

DOI:10.16356/j.1005-2615.2019.04.003

形状记忆合金在飞行器进气道中的应用研究进展

谭慧俊^{1,2} 王子运^{1,2} 张悦^{1,2}

(1.南京航空航天大学能源与动力学院,南京,210016; 2.南京航空航天大学江苏省航空动力系统重点实验室,南京,210016)

摘要: 进气道作为发动机上游的重要气动部件,其性能对整个飞行器的工作效率和运行能力都有着重要影响。本文首先详细阐述了进气道的几何调节需求,指出了传统机械调节方案存在的不足以及形状记忆合金在可调进气道中诱人的应用前景,而后简单介绍了形状记忆合金的基本特性和典型航空应用进展。最后,总结了形状记忆合金在飞行器进气道中的应用情况,重点介绍了美国 SAMPSON 计划在智能进气道领域所取得的成果。

关键词: 流体力学; 飞行器进气道; 形状记忆合金; 变几何调节; 流动控制

中图分类号: V235.2 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2019)04-0438-11

Review of Applications of Shape Memory Alloy in Inlets

TAN Huijun^{1,2}, WANG Ziyun^{1,2}, ZHANG Yue^{1,2}

(1. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China;

2. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: As an important aerodynamic component in the upstream of the engine, the performance of the inlet has an important impact on the operating efficiency and capability of the whole aircraft. The geometric adjustment requirements of the inlet are elaborated firstly. The shortcomings of traditional mechanical adjustment methods as well as the promising application prospects of the shape memory alloy in morphing inlets are pointed out afterwards. The basic characteristics and typical aeronautical applications of shape memory alloy are then briefly introduced. At last, the progress of the applications of shape memory alloy in inlets is summarized, with special highlights of the SAMPSON program of the United States in the field of smart inlets.

Key words: fluid dynamics; aircraft inlet; shape memory alloy; variable geometry adjustment; flow control

发动机是飞行器的核心部件,其性能对飞行器的飞行包线和飞行效能有着直接影响,而进气道作为位于整个推进系统最上游的重要气动部件,承担着捕获和调节流量、转化和利用来流动能、隔离燃烧室压力波动、保障发动机进口气流品质等多项重要任务,它对整个飞机的效率和作战能力都有重要

影响^[1]。有文献表明,对于传统的航空涡轮发动机,进气道出口处的总压恢复系数每增加1%,便可以使其推力增加约1.5%,单位燃油消耗率降低约2.5%^[2]。正因为如此,设计高性能的进气道一直是各国航空航天领域孜孜不倦的追求。

根据工作速域的不同,可将进气道分为亚声速

收稿日期: 2019-07-25; **修订日期:** 2019-08-10

作者简介: 谭慧俊,男,1975年11月生,教授,博士生导师,主要研究领域为飞行器进气道技术、高速内流空气动力学及内流控制。主持国家自然科学基金7项(含重点项目1项)、国家某重大科技专项重点项目2项,发表论文90余篇,其中第一或通信作者SCI论文30余篇,授权发明专利20项。获国防技术发明一等奖1项、教育部技术发明一等奖1项。获中央军委首届卓越青年基金、教育部新世纪优秀人才支持计划等资助,为国家“两机”重大专项基础研究专家组成员。
通信作者: 王子运,博士研究生, E-mail: ziyun_wang@nuaa.edu.cn。

引用格式: 谭慧俊,王子运,张悦. 形状记忆合金在飞行器进气道中的应用研究进展[J]. 南京航空航天大学学报,2019,51(4):438-448. TAN Huijun, WANG Ziyun, ZHANG Yue. Review of Applications of Shape Memory Alloy in Inlets[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(4): 438-448.

进气道、超声速进气道和高超声速进气道;而根据压缩气体方式的不同,又可将其分为内压式进气道、外压式进气道和混压式进气道。对于最大飞行马赫数小于2的超声速飞行器来说,其一般采用外压式进气道的设计形式,即超声速来流通过一系列的前体斜激波实现减速增压,最终经过唇口上游附近的结尾正激波减速为亚声速流,并流入下游的亚声速扩压器。对于更高马赫数的飞行器,则大多采用混压式进气道,气流分别在唇罩上游和下游经历外压缩和内压缩两个过程,最终在喉道下游通过结尾激波(或者结尾激波串)减速至亚声速。图 1 展示的便是 3 种典型进气道构型及其波系结构示意图,其中红色虚线代表无黏激波、黄色渐变区域代表亚声速区,图中省略了肩部膨胀扇。可以看到,不同飞行速度域进气道的几何形式有着各自的特点,如:亚声速进气道为了获得较好的低速性能,其唇罩前缘往往钝度较大,而超声速进气道为了避免唇罩前缘产生脱体激波,其唇罩前缘往往钝度很小;高超速进气道为了减小外部气动阻力、提高总压恢复和抗反压能力,往往采用大内收缩比设计,导致其喉道面积十分狭小,因而极易在低马赫数下不起动。随着飞行器的飞行速度域越来越宽,上述几何差异愈发明显。为此,针对宽速度域飞行器,采用可调进气道的设计思路几乎是必然选择,而在诸多调节、变形方式中,形状记忆合金有着极为诱人的应用前景,其不仅能自感知、自驱动,更可以实现灵活的局部变形,这些都是传统机械调节方案^[3-13]难以做到的。

本文首先对飞行器进气道中的几何调节需求进行了详细的讨论,重点阐述前体压缩面形状调节需求、喉道面积调节需求以及激波/边界层干扰中的流动控制调节需求,然后对形状记忆合金的基本特性以及其典型航空应用进行简单介绍,最后总结形状记忆合金在飞行器进气道中的应用情况。

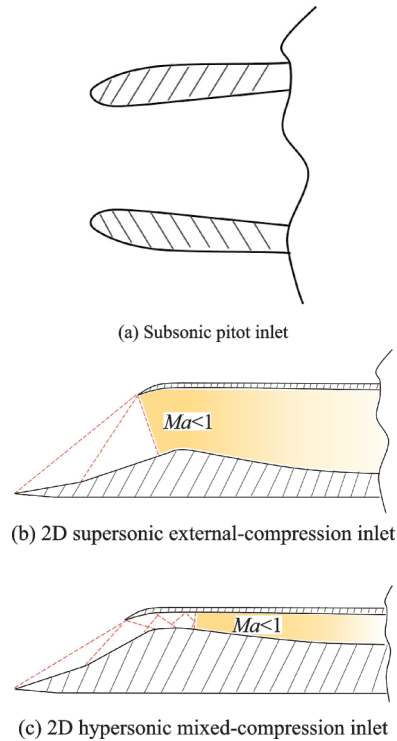


图 1 3 类典型飞行器进气道的几何形式及其流动结构
Fig.1 Geometry sketch and flow pattern of three typical aircraft inlets

