

含有 SMA 弹簧驱动器的可变倾斜角翼梢小翼研究

李伟¹, 熊克^{1,*}, 陈宏², 张绪², 苏永刚¹, 任智毅³

1. 南京航空航天大学 机械结构力学与控制国家重点实验室, 江苏 南京 210016

2. 中国商飞上海飞机设计研究院, 上海 200232

3. 南京航空航天大学 飞机设计技术研究所, 江苏 南京 210016

摘要: 针对传统翼梢小翼在非设计状态减阻效果不佳的缺点, 提出一种含有形状记忆合金(SMA)弹簧驱动器的变体翼梢小翼结构, 它能根据飞行状态主动调整小翼的倾斜角, 实时优化飞机的阻力特性。采用力-热-应变耦合设计法设计了所需的 SMA 弹簧驱动器, 并通过有限元仿真与风洞试验验证了变体翼梢小翼的变形能力, 最后初步研究了变体翼梢小翼的闭环控制方法。研究结果表明, 在飞机的起飞阶段(自由来流流速为 26 m/s, 迎角为 3°), 变体翼梢小翼的倾斜角能在 1 min 内自主完成预定变化过程, 倾斜角的最大变化量为 23°, 控制精度的最大误差为 12%, 各项指标均符合设计要求。

关键词: 减阻技术; 自适应系统; 机翼; 形状记忆效应; 弹簧; 驱动器

中图分类号: V224.3 **文献标识码:** A

现代航空运输业为了节约运营成本亟需降低飞机的油耗, 减阻技术是解决这一问题的有效途径。对大型飞机而言, 诱导阻力是总阻力的主要组成部分, 在巡航阶段约占总阻力的 40%, 而在起飞、爬升阶段甚至达到 50%~70%^[1-2], 因此降低诱导阻力对飞机减阻具有重要意义。翼梢小翼能降低机翼的诱导阻力^[3-4], 在翼梢小翼的所有参数中倾斜角对减阻效果影响较大^[5-6]。目前, 翼梢小翼仅针对巡航状态设计^[7], 小翼的几何参数和布局方式仅针对巡航阶段的阻力特性进行优化, 而在起飞、爬升等非设计状态减阻效果不佳。特别是对于短距离航线而言, 起飞、爬升占总航时的比重较大, 翼梢小翼带来的经济效益并不明显。

变体翼梢小翼能克服传统翼梢小翼在非设计状态性能较低的缺点, 它能根据飞行状态实时改

变几何外形与参数, 在整个飞行包线内为飞机提供最优减阻效果^[8]。例如, 起飞时增大倾斜角, 可最大限度降低诱导阻力, 使飞机能以较小推力起飞, 从而降低燃油消耗和发动机噪声。当飞机到达巡航高度时再回到初始设计状态, 优化巡航阶段的阻力特性。变体翼梢小翼甚至还可作为气动舵面, 控制飞机实现滚转和偏航机动^[9]。

国外已对变体翼梢小翼相关技术展开研究。美国波音公司开发了基于形状记忆合金(SMA)板和 SMA 扭力管的变体翼梢小翼, 小翼的倾斜角和扭转角能根据飞行状态主动变化^[10]。欧洲空中客车公司与英国 Bristol 大学联合开展了“morphlet”项目, 采用伺服电机作为驱动器控制翼梢小翼倾斜角的动态变化, 在起飞阶段可将升阻比提高 3%^[8]。国内目前对变体翼梢小翼的研究较少, 仅

收稿日期: 2011-05-05; 退修日期: 2011-06-16; 录用日期: 2011-10-10; 网络出版时间: 2011-10-31 10:56

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20111031.1056.002.html

DOI: CNKI:11-1929/V.20111031.1056.002

基金项目: 国家自然科学基金(90605003)

* 通讯作者. Tel.: 025-84891502 E-mail: kxiong@nuaa.edu.cn

引用格式: Li W, Xiong K, Chen H, et al. Research on variable cant angle winglets with shape memory alloy spring actuators. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica. 2012, 33(1): 22-33. 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. 航空学报, 2012, 33(1): 22-33.

西北工业大学的司亮通过数值模拟方法研究了翼梢小翼后缘安装舵面对机翼气动特性的影响^[11],而有关变体翼梢小翼驱动技术的研究还未见报道。

本文以波音 747-400 的翼梢小翼为例,采用计算流体力学(CFD)分析起飞阶段所需的最佳倾斜角,确定了倾斜角的最佳变化范围。在此基础上提出一种含有 SMA 弹簧驱动器的可变倾斜角翼梢小翼结构。采用力-热-应变耦合法设计了所需的 SMA 弹簧驱动器,通过变载荷试验研究了 SMA 弹簧的力-电-热耦合特性。随后建立了可变倾斜角翼梢小翼的有限元模型,分析了小翼的变形能力与控制电流的关系,对比风洞试验结果,研究了方案的可行性。最后初步研究了可变倾斜角翼梢小翼的闭环控制方法。

1 起飞阶段所需的最佳倾斜角估算

波音 747-400 翼梢小翼的具体参数可参考文献^[12],它的倾斜角 γ 为 15° ,也即巡航阶段的最佳倾斜角。采用商业 CFD 软件 FLUENT 分析翼梢小翼在起飞阶段所需的最佳倾斜角,从而确定变体翼梢小翼倾斜角的最佳变化范围,为驱动机构设计提供依据。翼梢小翼最佳倾斜角的选择原则是在翼根弯矩 M_x 增量不超过 3% 的条件下最大化机翼的升阻比 L/D 。划分计算网格时假定小翼的倾斜角在 $15^\circ \sim 90^\circ$ 范围内变化,以步长为 5° 将变化范围分为 16 个倾斜角状态,分别生成 16 套结构网格。计算时根据起飞过程中的不同阶段将计算条件分为 3 类:起飞滑跑(马赫数 $Ma=0.10$,迎角 $\alpha=3^\circ$)、前轮离地($Ma=0.30, \alpha=8^\circ$)和初始上升($Ma=0.35, \alpha=10^\circ$),采用标准 $k-\epsilon$ 两方程模型分别计算了翼梢小翼的倾斜角在 $15^\circ \sim 90^\circ$ 范围内变化时的机翼升阻力特性。图 1 为翼梢小翼的 CFD 计算网格。

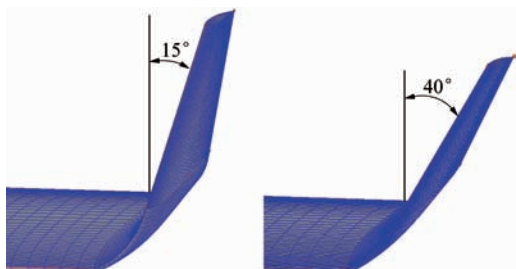


图 1 翼梢小翼的 CFD 计算网格

Fig. 1 Computational mesh of winglet for CFD

图 2 为 3 种计算条件下机翼的升阻比与翼根弯矩随翼梢小翼倾斜角的变化关系曲线。图中横线代表翼根弯矩增量为 3% 的约束条件,它与翼根弯矩曲线的交点在 x 轴上的投影即为翼梢小翼在该计算条件下的最佳倾斜角。阴影区域为变体翼梢小翼倾斜角的最佳变化范围。可以看出, $45^\circ \sim 65^\circ$ 是一个临界范围,当倾斜角在低于此范围的 $15^\circ \sim 45^\circ$ 内变化时对机翼升阻比有较大的提升,而在高于此范围的 $65^\circ \sim 90^\circ$ 内变化时对升阻比的提升作用有限,甚至还会使升阻比略微下降,如图 2(c) 中倾斜角从 85° 增加至 90° 的过程。这

