

编号_____

南京航空航天大学

毕 业 论 文

题 目 桨叶变弦长智能驱动系统设计

学生姓名	杨 舸
学 号	081310108
学 院	航空宇航学院
专 业	飞行器设计与工程
班 级	0113101
指导教师	韩 东 教授

二〇一七年六月

南京航空航天大学

本科毕业设计（论文）诚信承诺书

本人郑重声明：所呈交的毕业设计（论文）（题目：桨叶变弦长智能驱动系统设计）是本人在导师的指导下独立进行研究
所取得的成果。尽本人所知，除了毕业设计（论文）中特别加以标注
引用的内容外，本毕业设计（论文）不包含任何其他个人或集体已经
发表或撰写的成果作品。

作者签名：

年 月 日

（学号）：

桨叶变弦长智能驱动系统设计

摘 要

直升机桨叶变弦长可用于延缓桨叶失速，进而扩展飞行包线。本文设计了一种桨叶变弦长智能系统，相对于传统变弦长构型，此方法采用更高比例智能材料，其弦长变形理论上可以达到原长的 20%。首先选定承力结构框架参数，在此基础上进行蜂窝设计。采用新型的十字形蜂窝混合结构，通过程序进行性能分析与参数优化，设计满足变形要求且不失效的铝合金十字形混合蜂窝结构，再对蜂窝构型进行分析，验证理论可靠性并进行了强度校核。运用形状记忆合金大功重比的特点，用程序对其本构关系建模，建立了温度、马氏体含量、应变以及时间等物理量之间的关系，并在此基础上设计了一个 NiTi 形状记忆合金驱动器和驱动线系，使在其满足强度要求的同时又能节省能量。最后根据设计构建变弦长结构三维模型。

关键词：直升机；桨叶；变弦长；蜂窝；SMA 驱动器

Intelligent Drive System Design for Extendable Chord Section of Helicopter Blade

Abstract

Extendable chord section has been proved to be highly efficient in alleviating stall dominant condition and other relevant problems near the boundaries of flight envelope. This design presents a novel configuration compared with traditional extendable chord section by utilizing a higher proportion of smart material to realize a 20% chord extension of helicopter blade. Firstly, study and design a honeycomb structure to realize morphing mechanism based on previously acknowledge of frame parameters of the section. Analyzing a new type of crusade honeycomb combined with aluminum ribs and then optimizing parameters by programs. Build qualified 3D models for analysis module which satisfies previously assigned morphing strain and strength requirements. Build a constitutive relation model of SMA by coding and acquire relations of temperature, martensite proportion, stain and time. Design a SMA actuator using NiTi Alloy and transmission linear system which both satisfies strength requirements and save energy. Finally, build 3D model for the whole section.

Key Words: Helicopter; Blade; Extendable Chord; Honeycomb; SMA Actuator

目 录

摘 要.....i

Abstract.....ii

第一章 绪 论..... 1

 1.1 背景..... 1

 1.2 现状分析..... 3

 1.3 论文研究内容..... 7

第二章 变弦长结构框架构建以及驱动线系设计..... 9

 2.1 变弦长结构基本元素与框架参数确定..... 9

 2.2 框架三维建模..... 10

 2.3 框架设计小结..... 11

第三章 弹性变形结构..... 12

 3.1 蜂窝结构..... 12

 3.1.1 蜂窝结构介绍..... 12

 3.1.2 蜂窝结构分类..... 13

 3.2 蜂窝布置形式的选用..... 13

 3.3 十字形蜂窝混合结构..... 15

 3.3.1 蜂窝结构特性分析..... 15

 3.3.2 蜂窝参数选用与三维建模..... 25

 3.3.3 仿真模拟与校核..... 26

 3.3.4 本章小结..... 31

第四章 SMA 智能驱动机构设计..... 32

 4.1 SMA 驱动器设计及参数确定..... 32

 4.1.1 形状记忆合金介绍..... 32

 4.1.2 SMA 本构关系..... 33

 4.1.3 SMA 驱动器参数确定及仿真模拟..... 35

 4.2 驱动器构型与驱动线系设计..... 39

4.3 本章小结.....	43
第五章 总结与展望.....	44
5.1 总结.....	44
5.2 展望.....	44
参 考 文 献.....	46
致 谢.....	48
附 录.....	49