1 进气道几何调节需求

1.1 前体压缩面的调节需求

当进气道前体产生的激波刚好在唇罩前缘处封口,此时所对应的自由来流马赫数被称为激波封口马赫数(以下简称“封口马赫数”),这时候进气道的流量系数达到最高,此激波封口状态也被称为“额定工况”,大多数进气道都将设计点放在该马赫数。相对应地,将来流马赫数小于封口马赫数的状态称为“亚额定工况”,将来流马赫数大于封口马赫数的状态称为“超额定工况”。图 2 展示的是二元进气道在上述 3 种工况下前体及唇罩附近的简化波系结构示意图,红色虚线表示无黏激波,蓝色实线表

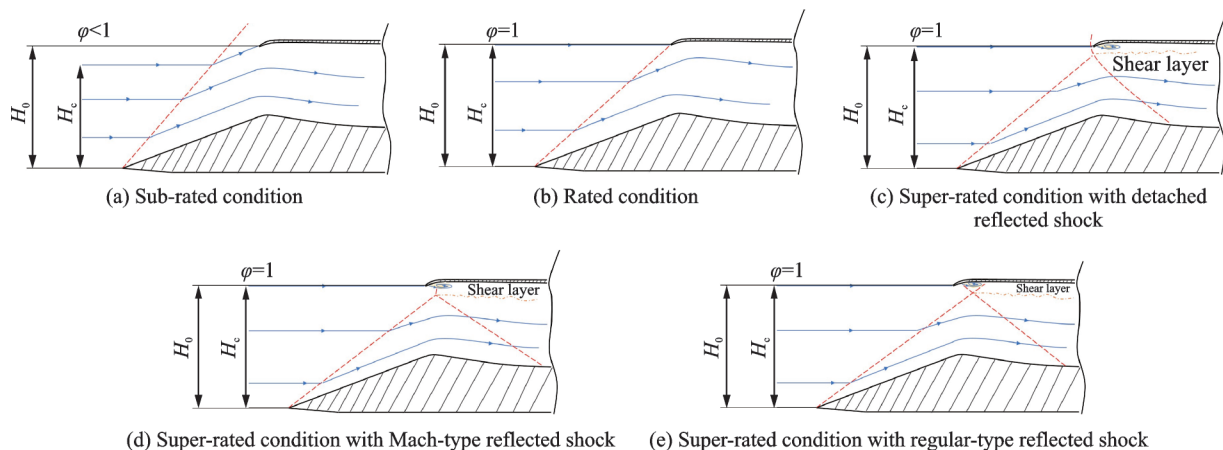


图 2 亚额定、额定、超额定工况下的激波结构示意图
Fig.2 Sketch of shock pattern under sub-rated, rated and super-rated conditions

示流线,橙色点画线表示激波交汇后产生的剪切层,其中图2(a,b)分别表示亚额定和额定工况,图2(c—e)表示的是超额定工况下前体激波在唇罩内侧发生反射的3种模式,图中省略了肩部的膨胀扇。

在工程应用中,进气道的实际工作点在大多数时候都会或多或少地偏离额定工况,下面分别从亚额定工况和超额定工况下两个角度来阐述进气道前体压缩面的形状调节需求。当超声速飞行器从地面起飞时,首先需要经历亚声速阶段,在该阶段中发动机往往需要较大的质量流量,因此进气道的压缩面在亚声速阶段应保持较小的压缩角以提供足够的流量。随着飞行速度和飞行高度的增加,发动机所需要的流量逐渐减小,此时进气道前体压缩面应随之增大压缩角,这样一方面可以匹配发动机所需流量,另一方面也同时提高了进气道前体对来流的压缩效率。在飞行器进入超声速阶段后(但仍然处于亚额定工况),进气道的流量系数便主要由前体压缩面诱导的波系结构决定,前体激波距离唇罩前缘越远,进气道的流量系数越小。显然,根据飞行姿态和飞行速度的不同,通过灵活调节各级压缩角的大小便可以实现前体波系的优化配置以及流量的上下游匹配,从而改善整个进气道的流量捕获特性、总压恢复系数以及抗反压能力。从上述分析不难看出,超声速飞行器的飞行速度越宽,发动机的流量需求的变化范围也就越大,进气道前体压缩面的调节需求就越显著。事实上,不少战斗机为了满足性能指标都已经采用了可调压缩面的设计方案。

此外,不少进气道为了兼顾低速性能,在设计时并未将最大飞行马赫数设置为进气道的封口马赫数,这就导致如果采用定几何进气道的设计方案,当飞行器以最大飞行速度工作时,进气道势必处于超额定工况。在该工况下前体激波将射入唇罩内侧,并在唇罩前缘附近形成复杂的激波反射模式。此外,入射激波还会和唇罩内侧的边界层发生干扰,从而导致局部边界层发生分离,并很可能产生强烈的剪切层。该剪切层产生的非定常扰动会随着主流向下游输运,并在进气道出口发生反射,成为进气道喘振的扰动源之一^[14-15]。总之,超额定工况下进气道内的流场结构更加复杂,流场品质往往更低,稳定裕度也大幅缩窄,整个进气道的综合性能都将受到直接影响。如果能够采用可调压缩面的设计方案,在飞行速度大于封口马赫数时适度增加前体压缩角,便能够将原本射入唇罩内侧的激波推至封口,从而达到优化进气道气动性能的良好效果。

1.2 喉道面积的调节需求

当飞行器的最大飞行马赫数大于2甚至更高时,设计者往往采用混压式进气道的设计形式,并

且为了提升进气道的抗反压能力和总压恢复系数,设计者倾向于让喉道马赫数尽可能地接近1^[1]。按照这个设计原则,在较高的来流马赫数下(例如马赫5),为了保证进气道有较为优越的性能,就需要有较大的内收缩比(即较小的喉道面积)。如果喉道面积固定在上述较小的值,那么必然导致该进气道的自起动马赫数较高,在低马赫数下难以起动。图3展示的是一混压式进气道在不起动时的流态示意图。从图中可以看到,由于进气道内的最小截面面积过小,进气道前体所捕获的气流无法完全通过喉道,因此在压缩面上形成了一个尺度的回流,并诱导出了复杂的非定常波系。由此可见,对于固定喉道面积的混压式进气道来说其起动性能和巡航点性能难以兼顾。图4是一种典型的二元变几何进气道方案,该方案既能够调整前体压缩角,也能够同步调节喉道面积。当进气道在低速工作时先将进气道调至小内收缩比状态,保证进气道起动性能。进气道起动以后,利用调节机构来收缩喉道面积,从而达到提高进气道气动性能的效果。

