

形状记忆合金在航空工业中的应用研究进展

于 东, 张博明, 梁 军, 戴福洪

(哈尔滨工业大学 复合材料与结构研究所, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘 要: 形状记忆合金具有高能量密度, 作为驱动器使用不会引起重量的显著增加和空间的过度占用, 因而在航空航天器的一些结构中具有良好的应用前景。本文对航空工业中使用形状记忆合金作为驱动器, 应用于飞机机翼结构、进气道结构和发动机的相关研究进行了总结, 并提出形状记忆合金在航空工业中应用的未来研究方向。

关键词: 形状记忆合金; 机翼; 进气道; 喷气式发动机

中图分类号: TG139.6 **文献标识码:** A **文章编号:** 1005-8192(2007)06-0027-06

Advances of Shape Memory Alloys in Aviation Industry

YU Dong, ZHANG Bo-ming, LIANG Jun, DAI Fu-hong

(Center for Composite Materials, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

ABSTRACT: When shape memory alloys are used as actuators, their lightweight and limit space occupation make them have good prospect in some structures of aerospace by their high energy density. Shape memory alloys being applied in the wings, inlet and jet engine of aircraft structure are summarized and reviewed. Future research direction on application of shape memory alloys in aviation industry is proposed.

KEY WORDS: shape memory alloy; wing; inlet; jet engine

形状记忆合金(SMA)作为一种具有特殊性质的材料,在工程应用中具有良好前景。特别是SMA具有很高的能量密度,不会引起重量的显著增加,使其倍受航空工业的关注。在宏观层面下,SMA具有两个基本的性质:形状记忆效应(SME)与超弹性(SE)。形状记忆效应是指SMA在外力作用下发生较大的塑性变形,在经历升温后回复到外力作用前的状态;SE是指SMA在较高的温度状态下,在加载过程中产生较大的应变,在撤除载荷后仍可以恢复到原来的形状^[1]。利用SMA的记忆效应提供的大回复力以及大回复位移,使其已应用在宇宙飞船天线形状、飞行器机翼、发动机喷口的形状控制及对这些结构的振动控制^[2,3], Andrew Peter Jardine等还利用SMA在提高飞行器舱门密封上获得了专利^[4]。利用SMA超弹性的滞回特性,可以用于工程结构中的振动控制^[5]。SMA在不同转变温度下

表现出的不同性质,是其内部固-固相转变造成的。

SMA的相转变温度可以在 $-150^{\circ}\text{C} \sim 200^{\circ}\text{C}$ 之间通过合金的成分和热处理工艺进行调节,相变的四个关键温度点分别为:马氏体结束温度(M_f),马氏体开始温度(M_s),奥氏体开始温度(A_s),奥氏体结束温度(A_f)^[6]。SMA在加热至奥氏体开始温度以上时,发生从马氏体到奥氏体的相变;当SMA冷却时,在奥氏体向马氏体转变之前还要发生中间相R相变^[7]。目前大规模使用的金属作动器一般都是NiTi族记忆合金,其已经商业化并且具有良好的工程特性,但是在截面尺寸、性质的可重复性以及相变温度等存在一些限制。镍钛族合金的相变点温度对合金中的钛镍比例非常敏感。其成分中任一种改变0.1%都会引起相变点温度发生 10°C 的变化^[8]。SMA的这些特点,使其在航空工业中的应用研究非常活跃,特别是在机翼结构、进气道结构及发动机中