图表清单

图 1.1 A160 蜂鸟无人直升机	1
图 1.2 格尼襟翼.....	2
图 1.3 利用后缘板（TEP）的变弦长机构.....	3
图 1.4 安置角为 2 度时弦长增大 20% 的后缘板构型	3
图 1.5 基准构型和变弦长构型下升力和阻力系数与迎角关系.....	4
图 1.6 桨叶变弦长机构与固定大弦长机构对比示意图	5
图 1.7 Von Mises 桁架示意图	5
图 1.8 形状记忆效应示意图.....	6
图 1.9 变弦长结构设计流程图	7
图 2.1 变弦长机构压缩和伸长状态示意图.....	9
图 2.2 主承力框架三维建模	10
图 2.3 变弦长结构框架旋转运动下应变	10
图 2.4 旋转下结构框架应力图	11
图 3.1 蜂窝材料.....	12
图 3.2 几种常见的 N 型和 H 型蜂窝 ^[10]	13
图 3.3 三种蜂窝布置方式(CATIA 平面投影图).....	14
图 3.4 十字形蜂窝混合结构.....	15
图 3.5 十字形蜂窝与 RVE 及其三维模型	16
图 3.6 单位载荷受力弯矩图.....	16
图 3.7 泊松比 ν_{12} 与蜂窝参数 α 、 β 的关系	18
图 3.8 应变放大系数 K 与参数 α 、 β 关系.....	19
图 3.9 零泊松比约束下的蜂窝结构示意图.....	20
图 3.10 单位载荷总用在主方向上的弯矩图.....	20
图 3.11 零泊松比限制下与无约束下弯矩图.....	21
图 3.12 有零泊松比约束的应变放大系数与 α 、 β 关系	22
图 3.13 主变形方向等效弹性模量在有无约束下与 α 、 β 关系	23
图 3.14 十字形蜂窝混合结构建模	26
图 3.15 框架与蜂窝组合	26
图 3.16 蜂窝混合构型拉伸位移分布.....	27
图 3.17 蜂窝混合构型拉伸应力分布.....	27
图 3.18 无筋条构型受弯 Y 轴方向位移分布	28
图 3.19 有筋条构型受弯 Y 轴方向位移分布	28

图 3.20 无筋条构型受弯 X 轴方向位移 29

图 3.21 有筋条构型受弯 X 轴方向位移 29

图 3.22 无筋条构型受弯总位移分布..... 30

图 3.23 有筋条构型受弯总位移分布..... 30

图 3.24 筋条构型受弯应力分布 31

图 3.25 无筋条构型受弯应力分布 31

图 4.1 SMA 通电时温度时间 simulink 仿真模型..... 36

图 4.2 不同电流下合金温度与时间关系 37

图 4.3 不同应力下合金温度与马氏体含量关系 37

图 4.4 不同应力下合金温度与应变关系 38

图 4.5 控制系统中时间与温度关系..... 38

图 4.6 驱动器导轨与滑块 40

图 4.7 SMA 丝一侧定滑轮组布置以及传动线系..... 40

图 4.8 桨叶结构收缩状态下俯视图..... 41

图 4.9 伸展状态下结构参数图..... 41

图 4.10 尾部换向..... 42

图 4.11 装配后总结构图..... 42

图 4.12 边界限制细节..... 42

表 2.1 变弦长机构框架参数..... 10

表 3.1 不同蜂窝参数与力学性能对比 25

表 3.2 LD30 铝合金参数^[16]与十字形蜂窝混合结构参数..... 25

表 4.1 NiTi 合金参数^[19]以及 SMA 丝参数 36

第一章 绪 论

1.1 背景

直升机因为拥有优良的低速机动和垂直起降性能而得到了广泛的应用。因为受限于固定的构型和气动特性，直升机难以像固定翼飞机一样实现大速度飞行。提升航时、航程、速度、升限等多项性能指标是直升机界的一个重要课题。