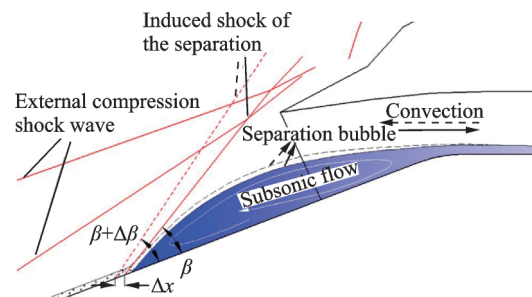


图3 混压式进气道不起动时的流态示意图^[16]

Fig.3 Sketch of flow pattern of a mixed-compression inlet under unstart condition^[16]

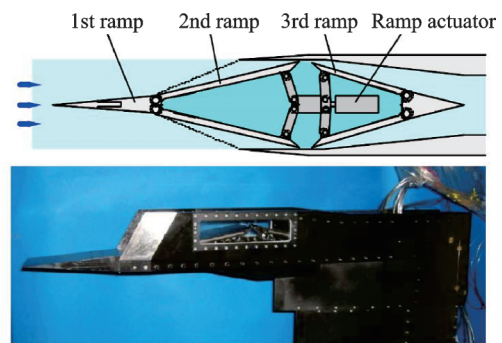


图4 日本ATREX计划中的二元变几何进气道方案

Fig.4 2D variable geometry inlet adopted by Japanese ATREX program

1.3 激波/边界层干扰控制的调节需求

对于超/高超声速进气道而言,其所捕获的气流主要依靠激波实现减速增压,而进气道壁面上又不可避免地会产生边界层,因此激波/边界层干扰(Shock wave boundary layer interaction, SWB-

LI)是这类进气道内不可避免的现象。为了降低唇罩结构角所产生的外阻,设计者往往倾向于让唇罩内侧水平或者和水平方向呈一个比较小的角度,这就导致唇罩激波的强度一般较大,该道激波入射在肩部附近的边界层上,其产生的局部压升往往会超过当地边界层所能承受的分离极限压升,从而导致进气道肩部附近出现较大尺度的分离。在唇罩激波/边界层的作用下,肩部附近会形成分离激波—膨胀波—再附激波的流动结构,这将会恶化流场品质,甚至在某些极端状态下,大尺度的分离包会使得流道的有效面积大大缩小,从而导致进气道不起动。通过上述分析不难看出,针对激波/边界层干扰的流动控制是设计高速进气道时必须重点考虑的问题。

为了控制激波/边界层干扰所产生的流动分离,在超/高超声速进气道中常常采用边界层放气措施(图5)。然而,为了在大分离情况下获得较好的流动控制效果,边界层的放气量会随着进气道工作马赫数的增加而显著增加。这意味着在保证发动机入口流量不变的前提下,进气道的迎风面积必须增加。这直接对应着飞行器的阻力增加。另外,进气道排出的低能气流不可避免地带来放气阻力,设计者还需要设置专门的放气通道,这必然导致飞行器的结构更加复杂,重量也会显著增加,容积效率大大降低。如果能够在近壁面巧妙地布置三维鼓包^[17](图6)或者精心设计的涡流发生器^[18]便可以在一定程度上代替放气,起到流动控制的效果。然而从目前的研究来看,针对进气道内的激波/边界层干扰现象,现有的流动控制手段仅能在特定条件

下才能发挥出较好的控制效果。而在实际超/高超声速进气道中,来流条件比较复杂,进气道唇罩入口的气流参数变化范围较大,因此进气道口部的唇罩激波/边界层干扰特性往往会发生较大变化^[19],此时常规定几何流动控制装置的控制能力无法在整个飞行包线内满足进气道的实际控制需求。显然,如果近壁区的流动控制元件(例如微型鼓包和涡流发生器)能根据进气道的实际工作条件自动地改变其几何外形,毫无疑问将会显著增强其对于流动控制的适用性和鲁棒性,拓宽其在整个飞行包线内的有效工作区间。

2 形状记忆合金的基本特性和典型航空应用

形状记忆合金作为一种新型的功能材料,相较于传统的机械调节装置在进气道内流动控制领域拥有着十分诱人的前景。本节主要介绍记忆合金的概念、微观特性及其典型航空应用。

2.1 形状记忆合金的概念

形状记忆合金(Shape memory alloys, SMA),顾名思义,是一种能够记忆特定几何形状并在温度变化的驱动下自动复原的合金,这种形状复原效应被称为形状记忆效应(Shape memory effect, SME)。具体来说,合金先在高温下加工定形,具备某种原始形状,然后在低温下对其施加载荷,使之发生塑性形变,此时若再将合金加热至临界温度以上,合金便可以从之前的塑性形变状态恢复到原始形状。这种类橡皮效应(Rubber-like behavior)最先由瑞典人Arne Olander于1932年在金镉(Au-Cd)合金中首次观察到^[20-21],但Arne Olander当时并未将此效应命名为形状记忆效应,也未能对此现象给出合理的解释。直到20世纪60年代以后,随着美国海军军械实验室偶然中发现镍钛合金不仅具有良好的机械性能,更加具备神奇的形状恢复能力,并大规模将之运用到工程中,“形状记忆效应”一词才被广泛使用。

在Arne Olander之后的十几年中,研究者们陆续发现,其他合金也能够展现出类似的形状记忆能力,当前最流行的记忆合金主要是镍钛基记忆合金(NiTi-based SMA)、铁基记忆合金(Fe-based SMA)和铜基记忆合金(Copper-based SMA)3大类。其中铁基记忆合金和铜基记忆合金虽然都已经能够实现商业化制备,并且成本比镍钛基记忆合金更加低廉,但两者都存在形状记忆效应差、马氏体热稳定性差、强度及硬度低、抗腐蚀性能差等问题。而镍钛基记忆合金较两者而言,在稳定性、实用性、机械性能等方面具有显著的优越性,因此在大多数应用场

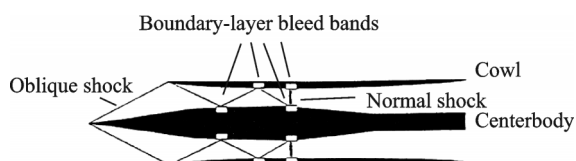


图5 基于边界层放气措施的激波/边界层干扰控制方法
Fig.5 Flow control method based on boundary layer bleed