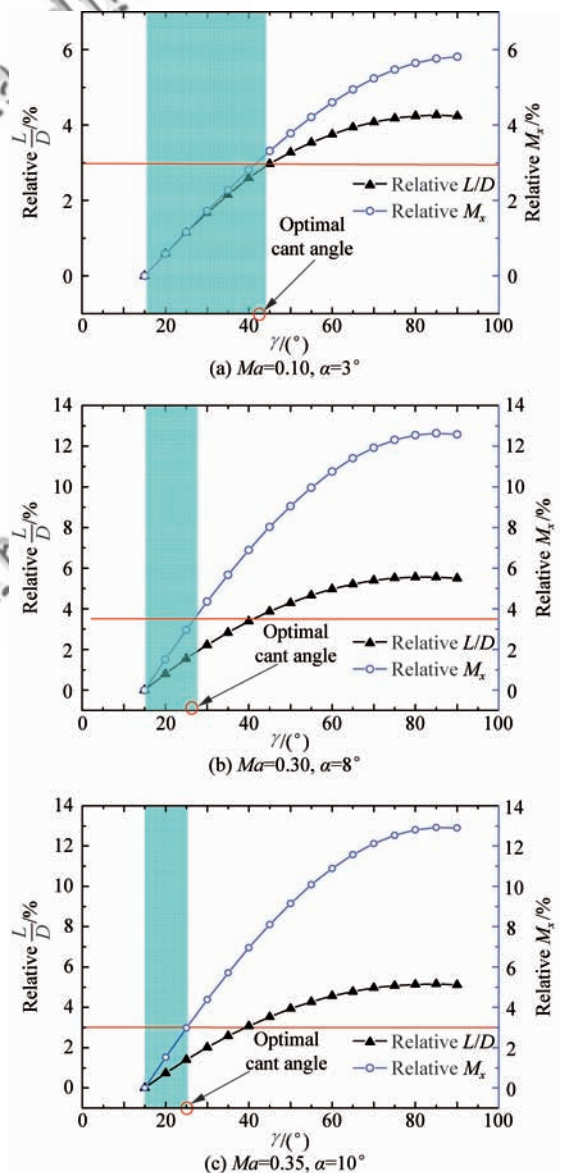


图 2 翼梢小翼在起飞阶段的最佳倾斜角

Fig. 2 Optimal cant angle of winglet during takeoff

是因为增大翼梢小翼的倾斜角虽然能降低机翼的诱导阻力,但是随着倾斜角的增加,诱导阻力下降的幅度逐渐减小,而压差阻力增加较快,导致机翼的总阻力急剧恶化,因此升阻比改善效果逐渐减弱,甚至有所降低。考虑翼根弯矩增量的约束条件,最终确定翼梢小翼在起飞滑跑阶段的最佳倾斜角为 42° ,在前轮离地时的最佳倾斜角为 27° ,而在初始上升阶段的最佳倾斜角为 25° 。因此本文在设计变体翼梢小翼时将其倾斜角的最佳变化范围固定为 $15^\circ \sim 42^\circ$,其对起飞阶段气动性能的改善作用如表 1 所示。表中 C_L 和 C_D 分别为升力系数和阻力系数。

表 1 变体翼梢小翼对起飞性能的影响

Table 1 Effects of morphing winglets on takeoff performance

Parameter	Ma	Status		
		Before morphing	After morphing	Change rate/%
C_L	0.10	0.370 410	0.377 600	1.94
	0.30	0.767 300	0.773 310	0.78
	0.35	0.978 460	0.985 950	0.76
C_D	0.10	0.022 430	0.022 300	-0.58
	0.30	0.039 300	0.039 060	-0.61
	0.35	0.053 190	0.052 740	-0.77
L/D	0.10	16.514 044	16.932 735	2.54
	0.30	19.524 173	19.798 003	1.40
	0.35	18.409 407	18.694 539	1.55

2 可变倾斜角翼梢小翼的驱动机构设计

2.1 驱动机构应满足的条件

首先分析翼梢小翼的受力情况,如图 3 所示。翼梢小翼处在两种气流的混合流场中,一种是自由流 V_∞ ,另一种是翼尖涡流引起的侧洗流 W 。 V_∞ 与 W 形成相对于翼梢小翼的局部来流 V_{Local} ,它作用在翼梢小翼上产生一个垂直于局部来流的侧向力 ΔL ,同时还产生一个平行于局部来流的诱导阻力 ΔD_i 。由于翼梢小翼有一定的外倾角,侧向力 ΔL 在机翼升力方向有一个投影,这是翼梢小翼产生的附加升力 ΔY 。 ΔL 和 ΔD_i 在自由流方向的投影之和即为翼梢小翼产生的向前推力 ΔF ,而在垂直于自由流方向的投影之和即为作用在翼梢小翼表面的气动载荷 R 。若要在飞行中改变翼梢小翼的倾斜角,所采用的驱动机构必须能克服小翼表面的气动载荷 R 。

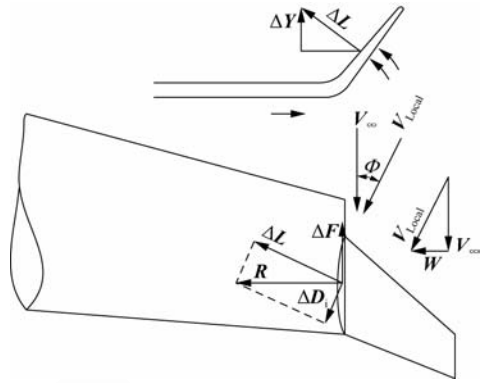


图 3 翼梢小翼受力分析^[7]

Fig. 3 Aerodynamic analysis of winglet^[7]

变体翼梢小翼驱动机构的设计难点是如何在翼梢小翼有限的内部空间布置驱动机构。此外,所使用的驱动系统必须具有足够的驱动力以克服翼梢小翼表面的气动载荷。虽然传统驱动系统(如液压、电机等)能提供较大的驱动力,但结构一般比较复杂,体积与重量也较大,与翼梢小翼以较小重量代价获得最大气动收益的初衷相悖,因此必须采用新型驱动系统作为变体翼梢小翼的驱动机构。一般而言,变体翼梢小翼所需的驱动系统必须满足结构简单、轻质和高效驱动 3 个要求。智能材料的结构与功能一体化特性可满足此要求^[13-14]。Nitinol SMA 是目前应用最广泛的智能材料之一,具有较大的功重比,最大回复应变可达 8% ^[15],将其制成螺旋弹簧可提供较大的驱动行程^[16],比较适合作为大变形结构的驱动器。

