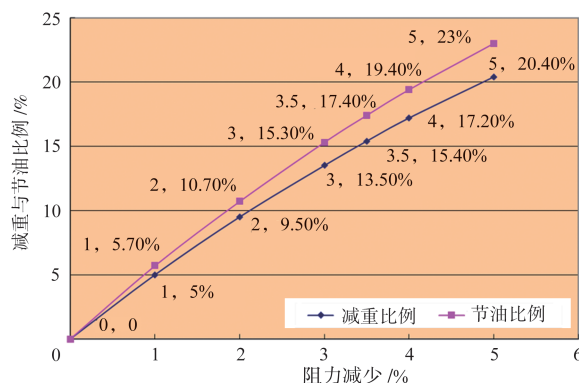


图8 减重特性与节油特性随减阻比例的变化趋势

Fig.8 Weight and fuel efficiency curve

期为30年、每年飞行100架次、每架次的燃油消耗量均与设计值相当,则在全机升阻比分别提高1%、2%、3%、3.5%、4%、5%的条件下,单机单程节油量分别为961kg、1805kg、2566kg、2920kg、3251kg、3869kg;单机服役期内节油量分别为2883t、5415t、7698t、8760t、9753t、11607t;整个机队服役期内的节油量达864900t、1624500t、2309400t、2628000t、2925900t、3482100t。也就是说,按现有气动力计算结果,在全机巡航升阻比提高3.5%的条件下,CAE-AVM公务机的单架飞机在服役期内可节约燃油8760t、机队可节约燃油2628000t,从而创造巨大的经济效益。

5.3 定航程条件下燃油收益分析

使用中国航空研究院提供的CAE-AVM公务机重量特性,按照飞机的起飞重量不变、航程不变,从起飞到降落共计飞行8000km,计算、分析在不同气动收益条件下飞机的燃油消耗特性。

使用布雷盖航程方程对CAE-AVM公务机的燃油消耗量进行计算,按原设计方案的巡航段平均燃油消耗率为0.52kg/(kgf·h)、平均升阻比为20,在全机升阻比分别提高1%、2%、3%、3.5%、4%、5%时,单机单程节油量分别为77kg、152kg、226kg、262kg、298kg、370kg;单机服役期内节油量分别为231t、456t、678t、786t、894t、1110t;整个机队服役期内的节油量达69300t、136800t、203400t、235800t、268200t、333000t。

由此可见,在不对CAE-AVM公务机方案进行重新设计的条件下,仅考虑原CAE-AVM公务机方案因巡航过程中的全机升阻比改善量,飞机可节约的燃油量也是相当可观的。当全机升阻比提高3.5%时,每架飞机按30年服役期、每年飞行100架次计算,在服役期内单机可节油786t、机队可节油量多达235800t。

5.4 定燃油条件下航程收益分析

使用中国航空研究院提供的CAE-AVM公务机重量特性,按照飞机的起飞重量不变、燃油量不变,从起飞到降落共计消耗12t燃油,计算、分析在不同气动收益条件下,飞机的航程分别增加多远。

使用布雷盖航程方程对CAE-AVM公务机的航程进行计算,按原设计方案的巡航段平均燃油消耗率为0.52kg/(kgf·h)、平均升阻比为20,在全机升阻比分别提高1%、2%、3%、3.5%、4%、5%时,单机单程分别可增加80km、158km、236km、276km、316km、394km的航程;单机服役期内增加的航程分别为 2.4×10^5 km、 4.74×10^5 km、 7.08×10^5 km、 8.2×10^5 km、 9.48×10^5 km、 1.18×10^6 km;整个机队服役期内增加的

航程可达 7.2×10^7 km、 1.42×10^8 km、 2.12×10^8 km、 2.48×10^8 km、 2.84×10^8 km、 3.55×10^8 km。

也就是说,仅考虑升阻比改善在巡航飞行中的收益,当全机阻力减少3.5%的时候,单机服役期内可增加航程 8.2×10^5 km、机队服役期内可增加航程 2.48×10^8 km。

6 结束语

随着材料、结构、气动、控制等技术的进步,变弯度机翼前后缘结构技术越来越接近实用,对民机的气动特性、重量特性和节油环保等方面都有显著的改善作用,具有广阔的发展和前景。