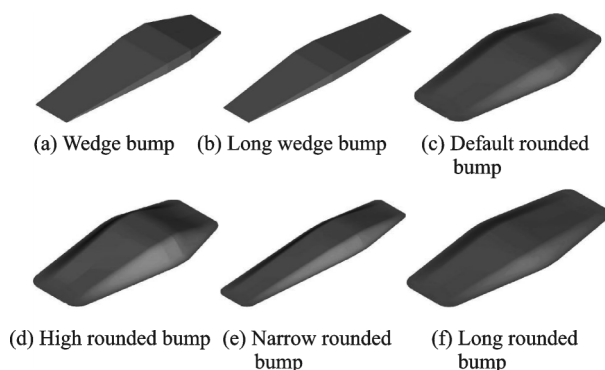


图6 文献[17]采用的控制激波/边界层干扰的三维鼓包
Fig.6 3D bump for SWBLI control in Ref.[17]

合中,还是镍钛基记忆合金更受青睐^[22-24]。

2.2 形状记忆合金的基本微观特性

材料的宏观力学特性和变形行为往往对应着某种微观机制,记忆合金也不例外。形状记忆合金根据外界温度的不同,其微观结构能够在低温和高温下分别以体心立方的马氏体(Martensite)和面心立方的奥氏体(Austenite)两种相的形式稳定存在,其中马氏体量是温度的函数。此外,马氏体在不受载荷时内部晶体结构为孪晶马氏体(Twinned Martensite),受较大外部载荷以后其内部晶体结构将由孪晶马氏体转变为去孪晶马氏体(Detwinned Martensite),图 7 展示的是不受外界载荷时,记忆合金内部相成分和晶体结构随温度变化的规律,图 7(a)纵坐标表示的是马氏体相所占的比重, M_s 表示马氏体相变开始温度, M_f 表示马氏体相变结束温度。相对应地, A_s 表示奥氏体相变开始温度, A_f 表示奥氏体相变结束温度。需要特别指出的是,当没有外载荷施加于单程形状记忆合金时,仅仅在温度的驱动下,记忆合金的微观晶体无论是由奥氏体变为马氏体,亦或是由马氏体变为奥氏体,都不会导致记忆合金的宏观形状发生改变。但当记忆合金在低温下发生塑性形变或者在加热下形状复原时,微观晶胞结构的变化将导致宏观的形变。在整个工作循环中,形状记忆合金的微观晶体结构变化如图 8 所示。

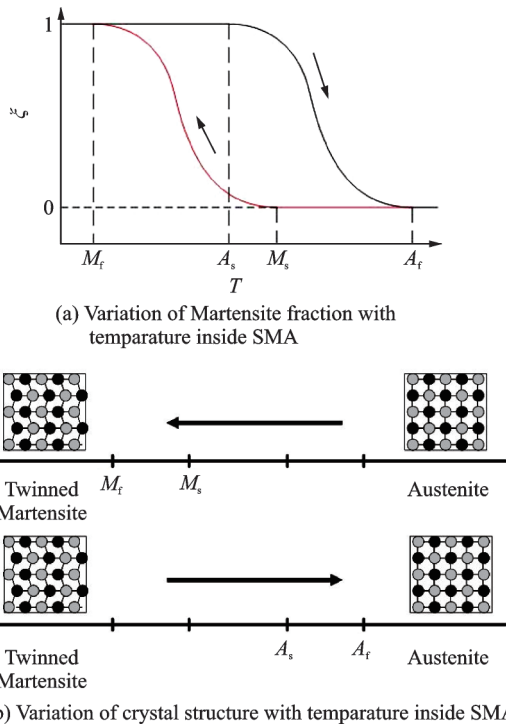


图 7 零载荷下记忆合金内部相成分和晶体结构随温度变化的规律

Fig.7 Variation of Martensite fraction and crystal structure with temperature inside SMA under zero mechanical load

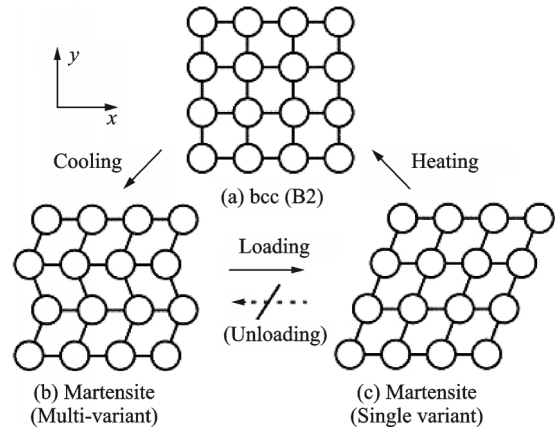


图 8 塑性变形和形状恢复过程中微观晶体结构的变化示意图

Fig.8 Variation of crystal structure during plastic deformation and shape recovery process

2.3 形状记忆合金的典型航空应用

将形状记忆合金用于航空工业的最早记录可以追溯到 20 世纪 70 年代,美军最先将其用于 F14 战斗机的管接头上。由于当时所使用的形状记忆合金的相变温度太低,为了防止其在组装前就被激活,采用记忆合金的零部件都是在液氮中运输和保存的。自 1970 年以来,这种记忆合金管接头至今在美国各种型号飞机上使用已超过 150 万只,还没有出现过一例失效的记录^[25]。飞行器的机翼是形状记忆合金的另外一个主要应用领域,迄今为止,许多国家已经开始了一些机翼构型智能化的相关研究,例如美国相关研究机构曾经启动过的“智能翼”计划^[26]。目前,大多数航空飞行器都通过铰链将缝翼(Slat)和襟翼(Flap)与主机翼相连接,并通过液压等机械装置来改变机翼弯度或者面积,以达到为飞机提供更多升力的目的。但是,这种机械调节的方式较为笨重,此外由于缝翼和襟翼是靠铰链与主机翼相连接的,因此必然存在连接处型面过渡不够光滑的问题,这样很容易导致气流发生分离。相比之下,由于形状记忆合金具有驱动材料和结构材料的双重功能,将其运用到机翼形状的调节中便能够实现可变形机翼的轻量化^[27-29]。

近年来由于高超声速空气动力学受到越来越多的关注,记忆合金在高超声速飞行器中的应用逐渐成为一个学者关心的话题。而形状记忆合金若想在领域运用,首先要面对的一个问题就是严酷的高温环境。一般而言,常规记忆合金的相变温度均在 150 °C 以下,属于低温形状记忆合金的范围,显然该范围的材料是无法在高超声速环境下工作的。实际上,研究者已经开发出不下几十种的记忆合金,其相变温度覆盖了 0~1 400 °C^[30-34]。对于非镍钛基高温记忆合金,国内研制的 Ru-Nb 合金的

相变温度已经能够超过1 000 ℃,并且可以通过添加铁元素的方式使该材料的相变温度在640~1 060 ℃之间调节^[35]。同时,Ru-Nb合金还能够记忆较大的变形量,比如文献[35]中研究的Ru₄₃Nb₅₀Fe₇合金,它的最大可完全恢复应变达2.5%。从目前的研究进展看,高温形状记忆合金已经初步具备了在高超声速飞行器上使用的可能性。目前在国内,鲍文等^[36]率先在超燃冲压发动机燃烧室领域进行了相关的探索和尝试,他提出了一种基于高温形状记忆合金的壁面热流自适应控制方法。