2.2 驱动机构设计

本文提出的可变倾斜角翼梢小翼方案由小翼基体和与之相连的驱动机构组成,如图 4 所示。驱动机构由翼梁和 SMA 弹簧驱动器组成,弹簧的两端固定在翼梢小翼翼肋上,弹簧记忆长度为 L_0 ,经预拉伸后长度为 $L_0 + \delta$ 。对 SMA 弹簧驱动器施加控制电流,弹簧温度开始增加。当温度高于马氏体逆相变开始温度 T_{AS} 时弹簧开始收缩,并在此过程中产生相变回复力 F_{SME} 驱动翼梁产生弯曲变形,带动小翼基体偏离初始位置,从而改变翼梢小翼的倾斜角,调节控制电流的大小即可控制翼梢小翼的偏转幅度。该驱动机构采用 12 根弹簧驱动 4 根翼梁的布局方式,6 根弹簧为一组,分别安装在梁的两侧组成差动式驱动系统。

对差动式系统的两组弹簧相继施加控制电流,可使小翼沿机翼展向往复偏转。

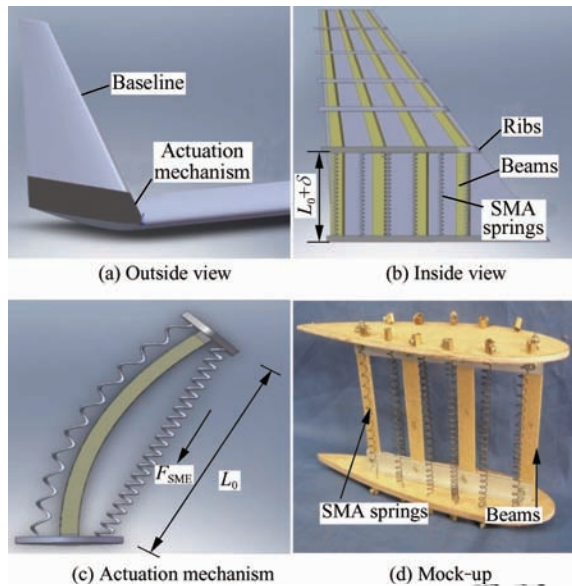


图4 可变倾斜角翼梢小翼示意图

Fig. 4 Schematic of variable cant angle winglet

该驱动机构可简化为一个悬臂梁结构(如图5所示)。悬臂梁的自由端受到一个由翼梢小翼气动载荷引起的弯矩 M_1 和一个大小可控的弯矩 M_2 (由 SMA 弹簧驱动器的相变回复力产生)的共同作用,其端部偏转角即为翼梢小翼的倾斜角变化量,可由式(1)求出:

$$\Delta\gamma = \frac{(F_{SME}l_1 - M_1)l_2}{EI} \quad (1)$$

式中: l_1 为梁的长度; l_2 为弯矩 M_2 的力臂; EI 为梁的抗弯刚度; M_1 为弯矩 M_1 的大小。式(1)为变体翼梢小翼倾斜角的控制方程,建立了 SMA 弹簧驱动器的相变回复力与小翼倾斜角变化量的对应关系。

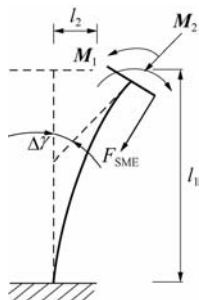


图5 悬臂梁结构

Fig. 5 Cantilever structure

驱动机构模型如图4(d)所示,翼梁为玻璃钢材料、翼梢小翼翼肋为航空层板材料,翼肋上安装两组(共12根)SMA 弹簧驱动器。翼梁的几何尺寸为 $80\text{ mm} \times 10\text{ mm} \times 1\text{ mm}$,弹性模量为 $2.21 \times 10^{10}\text{ Pa}$ 。采用弹性橡胶材料作为驱动机构的蒙皮,其对翼梢小翼偏转动作影响较小。变体翼梢小翼模型的参数布局参照波音747-400翼梢小翼,高度为0.135倍半翼展,前缘后掠角为 38° ,展弦比为1.64,梢根比为0.22,倾斜角为 15° ,如图6所示。

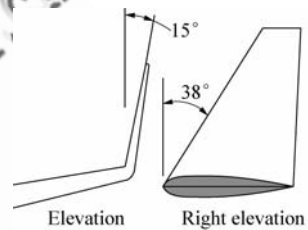


图6 变体翼梢小翼模型布局

Fig. 6 Morphing winglet model configuration

2.3 SMA 弹簧驱动器设计

在变体翼梢小翼倾斜角控制方程的基础上,以倾斜角的最佳变化范围为目标,设计驱动机构所需的 SMA 弹簧驱动器,采用力-热-应变耦合设计方法确定弹簧驱动器的具体参数。首先根据变体翼梢小翼倾斜角的最佳变化范围与各倾斜角对应的气动载荷,确定 SMA 弹簧驱动器在高温和低温时的工作载荷以及工作行程,然后参照文献[17]的设计步骤确定 SMA 弹簧驱动器的几何参数。最终得到 SMA 弹簧驱动器的具体参数为:簧丝直径 $d=0.5\text{ mm}$,弹簧中径 $D=3\text{ mm}$,有效圈数 $n=14$ 。采用直径 $d=0.5\text{ mm}$ 的 Nitinol SMA 丝绕制弹簧,并使用保形装置将其长度保持在 15 mm 。通过电炉对 SMA 弹簧驱动器进行热处理与训练,在 0.5 h 内将炉内温度从室温升高至 450°C (加热速率为 $12\sim 18^\circ\text{C}/\text{min}$),保持 1 h 后随炉冷却至室温,即可将 SMA 弹簧驱动器的记忆长度 L_0 训练为 15 mm ,最后将弹簧驱动器预拉伸至 $L_0 + \delta = 80\text{ mm}$ 并安装在驱动机构中。

2.4 SMA 弹簧驱动器的力-电-热耦合特性

在室温为 25°C 、湿度为 65% 和变载荷条件

下测试了 SMA 弹簧驱动器的力-电-热耦合特性。将 SMA 弹簧驱动器一端固定在试验台上,另一端与偏置弹簧连接,通过偏置弹簧的应变计算 SMA 弹簧驱动器的相变回复力。采用 SMART SENSOR AR300 型红外测温仪测量 SMA 弹簧的温度,其最大量程范围 $-32 \sim 300 \text{ }^\circ\text{C}$,测量精度为 $\pm 2 \text{ }^\circ\text{C}$,分辨率为 $0.1 \text{ }^\circ\text{C}$ 。

图 7(a)为 SMA 弹簧驱动器的温度 T -控制电流 I 关系曲线。在控制电流的加载过程中, SMA 弹簧驱动器的温度随控制电流的增加而逐渐上升;而在控制电流的卸载过程中, SMA 弹簧驱动器的温度随控制电流的减小而逐渐降低。