随着技术的发展，用户对直升机性能的要求不断提升，直升机主动控制开始进入国内研究人员的视野。最早在 70 年代对高阶谐波技术的研究，以及 80 年代对结构响应主动控制、单片桨叶控制、桨叶主动扭转等方向的研究，加上后期与主动控制技术相关的智能材料方向的研究，标志着直升机主动控制技术逐步走向成熟。

直升机的旋翼系统是直升机最重要的系统之一，对旋翼系统进行有效的主动控制不仅可以有效降低全机振动，还可以显著提升飞行性能，因而这项技术受到了直升机业界的广泛关注。旋翼变体技术作为旋翼主动控制的一部分，根据直升机飞行状态的变化（如质量、前飞速度和飞行高度等），通过改变桨叶参数，提升直升机性能、增强稳定性、改善飞行品质^[1]，是一种新颖的技术手段。



图 1.1 A160 蜂鸟无人直升机

旋翼变体技术主要包括旋翼变直径、旋翼变转速、桨叶变弦长、桨叶变负扭角等技术。其中旋翼变转速技术已经逐渐从理论走向了现实，如无人直升机 A-160T“蜂鸟”就率先应用了“转速优化旋翼”（OSR）技术。在不同飞行环境飞行状态下改变翼型的控制方法在固定翼飞机上有比较完善的研究和应用：如前后缘襟翼、缝翼等各种形式气动力增升装置。但是在直升机旋翼变体技术从来都没有得到过大规模的应用，有一定研究价值。

传统直升机旋翼系统中的桨叶都拥有固定的气动外形，这便于桨叶的加工成形，相比于可变外形的桨叶也具有更高的刚度和气动载荷承载能力。但是由于气流分离，固定外形轮廓的直升机桨叶对于失速问题通常没有很好的解决方案，失速情况还会在飞行包线边界处加剧，从而导致需用功率的上升和升限的下降。所以桨叶失速是旋翼飞行器大拉力状态下飞行包线的主要限制因素之一。这种限制直接导致了各项性能指标的下降。

缓解失速并扩展直升机包线的方法很多，比如，配置前缘缝翼以及主动后缘襟翼等^{[2][3]}。然而关注后缘的方法一般更受研究者的青睐，原因在于接近于桨叶前缘的气动压力更大，其变形需要更大的结构刚度和更大的驱动力与功率。欧洲直升机公司近年来致力于主动控制技术的研究，研制了基于压电陶瓷的襟翼作动器，并对该作动器以及襟翼本身的参数优化做了大量工作。

格尼襟翼（图 1.2）作为一个桨叶后缘区域的大升力装置也能起到缓解失速的作用，但是由于其布置方向和桨叶剖面弦线垂直，存在着比较大的阻力代偿^[4]。

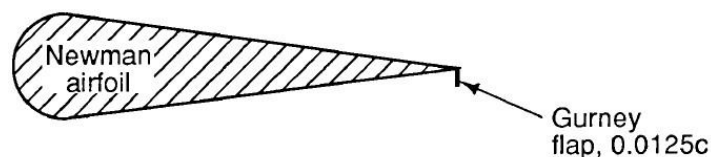


图 1.2 格尼襟翼

桨叶弦线的伸展没有上述方法的缺点，为这一问题提供了新思路，是值得探究的领域。实现桨叶弦长伸展有两种主要途径：一种是通过在桨叶展向一段上的后缘狭缝中伸展出一块后缘板（TEP）实现（图 1.3）；另一种是通过桨叶自身结构在弦长方向的弹性变形实现。第一种途径主要采用机械结构设计，比较易于实现，但是结构重量的代价是显著的。桨叶结构弹性变形这一途径能够带来更加清晰的气动轮廓，并且有可能通过特殊设计降低结构重量的代价，同时考虑到对弹性变形结构以及可滑动柔性蒙皮的要求，这一方法有一定挑战性，从而引起了一些研究人员的注意。