3 形状记忆合金在飞行器进气道中的应用

美国是最早将形状记忆合金用于航空航天工业的国家,自20世纪70年代就开始在飞机液压管路中大规模运用形状记忆合金,在基于形状记忆合

金的可变形进气道领域,美国所做的工作也同样引人注目。

波音公司于1999年开始执行国防高级研究计划局(DARPA)的SAMPSON计划。SAMPSON的全称为Smart aircraft and marine project system demonstration,其目的是探索一种高度一体化的全尺寸智能进气道,使战斗机的作战半径相对于传统的定几何进气道增加20%以上。为此,波音公司研究了如何利用形状记忆合金来替换F-15战斗机的变几何进气道中的各种作动机构。在SAMPSON计划的支持下,波音公司通过运用记忆合金等智能材料,在F-15战斗机的超声速进气道中成功实现了如下几种形式的变形调节,并进行了全尺寸的地面演示^[37-39]:(1)压缩面和唇罩的转动;(2)唇口前缘半径的变化;(3)压缩面上引入可变鼓包等。相关研究的实物图和变形示意图如图9所示。

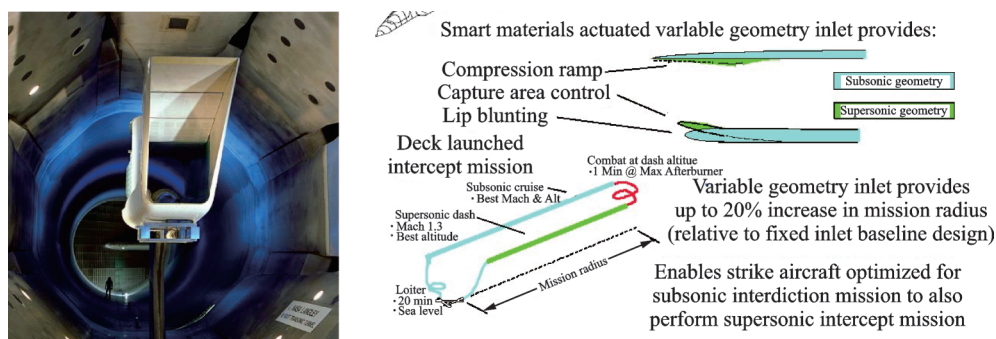


图9 SAMPSON计划所实现的变形形式

Fig.9 Deformation ability achieved in SAMPSON program

上述研究的具体实现过程和实验结果如下。当利用记忆合金驱动器转动进气道压缩面的时候,进气道压缩面能够由 -11° 向 $+4^\circ$ 转动,记忆合金驱动器的行程为152 mm,可获得的输出驱动力约为88 984 N(约是原液压驱动器的95%)。在 $Ma=0.8$ 的飞行速度下,记忆合金驱动器能够使下唇罩转动的角度高达 20° ,其具体实现方式如图10所示。唇罩通过铰链连接在进气道的前端下部,铰链上下都由柔性蒙皮覆盖,SMA丝则被布置在柔性蒙皮的内部。当SMA丝加热收缩时,柔性蒙皮也随之收缩,使下唇罩发生转动。柔性蒙皮能够提供光滑的型线,防止气流发生大的分离。为了实现所需要的形变量,SMA丝的长度是523 mm。这个长度远远大于柔性蒙皮的长度,因此将SMA丝延伸放置到压缩板上。压缩板延伸到进气道内部,并紧贴进气道内壁面。此外,波音公司还尝试了改变唇口前缘的钝度,以适应不同马赫数下对唇口型面的要求,从而达到减弱唇口处分离的目的。如图11

所示,进气道唇口前缘的钝度变化有3种可能的方式,而SAMPSON计划中采用了第一种方式即双侧变化。波音公司的研究人员采用超弹性SMA薄片作为蒙皮,采用压电陶瓷作为驱动器,以满足唇口前缘钝度发生变化时带来的大应变。波音公司的实验结果表明,在SMA的超弹性区域内,唇口前缘的半径能够在6.35~31.75 mm之间变化。除此以外,波音公司还设计了一种基于形状记忆合金的自适应鼓包(图12),该鼓包能够依据不同的工作环境改变其型面,从而调节进气道的性能。实验结果发现,采用形状记忆合金和柔性蒙皮的自适应鼓包虽然在静止条件下能够按照预想的情况变形,但是一旦存在外部的气动力载荷,该方案无法实现对自适应鼓包型面的精准控制。

尽管国内从20世纪90年代开始就已经关心形状记忆合金在工程中的应用问题^[40-44],但是专门针对进气道中的应用研究却较为少见。2011年,南京航空航天大学的赵澎涛^[45]研究了形状记忆合