图 7(b)为 SMA 弹簧驱动器的相变回复力-控制电流关系曲线。在控制电流的加载过程中,当控制电流小于 0.4 A 时, SMA 弹簧驱动器的相变回复力为 0 N ,这是由于此时弹簧驱动器的温度低于马氏体逆相变开始温度 T_{AS} ,弹簧驱动器尚未开始收缩,因此其力学输出特性存在一定的迟滞效应。产生迟滞效应的根本原因是 SMA 材

料的非线性和热滞后特性,即 SMA 材料的马氏体逆相变开始温度 T_{AS} 较高,且与马氏体逆相变结束温度 T_{AF} 之间的温差也较大。

本文采用的激励方式是利用电流的焦耳效应加热 SMA 弹簧驱动器,而 SMA 弹簧驱动器的发热功率正比于电阻率和电流的平方,因此电阻率和电流越大,发热功率越大,温度升高得也越快。当控制电流等于 0.4 A 时, SMA 弹簧驱动器的温度达到 $30.2 \text{ }^\circ\text{C}$,此时弹簧驱动器开始收缩并产生相变回复力。此后,随着控制电流的增加,相变回复力持续增大;当控制电流在 $0.8 \sim 1.4 \text{ A}$ 范围内,低温马氏体相快速转变为高温奥氏体相,导致 SMA 弹簧驱动器急剧收缩,因此相变回复力增长较快;而当控制电流在 $1.4 \sim 2.4 \text{ A}$ 范围内,马氏体逆相变趋于完成,弹簧驱动器的收缩幅度较小,相变回复力增长缓慢;当控制电流达到 2.4 A 时,相变回复力达到最大值 5.5 N ,对应的温度为 $102.8 \text{ }^\circ\text{C}$;此后继续增大控制电流,相变回复力不再变化,表明马氏体逆相变已经完成。

在控制电流的卸载过程中,当控制电流在 $3.0 \sim 1.0 \text{ A}$ 范围内,虽然 SMA 弹簧驱动器的温度降幅较大(从 $140 \text{ }^\circ\text{C}$ 降至 $40 \text{ }^\circ\text{C}$),但相变回复力缓慢减小,与温度的变化率相比存在一定的迟滞效应。这是由于偏置弹簧施加在 SMA 弹簧驱动器上的应力诱发马氏体逆相变,导致 SMA 弹簧驱动器表现出较强的收缩性,因此相变回复力变化缓慢。当控制电流在 $1.0 \sim 0.4 \text{ A}$ 范围内时, SMA 弹簧驱动器的温度与所受的应力持续降低,此时相变回复力迅速减小。当控制电流降为 0 A 时,相变回复力最终降为 0 N 。

最后分析 SMA 弹簧驱动器的迟滞效应对整个起飞阶段实际工作过程的影响。在整个起飞过程中变体翼梢小翼应具有以下能力:①当飞机进场准备开始滑跑时,变体翼梢小翼即处于待命状态;当飞机从静止状态加速至 $Ma=0.10$ 时,变体翼梢小翼的倾斜角即从 15° 增加至 42° 并保持不变;②当飞机加速至抬前轮离地速度 $Ma=0.30$ 时,小翼的倾斜角必须从 42° 回复至 27° ,随后保持不变;③当飞机速度达到初始上升速度 $Ma=0.35$ 时,小翼的倾斜角即从 27° 回复至 25° ,直至飞机到达巡航状态时再回复至 15° 。从整个起飞过程可以看出,变体翼梢小翼对驱动机构的灵敏

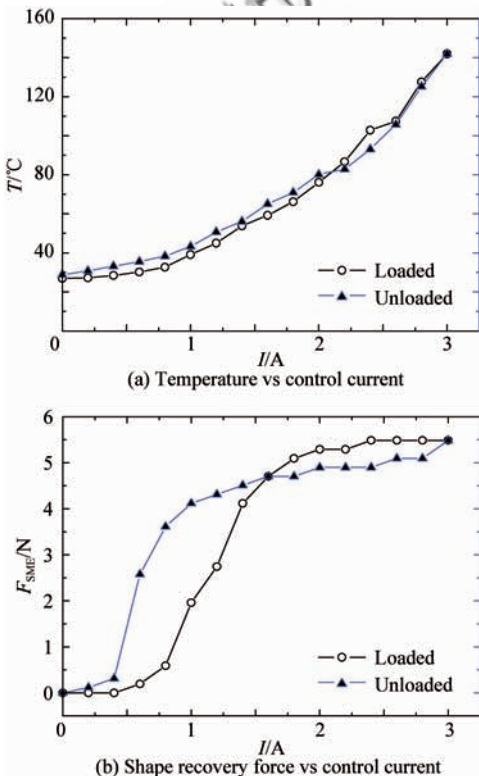


图 7 SMA 弹簧驱动器的力-电-热耦合特性

Fig. 7 Thermomechanical behaviour of SMA spring actuators

度和响应速度要求较高, SMA 弹簧驱动器的迟滞效应会降低驱动机构的响应速度,可能导致变体翼梢小翼无法及时准确地达到所需的最佳倾斜角,降低减阻效果。

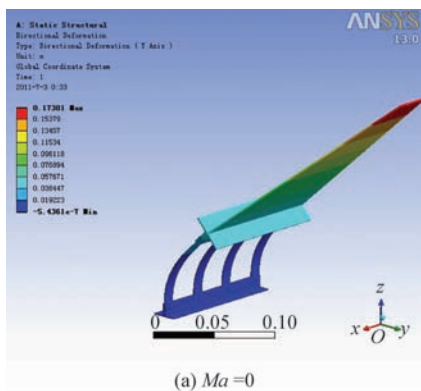
为了使变体翼梢小翼能及时达到所需的最佳倾斜角状态,可以通过 3 种方法降低 SMA 弹簧驱动器的迟滞效应:①改进 SMA 材料的记忆训练方法,降低马氏体逆相变开始温度 T_{AS} ,并缩小 T_{AS} 与逆相变结束温度 T_{AF} 之间的温差,即可提高马氏体逆相变速率;②增大 SMA 弹簧驱动器的电阻,提高其发热功率,改善在电流加载过程初期的迟滞效应。本文将差动式驱动机构的一组 SMA 弹簧驱动器串联,可以提高电路中的总电阻;③通过外力降低 SMA 弹簧驱动器在电流卸载过程初期的迟滞效应。例如,通过差动式驱动机构的另一组 SMA 弹簧驱动器产生的相变回复力或小翼外部的气动载荷克服迟滞效应,提高驱动机构的响应速度。

3 变体翼梢小翼的变形特性分析

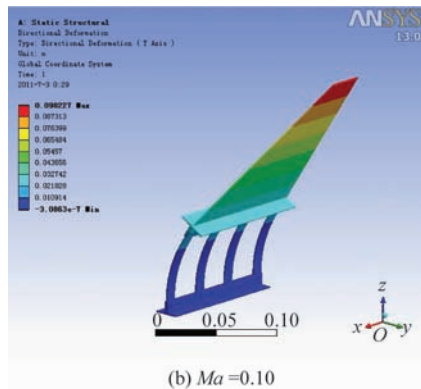
3.1 数值计算

以 2.2 节中的驱动机构为基础,采用三维建模软件 SolidWorks 建立变体翼梢小翼的三维几何模型,通过商业有限元软件 ANSYS Workbench 将几何模型转化为有限元模型,分析倾斜角的极限变化量与控制电流的对应关系,如图 8 所示。