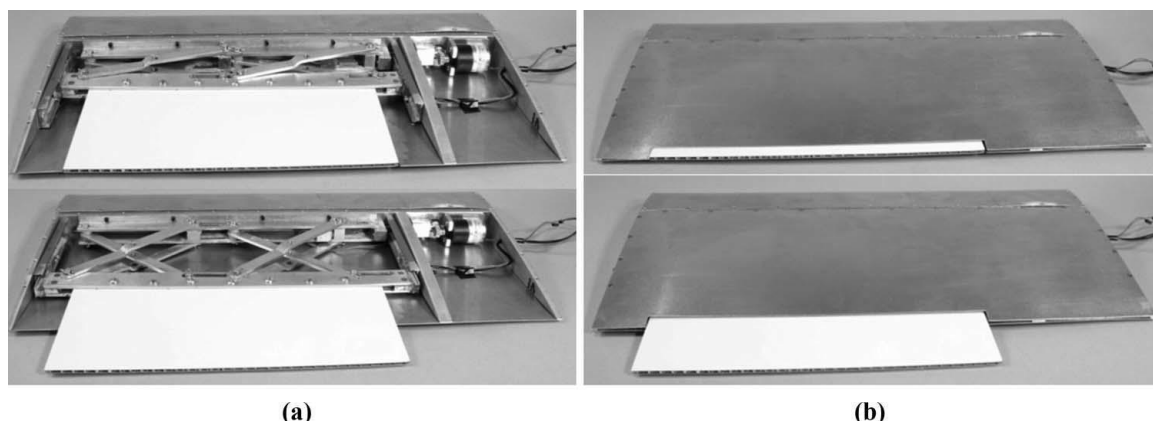


图 1.3 利用后缘板（TEP）的变弦长机构

除了伸展构型以外还需要考虑驱动器。已有的变弦长机构的驱动装置多采用电机，而随着技术的发展，材料和技术的选用越来越向智能材料靠拢，本文希望通过利用 SMA 驱动器实现变弦长，这种大功重比的驱动器在桨叶上有天然的优势。

1.2 现状分析

Khoshlahje 和 Gandhi 系统地阐述了直升机桨叶变弦长设计的优势^[5]。

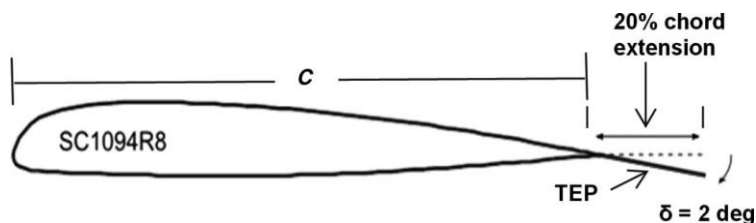


图 1.4 安置角为 2 度时弦长增大 20%的后缘板构型

用如图 1.4 所示的模型，首先论证了大弦长构型如何缓解失速并给出了作用机理，其次说明了变弦长构型在飞行包线边界处降低需用功率、提升升限、增大最大总重承载能力等方面的显著作用，如图 1.5 所示。

可以观察到，从基准翼型到有后缘板伸展翼型的升力系数随着迎角没有发生显著的变化，但阻力系数下降明显，尤其是当桨叶旋转到方位角为 270° 到 360° 时，阻力系数减小了将近 4 倍。从阻力的下降可以看出桨叶变弦长在缓解失速、提升升限、提升承载能力等方面的巨大优势。