初步计算分析表明,在后缘变弯度产生的气动收益计算结果可信、后缘变弯度不产生明显重量代价等条件下,将后缘变弯度技术应用于远程公务机,在航程一定时能够取得非常显著的燃油收益,在燃油量一定时则能取得相应的航程收益。如果将变弯度前后缘技术推广应用于客运飞机,因客运飞机比公务机使用规模更大、年均飞行架次更多,特定气动收益条件下的重量收益、燃油收益、航程收益等也将大得多。即使C919等中短程客机的巡航段较短,每架次的燃油收益、航程收益相对较小,在机队规模大、服役时间长的条件下,机队寿命周期中取得的累积收益也将十分可观,具体结果有待开展针对性设计和研究。 **AST**

参考文献

- [1] Srinivas V, Liyong T. Design considerations of a pressure driven morphing wing structure[C]// 28th International Congress of the Aeronautical Science, 2006.
- [2] Natalia D M, Shijun G. Morphing trailing edge flap for high lift wing[C]// 52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, 2011.
- [3] Grigorie T L, Popov A V, Botez R M. Design and experimental validation of a control system for a morphing wing[C]// AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, 2012.
- [4] Jian S, Xiaobo G, Yanju L, et al. Research on a variable camber wing with shape memory polymer skin[C]// 54th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2013.
- [5] Benjamin K S W, Michael I F. Structural characterization of the fish bone active camber morphing airfoil[C]// 22nd AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference, 2014.
- [6] Alessandro D G, Sergio R, Alexandre A, et al. Application of

- active camber morphing concept to a regional aircraft[C]// 22nd AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference,2014.
- [7] Tomohiro Y, Aya S. Development and wind tunnel test of variable camber morphing wing[C]// 22nd AIAA/ASME/AHS Adaptive Structures Conference,2014.
- [8] Tchatchueng K, Khan S, Grigorie L T. New methodology for the controller of an electrical actuator for morphing a wing[C]// 23rd AIAA/AHS Adaptive Structures Conference,2015.
- [9] Joran Bart D, Osmar S S, Roberto G A S, et al. Antagonistic shape memory alloy wire as an actuator in a morphing wing [C]// 2018 AIAA/AHS Adaptive Structures Conference,2018.
- [10] Grigorie L T, Popov A V, Botez R M. Control strategies for an experimental morphing wing model[C]// AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference,2018.
- [11] Alessandro D G, Sergio R, Luca R. Design, manufacturing and wind tunnel test of a morphing wing based on compliant structures[C]// 24 AIAA/AHS Adaptive Structures Conference, 2018.
- [12] Pedro B C L, Trent D W, Vinicius G G. Experimental assessment of a shape memory alloy based morphing wing incorporating linear and non-linear control[C]// 2018 AIAA/AHS Adaptive Structures Conference,2018.
- [13] Sara L, Bashir A, Woong Y J, et al. Survey of skin design for morphing wing aircraft: Status and challenges[C]// 2018 AIAA Aero Space Sciences Meeting,2018.
- [14] 钟敏, 华俊, 孙侠生, 等. 空气动力学验证模型与CFD—风洞数据相关性[J]. 航空科学技术, 2020, 31(1): 1-16.
Zhong Min, Hua Jun, Sun Xiasheng, et al. Data Correlation between aerodynamic validation model and CFD-wind tunnel [J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(1): 1-16. (in Chinese)

Development and Application Prospect of Variable Leading and Trailing Edge Structure Technology

Li Shitu¹, Ai Junqiang¹, Ren Yuanchun¹, Zhou Zhengguang¹, Li Chunpeng²

1. AVIC The First Aircraft Design Institute, Xi'an 710089, China

2. AVIC Aerodynamics Research Institute, Shenyang 110034, China

Abstract: Variable leading and trailing edge structure technology has huge potential in increasing lift and reducing drag, improving handling characteristics, reducing noise, etc., and has been paid attention and developed in Europe and the United States in the last decades. This paper introduces the development of the variable leading and trailing edge structure. Main technical routines are illustrated and application prospect is preliminary analyzed in the paper. According to market and environment concerns, technical capacity and development routines, quantized requirement of the variable leading and trailing edge structure is brought up for relevant research in China. In order to validate the values of the variable leading and trailing edge structure, a business aircraft concept named CAE-AVM is selected as the background aircraft for the research. On the basis of the aerodynamic computation results, impacts of the aerodynamic benefits of the variable trailing edge design on the weight efficiency, fuel efficiency and range efficiency of the aircraft are studied, which shows that the result is fairly encouraging.

Key Words: variable camber; leading and trailing edge; application prospect; requirement; efficiency