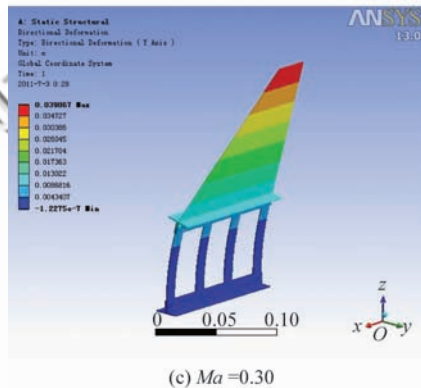
仿真时将翼梢小翼翼根定义为固定约束,而翼尖为自由端,暂不考虑弹性蒙皮的模量对变形能力的影响。为了研究气动载荷对变体翼梢小翼的极限变形能力的影响,分别在两种情况下进行仿真。



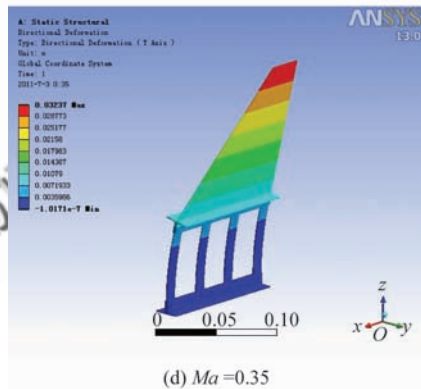
(a) $Ma=0$



(b) $Ma=0.10$



(c) $Ma=0.30$



(d) $Ma=0.35$

图 8 变体翼梢小翼有限元模型

Fig. 8 Finite element model of morphing winglet

3.1.1 无气动载荷

在这种情况下,翼梢小翼的倾斜角变化量仅由 SMA 弹簧驱动器的相变回复力控制。当对差动式系统的一组弹簧驱动器施加 2.4 A 的控制电流时,倾斜角可在 $15.0^{\circ} \sim 55.9^{\circ}$ 的范围变化,最大变化量为 40.9° ,如图 8(a) 所示。

3.1.2 有气动载荷

在这种情况下,翼梢小翼的倾斜角变化量由 SMA 弹簧驱动器的相变回复力与小翼的气动载

荷共同控制。通过 CFD 分别计算翼梢小翼的倾斜角在 $15^\circ \sim 90^\circ$ 范围内对应的气动力矩,并将其与 SMA 弹簧驱动器的相变回复力输入 ANSYS 进行耦合求解,最终确定翼梢小翼倾斜角的最大变化量。CFD 计算分别在 3 种流场状态下进行:起飞滑跑 ($Ma = 0.10, \alpha = 3^\circ$)、前轮离地 ($Ma = 0.30, \alpha = 8^\circ$) 和初始上升 ($Ma = 0.35, \alpha = 10^\circ$)。

计算结果表明,当飞机处于起飞滑跑阶段时,变体翼梢小翼的倾斜角可在 $15.0^\circ \sim 41.1^\circ$ 范围变化,最大变化量为 26.1° ,对应的 SMA 弹簧驱动器的控制电流为 2.4 A ;在前轮离地时,变体翼梢小翼的倾斜角可在 $15^\circ \sim 26^\circ$ 范围变化,最大变化量为 11° ,对应的控制电流为 2.4 A ;而在初始上升阶段,变体翼梢小翼的倾斜角可在 $15.0^\circ \sim 24.1^\circ$ 范围变化,最大变化量为 9.1° ,对应的控制电流为 2.4 A ,如图 8(b)~8(d) 所示。

3.2 模型试验

3.2.1 无气动载荷

无气动载荷条件下的变化试验在室温为 25°C 、湿度为 65% 条件下进行(如图 9 所示),得到翼梢小翼的倾斜角变化量与控制电流的关系曲线,如图 10 所示。对差动式驱动系统的一组弹簧驱动器施加控制电流,当电流大于 0.1 A 时倾斜角即有轻微变化,迟滞效应与单独 SMA 弹簧驱动器的力-电耦合特性(0.4 A 以下无输出力)相比有较大改善,主要原因是:①与单一 SMA 弹簧驱动器相比,SMA 弹簧驱动器串联后电阻增大,在相同电流条件下弹簧驱动器的发热功率较高,更容易诱发马氏体逆相变,证明串联的布局方式有利于改善 SMA 弹簧驱动器的迟滞效应,提高响应速度。②两组串联的 SMA 弹簧驱动器位于弹性橡胶蒙皮所围成的封闭空间内,这会降低弹簧驱动器的散热率,而 SMA 弹簧驱动器的力-电-热耦合特性试验是在开放环境下进行的,试验环境的差别也是引起这种现象的原因之一。

纵观控制电流的整个加载过程,当电流在 $0 \sim 0.6 \text{ A}$ 范围内时,SMA 弹簧驱动器的迟滞效应有较大改善,但由于相变回复力有限,倾斜角变化量较小(约 2.5°);当电流在 $0.6 \sim 1.2 \text{ A}$ 范围

内时,相变回复力迅速增大,因此倾斜角增长较快;当电流增加至 2.4 A 时,倾斜角变化量达到最大值 36.4° ,与仿真结果(40.9°)相比存在 11% 的误差,这是因为仿真没有考虑弹性蒙皮的模量。

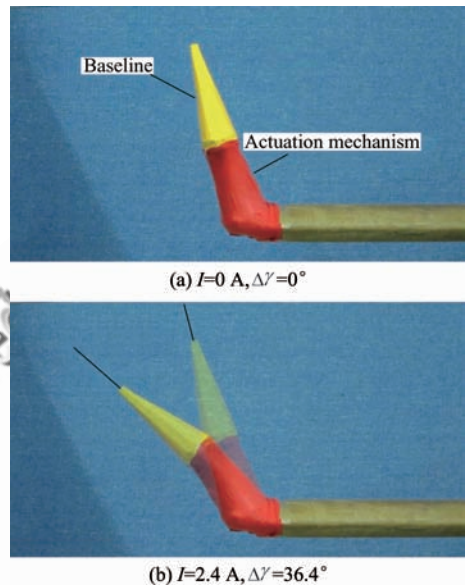


图 9 无气动载荷条件下变形测试

Fig. 9 Morphing test without aerodynamic loads

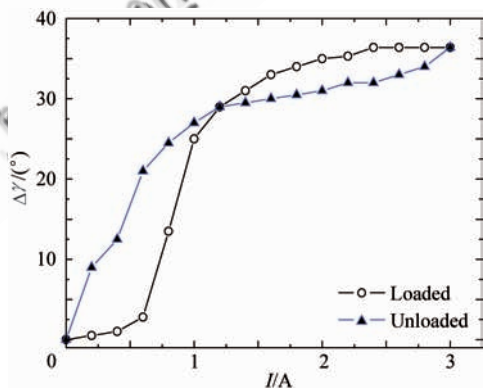


图 10 倾斜角变化量-控制电流关系(无气动载荷)