最后还给出了变弦长构型与固定大弦长构型的对比示意图。总的来说该研究为变弦长旋翼系统设计的作用和意义提供了理论支持。

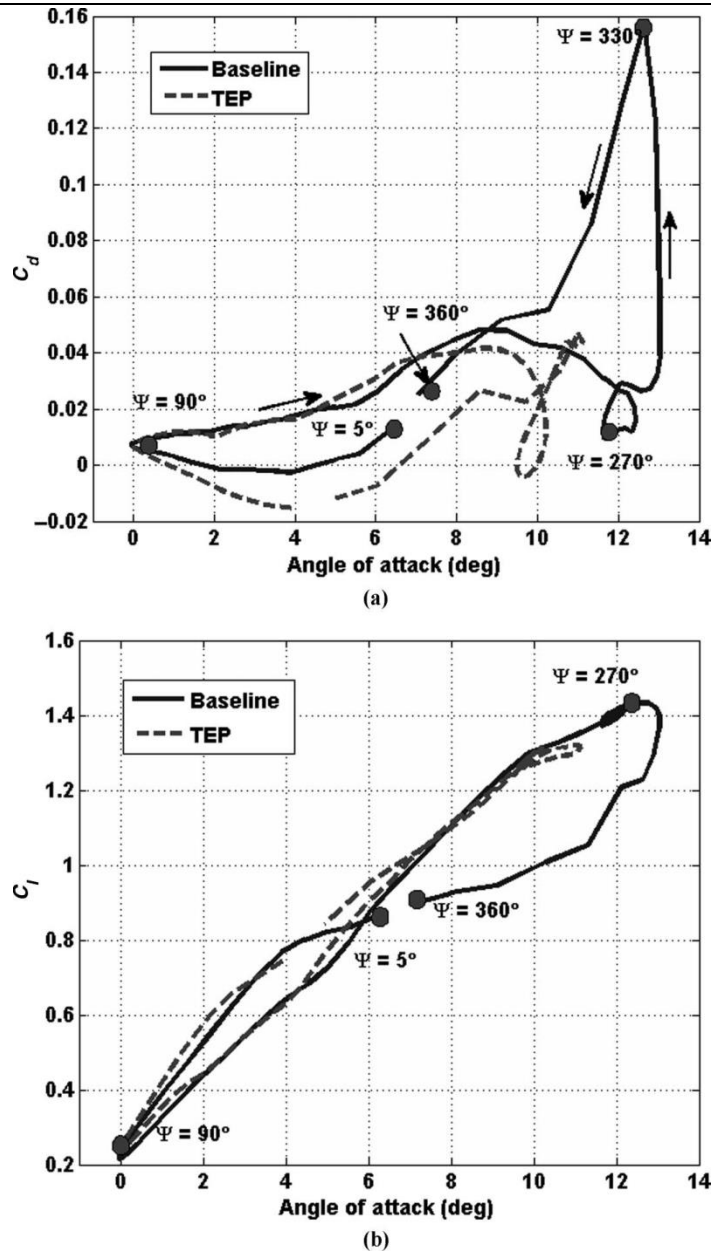


图 1.5 基准构型和变弦长构型下升力和阻力系数与迎角关系

此外，Webster 进行了关于可伸展弦长优势的具体讨论^[6]，其结果显示大弦长可以明显降低需用功率并使得总重增加，相比而言该技术对于最大速度的提升并不显著。

Barbarino 和 Webster 介绍了通过连续变形结构实现桨叶变弦长的研究。文中引入了一种新型结构^[7]，即在桨叶前缘大梁后增加一种可变形的蜂窝状结构作为中段连接后缘段。这种蜂窝状结构是一种由筋条和有大变形能力的蜂窝结构组成的混合型结构，其中筋条能够附着柔性蒙皮并提供面外刚度用于对抗由气动载荷产生的弯曲变形。文中还展示了蜂窝状结构改变对其局部应力的影响。研究通过有限元分析确保了整个蜂窝结构即使在承受较大的全局应力时，其局部应力仍然低于许用值。不同的柔性蒙皮附着方式以及他们的优缺点也被提及。