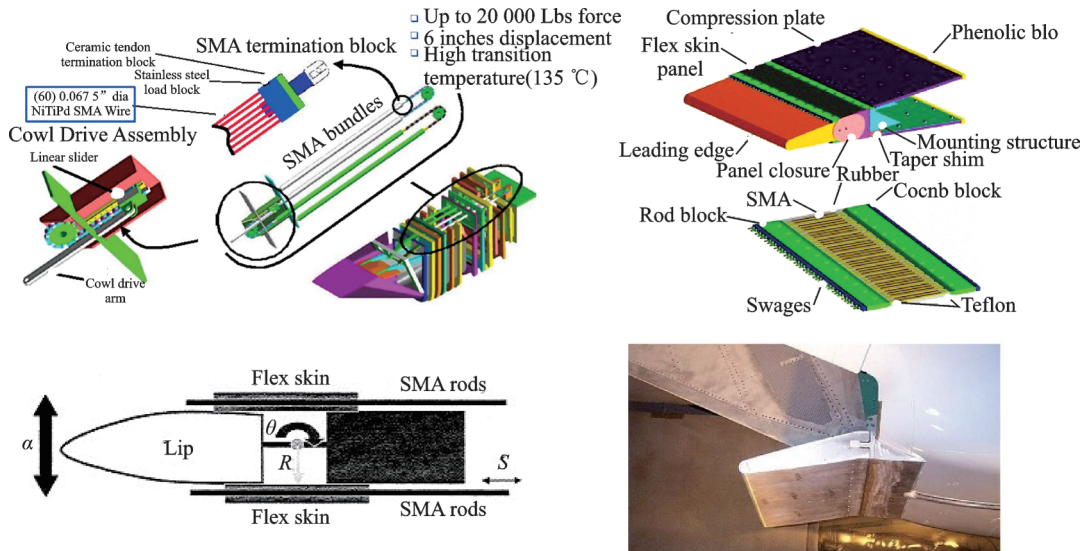


图 10 SAMPSON 计划中唇罩调节的实现方法

Fig.10 Method to adjust the cowl utilized in SAMPSON program

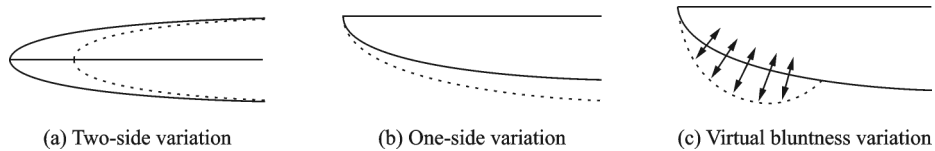


图 11 唇缘钝度变化的 3 种形式

Fig.11 Three ways to adjust the bluntness of the leading edge of the cowl



图 12 基于形状记忆合金和柔性蒙皮的自适应鼓包

Fig.12 Self-adjusting bump based on shape memory alloy and flexible skin

金条带和形状记忆合金鼓包在温度加载过程中的热力学行为和相变特性。结果表明,形状记忆合金条带和鼓包三维结构能够产生较大的竖向挠度变形,为今后形状记忆合金在进气道结构变形与控制应用研究提供了数值参考价值。刘宇^[46]在 2015 年设计了一个基于 SMA 驱动的变体机翼及自适应进气道,首先分析了所采用的形状记忆合金的性能,获得了 SAM 的最大可回复应变和最佳驱动电流,然后确定了 SMA 的加热、冷却和驱动方式,最后对变体机翼及自适应进气道开展了变形实验,实验结果表明机翼及进气道的变形效果良好,验证了所设计变体结构和控制系统的可行性。戎佳欣^[47]在 2018 年提出了一种基于 SMA 纤维增强复合柔性蒙皮的自适应鼓包进气道,希望通过鼓包型面的

变化来控制进气道的喉道面积,使飞行器在宽速域内具有良好的进发匹配性能。以上研究虽然立足于进气道的工程应用背景,但更多地侧重于材料的选取、制备以及变形方案和变形性能的研究,并未对可变形进气道的流场特性开展深入研究。张悦等^[48-50]针对一个二元高超声速进气道模型,分别开展了基于 SMA 的前体激波控制风洞试验和唇罩激波/边界层干扰控制风洞试验,如图 13,14 和表 1 所示,试验结果表明使用反向变形与多次训练的组合处理方式,可获得具有一定变形量和较高回复速度的记忆合金板,并且基于该合金板的各类流动控制装置能够取得相当不错的控制效果,使进气道外压缩激波系始终保持在封口状态,并能够抑制激波诱导的边界层分离,显著提升进气道出口的平均总

压恢复系数。

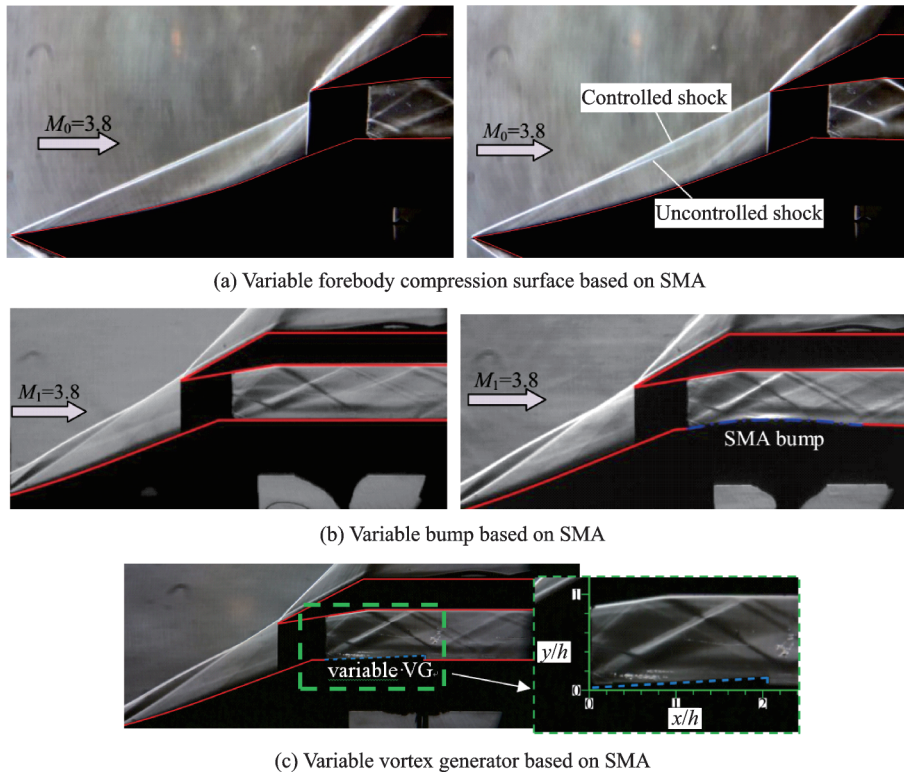


图 13 进气道内基于记忆合金的 3 种流动控制装置^[48-50]
Fig.13 Three flow control devices in inlets based on SMA

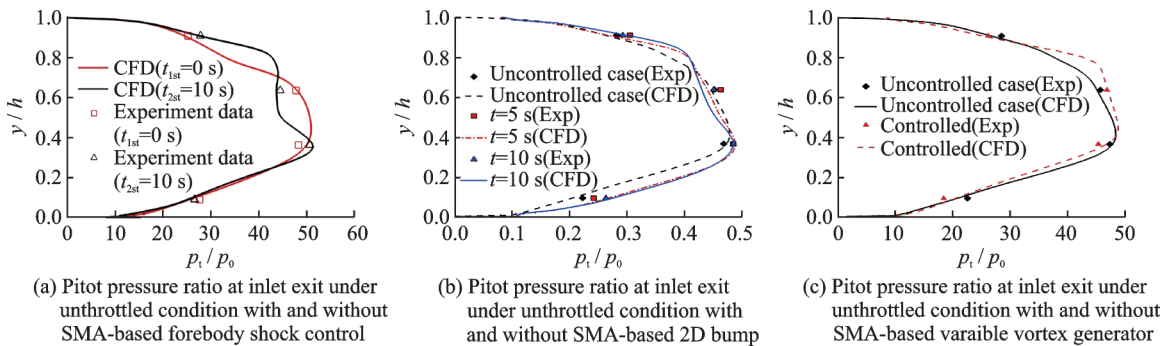


图 14 进气道出口在通流状态下的皮托压分布
Fig.14 Pitot pressure ratio at inlet exit under unthrottled condition