作者简介:于 东(1978-),男,博士研究生,黑龙江加格达奇人,研究方向:自适应结构。

通讯地址:哈尔滨工业大学科学园A栋211室(3010信箱) 邮编:150080

的研究应用受到了“智能翼计划”、SAMPSON 计划等的支持。

1 形状记忆合金(SMA)在机翼结构中的应用

机翼具有变形能力,可以在很大程度上提高系统的性能,特别是在提高回转半径、增加续航能力、增大负载以及提高最大速度等优势明显。在机翼变形上,研究覆盖大规模展弦比变化、翼面积变化、翼型变化^[9]、掠角变化^[10]、刚度变化^[11,12]及翼扭转、缘弯曲^[13]等方面。其中利用 SMA 驱动的无铰链弯曲结构的相关研究最为密集。航空飞行器设计人员一直致力于提高飞行器的效率和性能。特别是飞机机翼的设计都是在某个飞行条件下具有最高效率,但在其他飞行条件下性能会有一定的下降。这种下降可以通过前、后缘的铰链结构的偏转控制翼表面形状来抑制。但这种结构使气流过早发生分离,并且增加了阻力。如果使用连续的自适应翼面控制则可以延迟气流分离,减小阻力、提高升力。所以在 1995 年由 DARPA, AFRL, NASA 以及 Northrop Grumman 公司共同发起的智能翼计划,提出使用无铰链翼结构实现机翼表面控制的概念^[14]。这种无铰链结构是通过由 SMA 驱动的若干个可弯曲单元构成。这种可弯曲单元结构由 SMA 面板、波纹板及刚性芯构成^[15](图 1)。此结构的变形利用的是 SMA 在马氏体状态下产生塑性变形的应力小于其相变过程中的回复力,使一侧回复形状的同时将另一侧拉伸,实现双向变形。当结构中 SMA 的最大变形量设计为 $a\%$ 时,需将上下两侧的 SMA 面板在马氏体状态下各拉伸 $a\%/2$ 后与波纹板连接,波纹板的另外一侧与刚性芯相连。当驱动 A 表面的 SMA 时,其收缩时通过波纹板拉动刚性芯弯曲,同时将另外一侧处于马氏体状态的 B 表面拉伸至 $a\%$ 完成一次变形过程。可以通过波纹板角度 θ 、波纹间距 λ 、波纹板厚度 t 等参数对结构进行设计^[16]。机翼后缘的形状可以通过对这些结构单元不同组合进行驱动后获得均一、鸟翅状及浴盆状形状^[17](图 2)。

这种机翼的变形使得机翼的升力大幅度增加,从而实现飞机以较小的攻角来获得较大的升力,同时,由于较小的攻角使机身的阻力较小,这样也提高了飞行效率。缩比件模型的风洞实验结果表明^[18~20],在机翼变形方面,这是一种成功的结构。虽然在静力状态下可以利用 SMA 作为驱动器设计

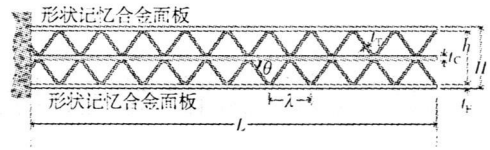


图 1 基于形状记忆合金单程记忆效应的双向可变形结构单元

Fig 1 Two way deformable structure cell based on one way shape memory effect of SMA

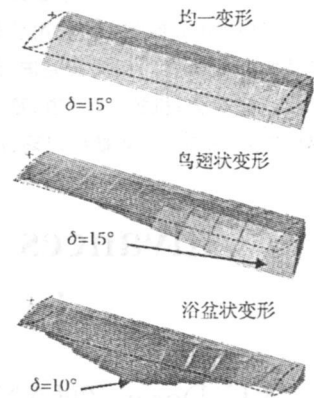


图 2 翼变形的主要形式

Fig 2 Main types of deformable wing

出理想化的可变形翼的结构和形式,但在气动载荷作用下,机翼能否实现预期的变形,还要综合考虑在气-固耦合的条件下,力、热、变形等多因素的影响,还需要做大量的相关研究工作。

2 SMA 在进气道结构中的应用

美国在 DARPA 支持下,提出了一项名为智能航空与航海推进系统论证计划(SAMPSON 计划)由 NASA 的 LaRC 和 ONR 共同担当,其中一项旨在根据飞行条件使进气道几何形状最优化而获得飞行效益的提高。进而评估和展示智能材料技术使结构实现变形的能力,为将智能材料技术应用于全比例飞行器铺平道路^[21~25]。

在目前进气道的设计方法中,进气道入口固定不变的几何形状只是为某几个飞行条件下提供最优化的性能。对于使用喷气式发动机作为动力的飞行器来讲,发动机对进入的气流有如下的要求:1) 气流具有均匀的速度;2) 马赫数大约为 0.5;3) 尽可能高的压力恢复。在低速状态下,需要进气道具有大吸收面、钝角前缘来获得高速气流;在亚音速巡航状态下,尖锐前缘则有助于减小阻力,并且比钝角前缘具有更高的耐受性,吸收面的减小可以使发动机获得需要的气流速度,此时如果吸收面不减小,多余空气的溢出将引起阻力增加。