Fig. 10 Cant angle variation vs control current (without aerodynamic loads)

再分析控制电流的卸载过程。当电流在 $3.0 \sim 1.2 \text{ A}$ 范围内时,SMA 弹簧驱动器的迟滞效应对倾斜角回复过程影响较大,因此倾斜角缓慢减少,变化量约为 7° ;当电流在 $1.2 \sim 0 \text{ A}$ 范围内时,迟滞效应逐渐减弱,倾斜角即回复至初始位置。

3.2.2 有气动载荷

有气动载荷的试验在南京航空航天大学空气
© 航空学报编辑部 <http://hkxb.buaa.edu.cn>

动力学系 NH-2 风洞中进行(如图 11 所示)。风洞测试段长约 8 m,截面呈正方形(2.5 m×2.5 m),最大风速为(70±1) m/s,测试段的气流紊流度低于 0.1%。由于弹性蒙皮最大仅能承受 26 m/s 的风速,因此试验风速为 26 m/s,在 0°~10°迎角范围内测试了变体翼梢小翼倾斜角的极限变形能力,得到倾斜角变化量随控制电流的关系曲线。图 12 为 $\alpha=3^\circ$ 时倾斜角变化量与控制电流的关系。

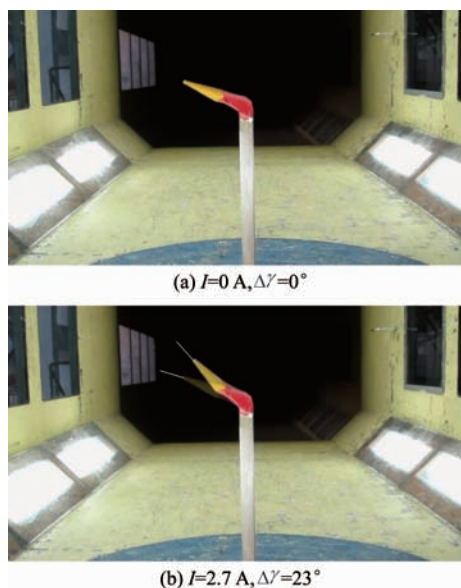


图 11 有气动载荷条件下变形测试

Fig. 11 Morphing test with aerodynamic loads

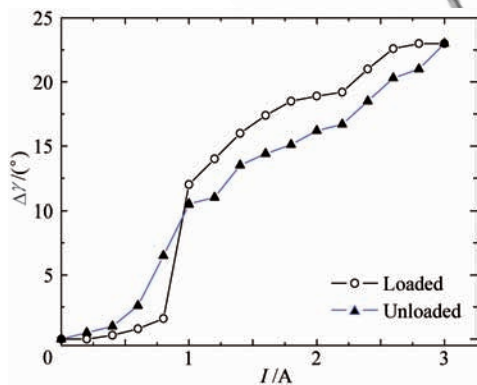


图 12 倾斜角变化量-控制电流关系(有气动载荷)

Fig. 12 Cant angle variation vs control current (with aerodynamic loads)

控制电流的加载过程中,当电流小于 0.2 A 时倾斜角没有变化,说明气动载荷对 SMA 弹簧

驱动器的迟滞效应有一定的增强作用;当电流在 0.8~1.0 A 范围内,高温奥氏体含量持续增加,SMA 弹簧驱动器迅速收缩,倾斜角变化量快速增大;当电流大于 1.0 A,翼梢小翼表面的气动载荷随着倾斜角的增加而迅速增大,对变形动作的抑制逐渐增强,因此倾斜角的变化速率逐渐降低。当电流等于 2.7 A 时,马氏体逆相变已经完成,此时 SMA 弹簧驱动器停止收缩,相变回复力达到最大值,倾斜角从最初的 15°增加至 38°,最大变化量为 23°,与仿真结果(26°)相比降低了 11.5%;而对应的控制电流(2.7 A)比仿真结果(2.4 A)高 12.5%。由于仿真时未考虑 SMA 弹簧驱动器在试验环境中的散热率对相变回复力的影响,这是控制电流高于仿真结果的主要原因。

在卸载控制电流的过程中,由于翼梢小翼表面气动载荷的作用,SMA 弹簧驱动器的迟滞效应有所改善,倾斜角以相对较快的速度恢复到初始位置。

试验还发现当倾斜角到达某一预定位置时会产生微小的摆动,这是由于驱动机构内部的玻璃钢翼梁的刚度不足而出现了轻微的颤振现象。观测发现这种颤振的振幅较小,因为气动载荷与 SMA 弹簧驱动器的相变回复力形成一对方向相反的弯矩,当翼梢小翼偏离摆动中点位置向倾斜角增大的方向运动时,气动载荷逐渐增大,而相变回复力恒定不变,这将促使小翼回复到摆动中点位置;而当小翼向倾斜角减小的方向运动时,SMA 弹簧驱动器受迫伸长,应力诱发马氏体逆相变导致相变回复力增大,而气动载荷逐渐降低,因此小翼又回复到摆动中点位置。

3.3 变体翼梢小翼的控制方法初探

3.3.1 控制原理

为了控制变体翼梢小翼的倾斜角,采用上位机、可编程直流电源、电阻式应变计、动态应变放大器、数据采集卡与 SMA 驱动机构组成闭环控制系统。首先向上位机输入所需的倾斜角,上位机发出指令控制直流电源的输出电流从零开始按一定速率上升,激励变体翼梢小翼产生变形动作;

同时采用电阻应变计测量驱动机构内部玻璃钢翼梁的应变,应变计输出的电压信号经动态应变放大器放大,由数据采集卡输入上位机,上位机根据预先编制的程序将应变转换成倾斜角,并判断其是否达到预期值。若未达到预期值则继续增大输出电流;若已达到预期值则停止增大电流,并通过电流闭环补偿使输出电流保持稳定;若已超过预期值则按一定速率降低输出电流的大小。图 13 为控制系统原理框图。

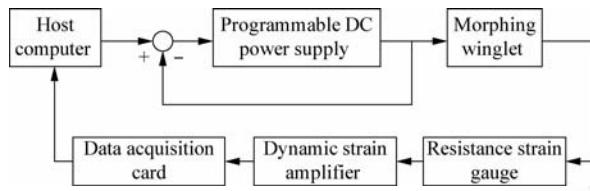


图 13 变体翼梢小翼控制系统原理框图

Fig. 13 Control system block diagram of morphing winglet

3.3.2 闭环控制试验

将 PC 作为上位机,通过 RS232 端口与可编程直流电源建立通讯,可编程直流电源选择 Chroma 62012P-80-60,其最大输出电压为 80 V,最大输出电流为 60 A,最大输出功率为 1 200 W,并具有输出电压、电流测量与补偿功能。选用浙江黄岩测试仪器厂的 BX120-0.5A A 型电阻应变计测量玻璃钢翼梁的应变,其灵敏度系数为 $(2.08 \pm 1.00)\%$ 。根据有限元仿真结果确定翼梁的应力集中部位,在此部位对称地贴两片应变计,并在梁的零应力部位贴两片应变计作为补偿片组成惠斯顿电桥。应变计输出的电压信号经 KYOWA DPM-900A 动态应变放大器放大,通过 NI 6024E 数据采集卡将应变信号输入上位机。在上位机编制 LabView 程序,负责采集应变信号、计算并判断当前的倾斜角是否达到预期值,随后发出指令调节 Chroma 62012P-80-60 的输出电流,控制变体翼梢小翼的倾斜角。试验前先对应变计进行标定,得到变体翼梢小翼的倾斜角与玻璃钢翼梁应变 ϵ 的对应关系,如图 14 所示。由此确定变体翼梢小翼在起飞阶段所需的 3 个关键倾斜角对应的应变,作为倾斜角控制程序的判断准则。