事实上,由于形状记忆合金本身的构成组分、晶粒大小、制备工艺、热-力加载路径都会对其宏观力学行为产生直接的影响,因此为了将来能够在进气道中更加广泛且可靠地运用形状记忆合金,十分有必要对宽广工况下的材料特性建立数据库^[51]。综合目前的研究进展来看,考虑到形状记忆合金本身所固有的复杂力学特性,其在进气道内的应用还面临着非均匀气动载荷下变形精度较差、多次循环后记忆效应衰退、变形速度偏低等难题需要解决。

4 总结与展望

随着航空航天飞行器的工作速域越来越宽,进气道面临着强烈的几何调节需求。首先,发动机所需要的流量变化范围越来越大,进气道的捕获面和

表 1 马赫数 3.8 通流时流动控制效果对比表

Tab.1 Comparison of flow control effects at $Ma=3.8$ under unthrottled condition

控制手段	控制前出口	控制后出口
	总压恢复系数	总压恢复系数
基于 SMA 的前体控制	0.58	0.62
基于 SMA 的二元鼓包控制	0.60	0.62
基于 SMA 的涡流发生器控制	0.56	0.60

喉道面积必须做出相应调节才能做到进/发流量匹配。其次,进气道外压缩激波系随马赫数、姿态角而显著变化,需要调节进气道外压缩面来避免非设计工况下激波系导致的流动特性恶化。此外,喉道面积调节能显著降低高马赫数进气道的自启动马

赫数,拓宽进气道工作速域;壁面局部变形技术能够灵活地控制激波/边界层干扰诱导的流动分离,避免常规放气控制措施导致的放气阻力和推力损失等。

形状记忆合金是一种能够记忆特定几何形状并在温度变化的驱动下自动恢复到原始形状的金属,具有自感知、自驱动的优异特性。自从美国先将形状记忆合金用于航空航天工业以来,研究者已经对此开展了广泛的研究,获得了包括镍钛基记忆合金、铁基记忆合金、铜基记忆合金等多种记忆合金,其相变温度覆盖了0~1400℃的宽广范围。目前,形状记忆合金在进气道调节领域已展现出较大的应用潜力。基于形状记忆合金,研究者们初步实现了进气道压缩面、唇罩以及流动控制装置的自适应调节,并且一些功能还经过了风洞试验验证,取得了较为不错的应用效果。但是,由于记忆合金本身的复杂力学特性,且宏观变形行为对构成组分、晶粒尺度、制备工艺、热-力加载方式等因素较为敏感,其在进气道内的应用还存在非均匀气动力作用下变形精度较差、多次循环后记忆效应衰退、变形速度偏低等问题需要解决。

参考文献:

- [1] VAN Wei, DAVID M. Scramjet inlets[M]. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2000.
- [2] 刘大响. 航空发动机设计手册(第7册)——进排气装置[M]. 北京:航空工业出版社,2000.
- [3] HINNERS A H J, LEE J B. Preliminary investigation of the total-pressure-recovery characteristics of a 15° semiangle movable-cone variable-geometry ram-jet inlet at free-jet Mach numbers of 1.62, 2.00, 2.53, and 3.05: NACA RM K52K10[R]. [S.l.]: [s.n.], 1953.
- [4] CONNERS J F, MEYER R C. A variable-geometry axisymmetric supersonic inlet with telescoping centerbody: NACA RM E55F30[R]. [S.l.]: [s.n.], 1955.
- [5] SAUNDERS J D, KEITH T G. Results from computational analysis of a mixed compression supersonic inlet[C]//27th Joint Propulsion Conference. Sacramento: [s.n.],1991: 2581.
- [6] SLATER J, CHUNG J, CHOO Y. Geometry modeling, grid generation, and flow solutions for complex geometries[C]//30th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Indianapolis: [s.n.],1994: 2717.
- [7] SAUNDERS J D, LINNE A A. Status of the variable diameter centerbody inlet program[C]//Frist Annual High Speed Research Workshop. Williamsburg, Virginia, USA: [s.n.], 1992.
- [8] SATO T, TANATSUGU N, NARUO Y, et al. Development study on ATREX engine [J]. Acta Astronautica, 2000, 47(11): 799-808.
- [9] KOJIMA T, TANATSUGU N, SATO T, et al. Development study on axisymmetric air inlet for ATREX engine [C]//10th AIAA/NAL-NASDA-ISAS International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Kyoto: [s.n.], 2001: 1895.
- [10] KOBAYASHI H, TANATSUGU N, SATO T, et al. Experimental study of multi-row disk inlets for hypersonic air breathing propulsion [C]//42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno: AIAA, 2004: 861.
- [11] MARU Y, TANATSUGU N, SATO T, et al. Multi-row disk arrangement concept for spike of axisymmetric air inlet [C]//40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Fort Lauderdale: [s.n.],2004: 3407.
- [12] KOBAYASHI H, MARU Y, FUKIBA K. Experimental study on aerodynamic characteristics of telescopic aerospike with multiple disks [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2007, 44(1): 33-41.
- [13] WEIR L, SANDERS B, VACHON J. A new design concept for supersonic axisymmetric inlets [C]//38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Indianapolis: AIAA, 2002: 3775.
- [14] FERRI A, NUCCI L M. The origin of aerodynamic instability of supersonic inlets at subcritical conditions: NACA RM L50K30[R]. [S.l.]: [s.n.], 1951.
- [15] FISHER S A, NEALE M C, BROOKS A J. On the sub-critical stability of variable ramp intakes at mach numbers around 2 [M]. Richmond: HM Stationery Office, 1970.
- [16] ZHANG Qifan, TAN Huijun, CHEN Hao, et al. Unstart process of a rectangular hypersonic inlet at different mach numbers [J]. AIAA Journal, 2016, 54(12): 10.2514/1.J055005.
- [17] OGAWA H, BABINSKY H, PÄTZOLD M, et al. Shock-wave/boundary-layer interaction control using three-dimensional bumps for transonic wings [J]. AIAA Journal, 2008, 46(6): 1442-1452.
- [18] ZHANG Yue, TAN Huijun, DU Muchen, et al. Control of shock/boundary-layer interaction for hypersonic inlets by highly swept microramps [J]. Journal of Propulsion and Power, 2015, 31(1): 133-143.
- [19] ZHANG Yue, TAN Huijun, ZHUANG Yi, et al. Influence of corner expansion wave on cowl shock/