飞行器在很宽的飞行速度、高度和攻角范围内, 发动机进气系统必须向发动机提供合适的气流条件, 所以固定几何形状的进气系统无法提供在所有飞行条件下的理想性能。对于普通的战斗机飞行速度低于 2 马赫, 通常采用固定几何形状的进气系统, 这种设计实际上是在降低成本的基础上在飞行条件和飞行性能之间的折中。对于起飞、降落和机动(例如大攻角)情况下, 前缘钝化到最大, 并且向外旋转, 以提供更大的吸收面(图 3a); 在亚音速巡航条件下, 进气道前缘减小其前缘半径有助于减小阻力, 其向内的旋转有助于减小吸收面面积和阻力(图 3b); 在超音速条件下, 压力系统使顶部或侧面进气道壁突出, 前缘保持尖锐的角度以及旋转适宜的角度调整吸收面面积(图 3c)。

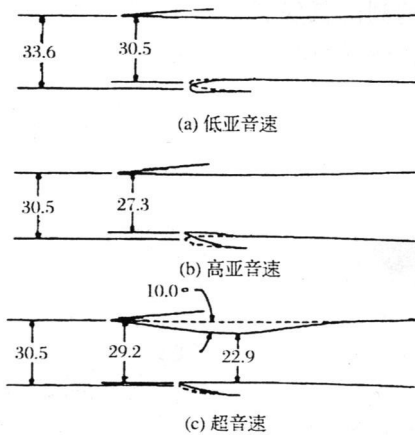


图 3 不同速度下进气道的有利形状

Fig 3 Favorable shape of inlet on different velocity

进气道吸收面的变形能力是获得优化气流的主要部分。飞行器在低速状态下, 气流速度较低, 所以需要较大的吸收面提供所需的大流量气流; 在高速状态下, 气流速度也较高, 发动机所需的气流量可以通过较小的吸收面获得。而固定不变的吸收面其形状只适于飞行器在较低速度下向发动机提供所需气流量, 在高速下将产生有害的过剩气流, 过剩气流会增加进气道的阻力, 有时候还会产生引起结构危险振动的尾流。目前诸如 F-15, SR-71 等都采用了吸收面可变进气道以提高飞机性能, 其驱动机构主要使用液压驱动, 重量与体积相对较大。

在 SAMPSON 计划中主要针对吸收面、进气道内壁和前缘的形状变化。可变形的吸收面可以为发动机提供最优的空气流量, 提高发动机性能并使溢出功最小化, 进气道内壁的可变形可以影响空气流量, 并对压力恢复产生影响; 前缘钝度的变化可以减小阻力, 较钝的前缘在飞行器较低的速度下可以减

少气流分离, 在高速下会增加阻力, 较锐的前缘则可以在高速条件下减小阻力。

2 1 吸收面面积改变

进气道吸收面的变化是通过进气道头罩角度的旋转来实现的。在 F-15 战机现有的依靠液压系统改变头罩角度的进气道基础上, 使用 SMA 替换液压系统实现相同功能。这种概念性的应用是通过 SMA 丝束拉动机械滑块来实现的。由于 SMA 需要通过通电加热实现驱动, SMA 丝之间通过聚四氟乙烯管进行电气隔离, 并使用陶瓷连接器在端部将所有 SMA 丝固定, 并在引出端完成电气连接。为了保证 SMA 驱动器的行程, 在可回复应变为 4% 条件下, SMA 丝的长度为 150in 即可达到 12in 的行程。整个驱动系统由四束 SMA 组成, 每束包含 34 根 SMA 丝, 每两束为一组。四束 SMA 通过链条与链轮连接在一起。丝束以颞抗的形式工作: 推杆与其中一束 SMA 固定, 当其中 A 组 SMA 束受到驱动时, SMA 收缩拉动推杆回退, 使头罩向上转动, 吸收面增大, 同时处于马氏体状态的 B 组 SMA 束被拉伸; 待 A 组冷却达到马氏体状态后, 对 B 组 SMA 束进行驱动, 推杆被向前推动, 同时头罩向下转动, 吸收面减小, 同时 A 组 SMA 束被拉伸(图 4)。