试验模拟真实飞行情况,对倾斜角从 $15^\circ \rightarrow$

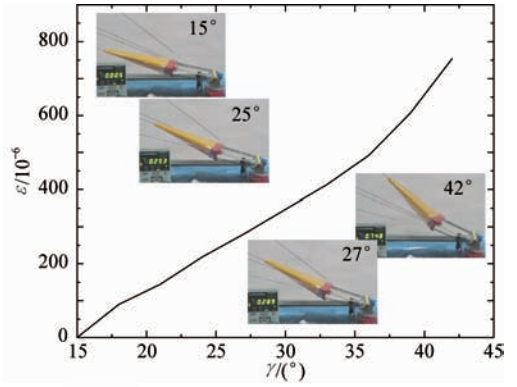
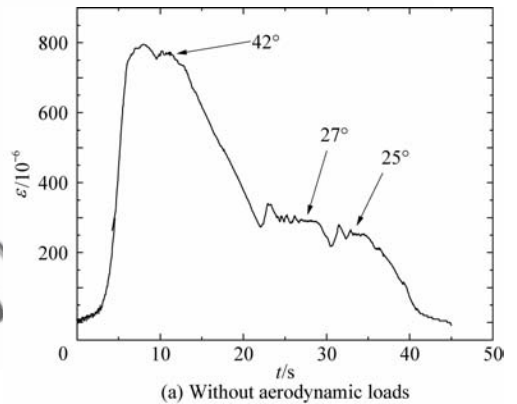


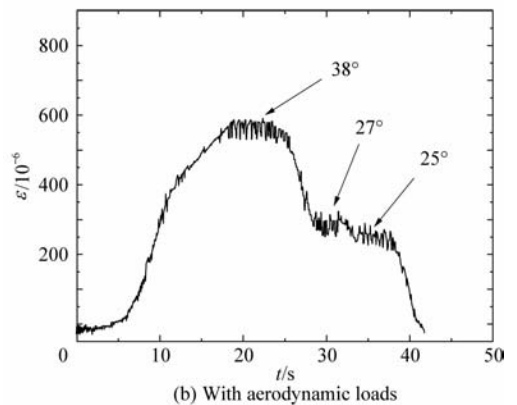
图 14 应变与倾斜角的关系

Fig. 14 Relationship between strain and cant angle

$42^\circ \rightarrow 27^\circ \rightarrow 25^\circ \rightarrow 15^\circ$ 的变化过程进行控制。考虑实际情况下飞机从滑跑到达安全高度一般不超过 2 min,因此试验将 $15^\circ \rightarrow 42^\circ \rightarrow 27^\circ \rightarrow 25^\circ \rightarrow 15^\circ$ 变化过程的耗时限定为不超过 1 min,得到应变随时间的关系曲线,如图 15 所示。



(a) Without aerodynamic loads



(b) With aerodynamic loads

图 15 完整变形过程的应变与时间的关系

Fig. 15 Relationship between strain and time for entire variation process

首先分析控制系统的精度。在无气动载荷

时,控制系统能较为准确地控制变体翼梢小翼的变形动作,当小翼的倾斜角接近预期值时变形幅度趋缓并最终稳定在预期倾斜角位置,控制精度的最大误差约为 7%。当有气动载荷时,变体翼梢小翼倾斜角的极限值为 38° ,与起飞滑跑阶段所需的最佳倾斜角 42° 有一定差距;但控制系统仍可有效控制整个变形过程。只是由于小翼变形引起的流固耦合问题以及结构刚度不足引起的颤振现象,导致小翼的倾斜角在预期位置附近产生轻微的周期性摆动,对系统的控制精度造成一定影响,最大误差约为 12%。

其次讨论系统的响应速度。当无气动载荷时,倾斜角从 15° 增大至 42° 需耗时 10 s,而此过程的前 2 s 应变的变化量很小,可以认为是由 SMA 弹簧驱动器的非线性迟滞效应引起的。在倾斜角的回复过程初期,应变的变化速率有所减小,说明非线性迟滞效应对小翼回复动作的影响依然存在。当有气动载荷时, $15^\circ \rightarrow 38^\circ$ 的变形过程耗时 19 s,其中前 6 s 为系统延迟时间,说明气动载荷对倾斜角增大的过程具有抑制作用,对非线性迟滞效应也有一定的增强。而倾斜角的回复过程耗时较少,回复动作的速率也较快,说明气动载荷在倾斜角的回复过程中具有积极作用,非线性迟滞效应得到较大改善。

3.4 讨论

3.4.1 非线性迟滞效应对气动载荷分布的影响

当流场特性一定时,机翼表面的气动载荷分布主要取决于其自身的几何形状与布局方式。对不同倾斜角布局的翼梢小翼 CFD 计算结果表明,随着倾斜角的增加,机翼展向载荷分布向翼梢方向集中,导致机翼翼根弯矩增大,因此翼梢小翼表面的气动载荷有增大的趋势。SMA 弹簧驱动器的非线性迟滞效应减缓了气动载荷的变化速率,在一定程度上避免了气动载荷突变引起的冲击载荷对结构的损害。

3.4.2 非线性迟滞效应对变形过程及控制的影响

当变体翼梢小翼在无气动载荷条件下工作时,SMA 弹簧驱动器的非线性迟滞效应对变形动作有较大的影响,主要表现在初始变形阶段和初

始回复阶段,驱动系统的响应时间存在 2 s 左右的延迟,使变体翼梢小翼无法立即产生变形动作,降低了控制系统的灵敏度与响应速度。当变体翼梢小翼在气动载荷条件下工作时,气动载荷对初始变形阶段的迟滞效应有较大的增强作用,此时驱动系统的响应延迟为 6 s 左右,变体翼梢小翼需要更多的时间才能达到所需的最佳倾斜角位置;但对变形回复过程而言,由于气动载荷对变形回复动作的贡献,SMA 弹簧驱动器的非线性迟滞效应有所改善,倾斜角能较快地回复到所需状态。