- boundary layer interaction in hypersonic inlets [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2014, 30(5): 1183-1191.
- [20] OTSUKA K. Shape memory materials [M]. Cambridge: Cambridge University Press, 1999.
- [21] 赵连城,蔡伟.合金的形状记忆效应与超弹性[M].北京:国防工业出版社,2002.
- [22] WILKES K E, LIAW P K, WILKES K E. The fatigue behavior of shape-memory alloys [J]. *JOM*, 2000, 52(10): 45-51.
- [23] CEDERSTRÖM J, VAN HUMBEECK J. Relationship between shape memory material properties and applications[J]. *Le Journal de Physique IV*, 1995, 5(C2): C2-335-C2-341.
- [24] HUANG W. On the selection of shape memory alloys for actuators[J]. *Materials & Design*, 2002, 23(1): 11-19.
- [25] 梁文萍.先进材料在航空航天中的应用[M].西安:西北工业大学出版社,2017.
- [26] FLORANCE J P. Contributions of the NASA Langley Research Center to the DARPA/AFRL/NASA/Northrop Grumman smart wing program[C]//44th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Norfolk: AIAA, 2003.
- [27] LAGOUDAS D C, STRELEC J K, YEN J, et al. Intelligent design optimization of a shape-memory-alloy-actuated reconfigurable wing[C]//SPIE's 7th Annual International Symposium on Smart Structures and Materials. Newport Beach: [s.n.], 2000.
- [28] FLEMING G A, BURNER A W. Deformation measurements of smart aerodynamic surfaces [J]. *Proceedings of SPIE—The International Society for Optical Engineering*, 1999, 3783: 18-23.
- [29] YOUSEFI-KOMA A, ZIMCIK D G. Applications of smart structures to aircraft for performance enhancement [J]. *Canadian Aeronautics & Space Journal*, 2003, 49(4): 163-172.
- [30] CULSHAW B. Smart structures and materials [M]. Boston: Artech House, 1996.
- [31] BIRMAN V. Review of mechanics of shape memory alloy structures [J]. *Applied Mechanics Reviews*, 1997, 50(11): 629-645.
- [32] 袁志山,吝德智,崔跃. NiTi基高温记忆合金相变行为与组织性能研究进展[J]. *稀有金属材料与工程*, 2018, 47(7): 2269-2274.
- YUAN Zhishan, LIN Dezhi, CUI Yue. Study on the phase transformation behavior, microstructure and property of NiTi based high temperature shape memory alloys [J]. *Rare Metal Materials and Engineering*, 2018, 47(7): 2269-2274.
- [33] 毛虎,杨宏亮,史晓斌. 纳米晶 NiTi 形状记忆合金的研究进展[J]. *材料导报*, 2019, 33(13): 2237-2242.
- MAO Hu, YANG Hongliang, SHI Xiaobin. Research progress of nanocrystalline NiTi shape memory alloys [J]. *Materials Reports*, 2019, 33(13): 2237-2242.
- [34] OTSUKA K, REN X. Physical metallurgy of Ti-Ni-based shape memory alloys [J]. *Progress in Materials Science*, 2005, 50(5): 511-678.
- [35] 高昕. Ru基高温形状记忆合金的马氏体相变与应变恢复特性[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2007.
- GAO Xin. Martensitic transformation and strain recovery characteristic of Ru-based high temperature shape memory alloys [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2007.
- [36] 鲍文,段艳娟,周伟星. 高热流壁面局部自适应热流控制研究[C]//传热传质学学术会议. 广州: [s.n.], 2007: 1794-1799.
- BAO Wen, DUAN Yanjuan, ZHOU Weixing. Study on local adaptive heat flow control of high heat flow wall [C]//Heat and Mass Transfer Academic Meeting. Guangzhou: [s.n.], 2007: 1794-1799.
- [37] PITT D M, DUNNE J P, WHITE E V, et al. Wind tunnel demonstration of the SAMPSON smart inlet [C]//SPIE's 8th Annual International Symposium on Smart Structures and Materials. Newport Beach: [s.n.], 2001, 4332: 345-356.
- [38] PITT D, DUNNE J, WHITE E. Design and test of a SMA powered adaptive aircraft inlet internal wall [C]//43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Denver: AIAA, 2002: 1356.
- [39] PITT D, DUNNE J, WHITE E, et al. SAMPSON smart inlet SMA powered adaptive lip design and static test [C]//19th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Seattle: AIAA, 2001: 1359.
- [40] 杨杰. 形状记忆合金及其应用[M]. 合肥: 中国科学技术大学出版社, 1993.
- [41] 董聪,夏人伟. 智能结构设计与控制中的若干核心技术问题[J]. *力学进展*, 1996, 26(2): 166-178.
- DONG Cong, XIA Renwei. Some key technologies in the design and control of intelligent structures [J]. *Advances in Mechanics*, 1996, 26(2): 166-178.
- [42] 夏人伟. 自适应结构综述[J]. *北京航空航天大学学报*, 1999, 25(6): 623-628.
- XIA Renwei. Overview of adaptive structures [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 1999, 25(6): 623-628.
- [43] 金江,陶宝祺. 形状变化自适应结构的研究现状及发展前景[J]. *南通工学院学报*, 1999(3): 6-10.
- JIN Jiang, TAO Baoqi. The status quo and the pros-

- pect of the research of the deformable adaptive structure[J]. Journal of Nantong Institute of Technology, 1999(3): 6-10.
- [44] 王亚芳. 形状记忆合金的超弹性及其应用研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2004.
WANG Yafang. Superelasticity of shape memory alloy and its applications [D]. Xi' an: Northwestern Polytechnical University, 2004.
- [45] 赵澎涛. 形状记忆合金在三维自适应变体结构中的应用研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
ZHAO Pengtao. Application of shape memory alloy in the 3-D adaptive variant structure[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012.
- [46] 刘宇. 变体机翼及自适应进气道结构设计和控制方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015.
LIU Yu. Research on structure design and control method of a morphing wing and adaptive inlet [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015.
- [47] 戎佳欣. 自适应鼓包进气道结构的柔性蒙皮技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
RONG Jiaxin. Research on flexible skin techniques for adaptive bump inlet[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018.
- [48] 张悦. 基于记忆合金的高超声速进气道流动控制方法及验证[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015.
ZHANG Yue. Flow control methods based on shape memory alloy for hypersonic inlets[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015.
- [49] ZHANG Yue, TAN Huijun, LI Jiefeng, et al. Ramp shock regulation of supersonic inlet with shape memory alloy plate[J]. AIAA Journal, 2018, 56(4): 1696-1702.
- [50] 张悦, 高婉宁, 程代姝. 基于记忆合金的可变形涡流发生器控制唇罩激波/边界层干扰研究[J]. 推进技术, 2018, 39(12): 121-129.
ZHANG Yue, GAO Wanning, CHENG Daishu. Control of cowl shock/boundary layer interaction by variable microramps based on shape memory alloy[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(12): 121-129.
- [51] CHOPRA I. Review of state of art of smart structures and integrated systems[J]. AIAA Journal, 2002, 40(11): 2145-2187.

(编辑: 夏道家)