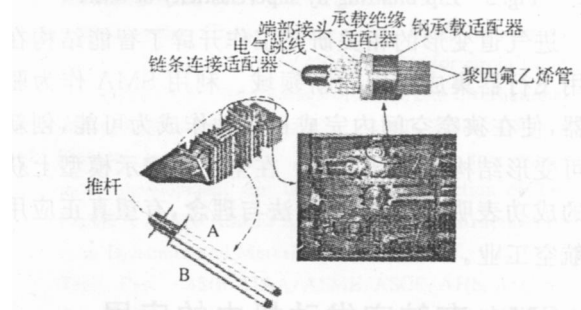


图 4 SMA 驱动头罩转动系统

Fig 4 Cowl rotation actuated by SMA

2 2 前缘变形

在 SAMPSON 计划中, 增加了一个进气道前缘变形的概念。在 F-15 原型机上并无此结构。增加了可变形前缘后, 通过前缘偏转角度的变化可以配合头罩的转动实现吸收面面积较大的变化。在柔性蒙皮板中植入了若干的 SMA 丝, 上下柔性蒙皮同样以颞抗的形式工作, 当其中一层蒙皮内的 SMA 被加热驱动, 前缘则向该方向发生弯曲, 同时另一侧柔性蒙皮内的 SMA 亦被拉伸。前缘的向上弯曲可以减小吸收面面积, 向下弯曲可以适当增大吸收面面积。

2 3 内壁形状改变

内壁由两部分组成, 外层是原进气道的固定结构, 在其基础上增加一层柔性蒙皮板, SMA 丝穿在柔性蒙皮中, 当对 SMA 丝进行驱动时, SMA 丝受热收缩拉动柔性蒙皮向内突出, 并通过固定结构上的矩形孔上的滑块限定柔性蒙皮变形^[26]。

2.4 前缘钝度变化

前缘的钝度改变是通过系统中的压电驱动器输出动力, 经过齿轮传动使推杆推动横杆向前移动使前缘张开, 使钝度增大。由于前缘半径处的材料需要有很大的弹性区域, 研究人员发现, 使用超弹性 SMA 薄片非常适合。在 SMA 超弹性区域内可以使前缘半径在 0.25~1.25in 之间变化(图 5)。

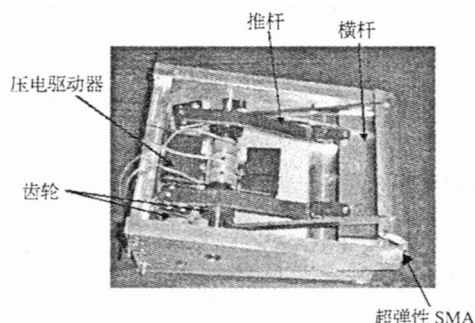


图 5 利用超弹性 SMA 的前缘钝度变化

Fig 5 Lip blunting by superelasticity of SMA

进气道变形的相关研究工作开辟了智能结构在军用飞行器集成应用的新领域。利用 SMA 作为驱动器, 使在狭窄空间内完成目标动作成为可能, 创新了可变形结构的设计方法。在全比例演示模型上获得的成功表明, 这种设计方法与理念, 有望真正应用于航空工业。

3 SMA 在航空发动机中的应用

目前 SMA 应用于航空发动机的研究, 主要集中在降低民用航空涡轮风扇发动机噪音和喷口变形上。

3.1 抑制噪音

在机场周边地区降低发动机噪音一直是一个备受关注的问题, 航空发动机的生产商也不断采用新技术来降低涡轮风扇发动机的噪音。其中一项有前景的技术就是采用锯齿状喷口。齿状喷口是一种沿着气流方向, 由齿状结构根部向尖端逐渐伸入气流内部的圆齿组成^[8]。普通的涡轮风扇发动机, 在工作时喷出与发动机轴线平行的高速气体, 由于其速度比发动机喷口外的大气速度高得多, 两种气流的剪切会造成很大的噪音。采用锯齿状喷口设计, 通