3.4.3 非线性迟滞效应在系统设计中的考量

闭环控制试验结果表明,在真实飞行环境下变体翼梢小翼的倾斜角从 15° 增大至 38° 存在 6 s 左右的延迟,占变形过程总耗时的 32%,从控制的角度来看,这种迟滞效应会降低系统的响应速度,不利于进行实时控制。而变体翼梢小翼的设计目标是在整个飞行包线内实时优化机翼的阻力特性,这种迟滞效应可能会降低变体翼梢小翼的减阻效果,因此必须降低非线性迟滞效应对变形过程的影响。本文主要通过两种途径降低 SMA 弹簧驱动器的非线性迟滞效应:①提高 SMA 弹簧驱动器的发热功率;②利用外力改善倾斜角回复阶段的迟滞效应。具体而言,在设计 SMA 驱动机构时将 SMA 弹簧驱动器串联以增大电阻,提高发热功率;并将驱动机构设计为差动式驱动系统,利用另一组弹簧驱动器的相变回复力改善非线性迟滞效应。而在控制系统设计方面,可以通过提高程控电源的起始输出电流达到目的。

4 结论

为了弥补传统翼梢小翼在非设计点无法提供最优减阻效果的不足,本文提出一种含有 SMA 弹簧驱动器的变体翼梢小翼结构,可根据飞行状态主动改变倾斜角,在整个飞行包线内优化机翼的升阻力特性。

1) 采用力-热-应变耦合法设计了变体翼梢小翼所需的 SMA 弹簧驱动器,其最大输出力可达 5.5 N。但 SMA 弹簧驱动器存在一定的非线性迟滞效应,对变体翼梢小翼驱动机构的灵敏度和响应速度有一定影响。可以通过 SMA 驱动机构与控制系统两方面入手,改善非线性迟滞效应

对变形过程的不利影响。

2) 采用有限元与风洞试验相结合,验证了变体翼梢小翼的变形能力。结果表明,在自由来流流速 $V_\infty = 26 \text{ m/s}$ 、迎角 $\alpha = 3^\circ$ 的条件下,变体翼梢小翼的倾斜角可在 $15^\circ \sim 38^\circ$ 范围内变化。

3) 闭环控制试验表明,变体翼梢小翼的倾斜角可在 1 min 内自主实现预定变化过程,控制精度的最大误差约为 12%。

参 考 文 献

- [1] Anderson J D. Introduction to flight. 5th ed. New York: McGraw-Hill Science, 2004: 31-33.
- [2] Ma H D, Cui E J. Drag prediction and reduction for civil transportation aircraft. Mechanics in Engineering, 2007, 29(2): 1-8. (in Chinese)
马汉东,崔尔杰. 大型飞机阻力预示与减阻研究. 力学与实践, 2007, 29(2): 1-8.
- [3] Whitcomb R T. A design approach and selected wind tunnel results at high subsonic speeds for wing-tip mounted winglets. NASA TN D-8260, 1976.
- [4] Flechner S G, Jacobs P F, Whitcomb R T. A high subsonic speed wind tunnel investigation of winglets on a representative second-generation jet transport wing. NASA TN D-8264, 1976.
- [5] Maughmer M D. Design of winglets for high-performance sailplanes. Journal of Aircraft, 2003, 40(6): 1099-1106.
- [6] Ishimitsu K K. Design and analysis of winglets for military aircraft. AFFDL-TR-76-6, 1976.
- [7] Jiang Y Q. Aircraft winglet design. Beijing: Aviation Industry Press, 2009: 19-20. (in Chinese)
江永泉. 飞机翼梢小翼设计. 北京: 航空工业出版社, 2009: 19-20.
- [8] Ursache N M, Melin T, Isikveren A T, et al. Morphing winglets for aircraft multi-phase improvement. AIAA-2007-7813, 2007.
- [9] Bourdin P, Gatto A, Friswell M I. Aircraft control via variable cant-angle winglets. Journal of Aircraft, 2008, 45(2): 414-423.

- [10] Sankrithi M, Frommer J B. Controllable winglets: USA, US 2008/0308683 A1[P]. 2008-12-18.
- [11] Si L, Wang H P. Investigation of efforts of control surfaces deflection on trailing edge of the winglets on the wing's aerodynamic characteristic. Aeronautical Computing Technique, 2010, 40(3): 52-56. (in Chinese)
司亮,王和平. 翼梢小翼后缘舵面偏转对机翼气动特性影响研究. 航空计算技术, 2010, 40(3): 52-56.
- [12] Staff of Boeing Commercial Airplane Company. Selected advanced aerodynamics and active controls technology concepts development on a derivative Boeing-747 aircraft. NASA CR-3164, 1980.
- [13] Rogers C A. Intelligent materials. Boca Raton: CRC Press, 1994: 154-157.
- [14] Rogers C A. Shape memory alloy reinforced composites. New York: Engineering Science Preprints, 1988: 76-79.
- [15] Jackson C M, Wagner H J, Wasilewski R J. 55-Nitinol-the alloy with a memory: its physical metallurgy, properties, and applications. NASA SP-5110, 1972.
- [16] Lee H J, Lee J J. Evaluation of the characteristics of a shape memory alloy spring actuator. Smart Materials and Structure, 2000, 9(6): 817-823.
- [17] Yang J, Wu Y H. Shape memory alloy and its application. Hefei: University of Science and Technology of China Press, 1993: 208-222. (in Chinese)
杨杰,吴月华. 形状记忆合金及其应用. 合肥: 中国科学技术大学出版社, 1993: 208-222.

作者简介:

李伟 男,博士研究生。主要研究方向:智能材料与结构、变体机翼驱动技术。

Tel: 025-84892834

E-mail: weili@nuaa.edu.cn

熊克 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:飞行器自适应结构中的驱动技术、飞行器复合材料结构的损伤检测、应变电测与力学量传感器技术。

Tel: 025-84891502

E-mail: kxiong@nuaa.edu.cn

Research on Variable Cant Angle Winglets with Shape Memory Alloy Spring Actuators

LI Wei¹, XIONG Ke^{1,*}, CHEN Hong², ZHANG Xu², SU Yonggang¹, REN Zhiyi³

1. State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China
2. Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 200232, China
3. Institute of Aircraft Design, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China

Abstract: To improve the drag reduction efficiency of a winglet under off-design conditions, this paper presents a morphing winglet concept that utilizes shape memory alloy (SMA) spring actuators to change the cant angle of the winglet and optimize the drag characteristics of an aircraft under various flight conditions. The required SMA spring actuators are designed through a coupling design method, and the morphing capability of the morphing winglet is validated by finite element analysis and wind tunnel test. Finally, a closed-loop control for the morphing winglet is presented. The results show that an active cant angle of 23° can be achieved within 1 min in the takeoff phase of a flight (with the freestream velocity is 26 m/s and the angle of attack is 3°). The maximum error of control precision is less than 12%. The testing results agree well with the design specifications.

Key words: drag reduction; adaptive system; wing; shape memory effect; spring; actuator

Received: 2011-05-05; **Revised:** 2011-06-16; **Accepted:** 2011-10-10; **Published online:** 2011-10-31 10:56

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20111031.1056.002.html **DOI:** CNKI:11-1929/V.20111031.1056.002

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (90605003)

* **Corresponding author.** Tel.: 025-84891502 E-mail: kxiong@nuaa.edu.cn