过在喷口处固定的锯齿结构伸入高速喷出的气流中, 干预喷出气流与大气气流的混合, 使两者的混合平稳, 进而达到降低噪音等级的作用^[27]。近年来的研究表明, 固定的锯齿状发动机喷口可以有效减小发动机噪音 2~3EPNdB, 但会产生大约 0.25% 的推力损失。然而, 对人们影响最大的是飞机在起飞和爬升阶段的噪音, 如果使用自适应控制系统使得锯齿结构仅在需要时起作用是我们所期望的, 可以通过可变锯齿的浸入深度和圆周分布使降低发动机噪音达到最优^[28, 29]。

在航空用钛合金(如 Ti-6Al-4V)结构件上安装 SMA 薄片驱动器(图 6), 当飞机起飞和爬升过程中就可利用发动机高功率下喷出的炽热气体加热 SMA 使其发生相变驱动结构变形, 使锯齿结构伸入气流中, 达到降低噪音的目的; 当飞机处于巡航阶段, 发动机较低的功率使得发动机周围空气相对冷却, SMA 发生逆相变, 钛合金部件在本身弹性作用下使锯齿结构返回初始状态, 并且每个锯齿结构可以单独控制其变形^[30]。

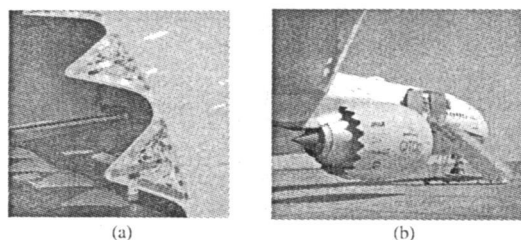


图 6 (a) 安装三块 SMA 驱动器的可变形锯齿结构; (b) 安装可变形锯齿状结构的 GE-115B 发动机

Fig 6 (a) VGC with covers off showing 3 NiTi actuators per VGC; (b) mounted on GE-115B ready for flight

3.2 喷口变形

涡轮风扇发动机喷口对飞行器性能具有很大的影响作用。可变形发动机喷口技术已经成为下一代高涵道比涡轮风扇发动机的新兴技术。普通涡扇发动机的喷口不可变形, 其形状是在发动机高速巡航的高效状态与发动机喷口边缘最佳形状之间的折中设计; 可变形喷口可以使发动机在起飞及降落时获得更大的边缘效应, 在高速巡航时获得更高的燃油效率^[31]。

对高涵道比涡轮风扇发动机的风扇喷口区域控制可以更加自由地选择发动机参数, 使得在特定的燃油消耗下与普通情况相比推力增加 9%; 与齿轮降速涡轮机相比推力增加 4.5%。并且使用 SMA

可以减少作动能量,基于 SMA 驱动的系统,产生旋转不需要滑动元件,使机械结构更加简单。可以显著减少系统的复杂程度,并且提高可靠性^[32]。

为了提高发动机在更宽操作条件下的效率,可以通过改变发动机喷口面积来实现(图7)。一般情况下调节发动机喷口的驱动器使用电动马达或液压驱动器。与一般的作动器相比,由于 SMA 具有高能量密度, SMA 驱动器能极大地减小驱动系统的重量。所以 SMA 作动器替代航空中常规作动器具有潜在优势^[33]。

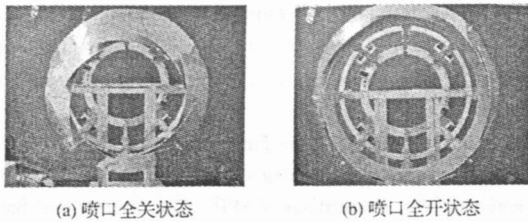


图7 形状记忆合金驱动的可变形喷口

Fig. 7 Deformable nozzle actuated by SMA

4 结 论

(1) SMA 的高能量密度和较大的可回复变量同其他智能驱动材料相比,更具有优势替代现有航空飞行器结构中使用的液压驱动器、电机驱动器以及以新的结构形式替代现有结构,以智能变形结构的形式实现飞行器多目标优化。

(2) SMA 在机翼结构、进气道结构及发动机中的应用研究表明,其在减轻结构重量、缩小结构体积、提高结构效率等方面具有现实意义。

(3) SMA 本身主要靠温度及应力激励,目前的一些研究主要对 SMA 进行温度激励,这使得 SMA 不但受到外界环境温度的影响也使其响应速度相对较慢。今后的研究将集中于提高 SMA 响应速度和含有 SMA 的新型结构设计上。并且综合考虑作用在飞行器结构上的气动载荷,使飞行器结构在 SMA 驱动下发生微小变形后,引起气动载荷在飞行器结构上的重新分布来获得飞行器结构更大的变形,使飞行器结构在真正意义上适应环境变形,将是今后的研究重点。

参考文献:

- [1] De la Flor S, Urbina C, Ferrando F. Constitutive model of shape memory alloys: Theoretical formulation and experimental validation [J]. Materials Science and Engineering A, 2006, 427(1-2): 112.
- [2] Cho Maenghyo, Kim. Sanghaun Structural morphing using two way shape memory effect of SMA [J]. Int Solids and Structures, 2005, 42, (5-6): 1759.
- [3] Balta J A, Simpson J, et al. Embedded shape memory alloys confer aerodynamic profile adaptivity [J]. Smart Materials Bulletin, 2001, (12): 8.
- [4] Andrew Peter Jardine. Shape memory wire actuated aircraft door seal [P]. American Patent, No. US6009669, 2000(1).
- [5] Zuo Xiaoyu Bao, Chang Wei, et al. Design and experimental investigation of a superelastic SMA damper [J]. Materials Science and Engineering: A, 2006, 438-440: 1150.
- [6] Jan Van Humbeeck. Shape Memory Alloys: A Material and Technology [J]. Advanced Engineering Materials, 2001 (11): 837.
- [7] Liu N, Huang W M. DSC study on temperature memory effect of NiTi shape memory alloy [J]. Transactions of Nonferrous Metals Society of China (English Edition), 2006, 16(SU PPL), s37.
- [8] Webster John. High integrity adaptive SMA components for gas turbine applications [A]. Proceedings of SPIE The International Society for Optical Engineering [C]. v 6171, Smart Structures and Materials 2006 - Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies, 2006, 61710F.
- [9] Lagoudas Dimitris C, Strelec Justin K, et al. Intelligent design optimization of a shape memory alloy actuated reconfigurable wing [A]. Proceedings of SPIE The International Society for Optical Engineering [C]. v 3984, 2000, 338.
- [10] Yousefi Koma A, Zimcik D G. Applications of Smart Structures to Aircraft for Performance Enhancement [J]. Canadian Aeronautics and Space Journal, 2003, 49(4): 163.
- [11] Nam Changho, Chattopadhyay Aditi, Kim. Youdan Application of shape memory alloy (SMA) spars for aircraft maneuver enhancement [A]. Proceedings of SPIE The International Society for Optical Engineering [C]. v 4701, 2002, 226.
- [12] Florance James R, et al. Variable stiffness spar wind tunnel model development and testing [A]. Collection of Technical Papers - AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference [C]. v 1, Collect. of Tech. Pap. - 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Struct., Struct. Dyn. and Mater. Conf.; 12th AIAA/ASME/AHS Adapt. Struct. Conf.; 6th AIAA Non-Deterministic Approaches Forum; 5th AIAA Gossamer Sp, 2004, 808.
- [13] Fleming Gary A, Burner Alpheus W. Deformation measurements of smart aerodynamic surfaces [A]. Proceedings of SPIE The International Society for Optical Engineering [C]. v 3783, 1999, 228.
- [14] Florance Jennifer P, et al. Contributions of the NASA Langley research center to the DARPA/AFRL/NASA/Northrop Grumman smart wing program. Collection of Technical Papers - AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference [C]. v 7, 2003, 5106.
- [15] Elzey Dana M, Sofla Aarash Y N, et al. Shape memory-based multifunctional structural actuator panels [A]. Proceedings of SPIE The International Society for Optical Engineering [C]. V 4698, 2002, 192.
- [16] Elzey Dana M, Sofia Aarash Y N, et al. A shape memory-based multifunctional structural actuator panel [J]. International Journal of Solids and Structures, 2005, 42(7): 1943.

- [17] Lockyer Allen J, Martin Christopher A, et al. Power systems and requirements for integration of smart structures into aircraft[A]. Proceedings of SPIE The International Society for Optical Engineering[C]. v 4700, 2002, 234.
- [18] Scherer L B, Martin C A, et al. DARPA/AFRL smart wing phase 2 wind tunnel test results[A]. Proceedings of SPIE The International Society for Optical Engineering[C]. v 4698, 2002, 64.
- [19] Martin Christopher A, Hallam Brian J, et al. Design, fabrication and testing of scaled wind tunnel model for the smart wing phase 2 program[A]. Proceedings of SPIE-The International Society for Optical Engineering[C]. v 4698, 2002, 44.
- [20] Bartley-Cho Jonathan D, Wang Donny P, et al. Development, control, and test results of high rate, hingeless trailing edge control surface for the smart wing phase 2 wind tunnel model[A]. Proceedings of SPIE The International Society for Optical Engineering[C]. v 4698, 2002, 53.
- [21] Dunne, James P, Hopkins, Mark A, et al. Overview of the SAMPSON smart inlet[A]. Proceedings of SPIE-The International Society for Optical Engineering[C]. v 3674, 1999, 380.
- [22] Pitt Dale M, Dunne Jim P, et al. Smart actuated Continuous Moldline Technology (CMT) mini wind tunnel test[A]. Proceedings of SPIE The International Society for Optical Engineering[C]. v 3674, 1999, 391.
- [23] Pitt D M, Dunne J P, et al. Wind tunnel demonstration of the SAMPSON Smart Inlet[A]. Proceedings of SPIE The International Society for Optical Engineering[C]. v 4332, 2001, 345.
- [24] Pitt Dale M, Dunne James P, et al. SAMPSON smart inlet design overview and wind tunnel test[A]. Part I- Design overview. Proceedings of SPIE The International Society for Optical Engineering[C]. v 4698, 2002, 13.
- [25] Pitt Dale M, Dunne James P, et al. SAMPSON smart inlet design overview and wind tunnel test Part II- Wind tunnel test[A]. Proceedings of SPIE The International Society for Optical Engineering[C]. v 4698, 2002, 24.
- [26] Pitt Dale M, Dunne James P, et al. Design and test of a SMA powered adaptive aircraft inlet internal wall[A]. Collection of Technical Papers - AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures Structural Dynamics and Materials Conference[C]. v 2, 2002, 1172.
- [27] Chau E T F, Friend C M, et al. technical and economic appraisal of shape memory alloys for aerospace applications[J]. Materials Science and Engineering A, 2006, 438- 440(SPEC. ISS): 589.
- [28] Turner Travis L, Cabell Randolph H, et al. Design, fabrication, and testing of a SMA hybrid composite jet engine chevron[A]. Proceedings of SPIE- The International Society for Optical Engineering[C]. v 6173, Smart Structures and Materials 2006 - Smart Structures and Integrated Systems, 2006, 61731B.
- [29] Turner Travis L, Buehrle Ralph D, et al. Design, fabrication, and testing of SMA enabled adaptive chevrons for jet noise reduction[A]. Proceedings of SPIE- The International Society for Optical Engineering[C]. v 5390, Smart Structures and Materials 2004 - Smart Structures and Integrated Systems, 2004, 297.
- [30] Calkins Frederick T, Mabe James H, et al. Boeing's variable geometry chevron: Morphing aerospace structures for jet noise reduction[A]. Proceedings of SPIE. The International Society for Optical Engineering[C]. v 6171, Smart Structures and Materials 2006 - Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies, 2006, 617100.
- [31] Barooah Prabir, Rey. Nancy Closed loop control of a shape memory alloy actuation system for variable area fan nozzle[A]. Proceedings of SPIE- The International Society for Optical Engineering[C]. v 4693, 2002, 384.
- [32] Rey N M, Tillman G, et al. Shape memory alloy actuation for a variable area fan nozzle[A]. Proceedings of SPIE. The International Society for Optical Engineering[C]. v 4332, 2001, 371.
- [33] Song Gangbing, Ma Ning, et al. Design and control of a proof of concept variable area exhaust nozzle using shape memory alloy actuators[A]. Proceedings of SPIE. The International Society for Optical Engineering[C]. v 5388, Smart Structures and Materials 2004- Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies, 2004, 78.

收稿日期: 2007- 07- 02