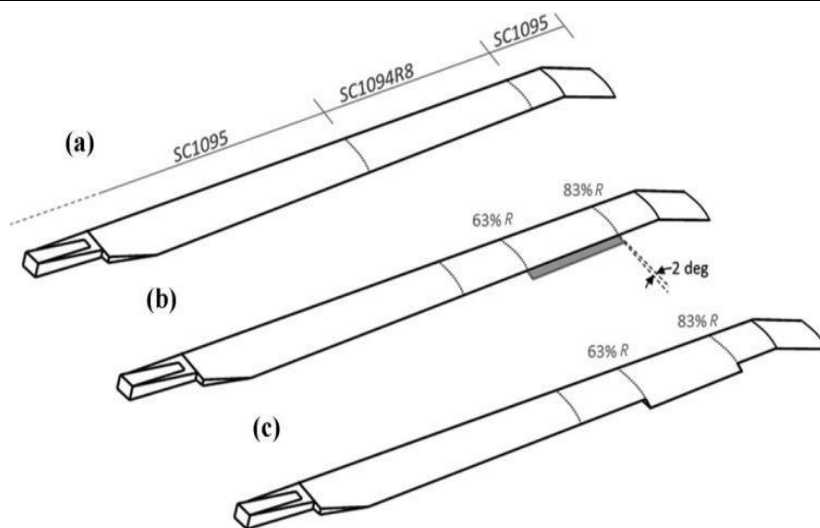


图 1.6 桨叶变弦长机构与固定大弦长机构对比示意图

Moser 提及了依靠离心力控制驱动机构从而改变弦长的合理构型设想^[8], 文中介绍了一种利用 Von Mises 桁架结构（图 1.7）实现变弦长驱动的设计, 有与旋翼变转速技术结合的潜力, 值得仔细研究。

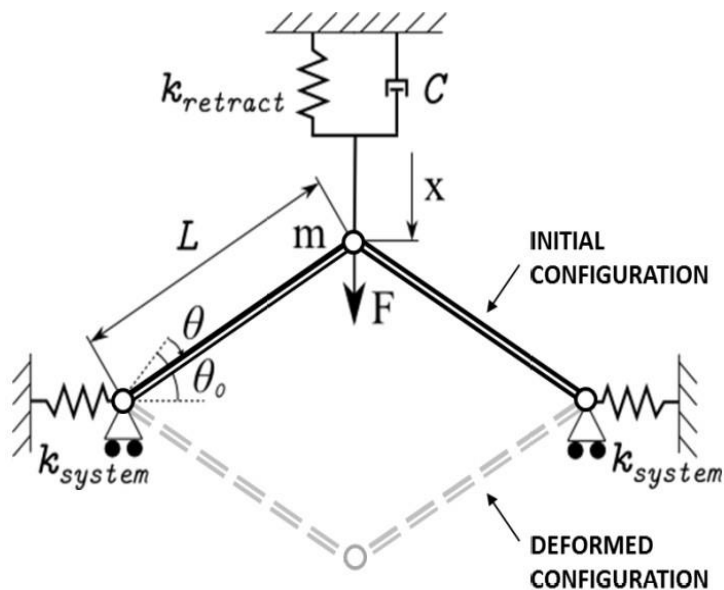


图 1.7 Von Mises 桁架示意图

总的来说 Webster 对连续变形结构的研究致力于验证通过弹性变形结构实现桨叶变弦长设计的可行性, 为后来变弦长构型研究者提供了丰富的思路。但是如原文所说, 因为各种因素, 其设计并非最优化的构型, 还需要多学科优化以推进这一研究。可以看出一个明显的优化的方向是改进蜂窝结构。

蜂窝结构质量轻, 面外刚度大。本课题要求柔性蒙皮在变形中尽量不产生泊松比效应,

避免导致气动外形的改变，于是支撑柔性蒙皮的蜂窝结构最好具有零泊松比的特性。以实现展向变形为目标的零泊松比六边形蜂窝结构较早由 Olympia 和 Gandhi 提出^[9]。南京航空航天大学的研究人员周丽等设计了一种应用在变体机翼中的零泊松比十字形混合可变形蜂窝^[10]，结合承载指标给出了一组蜂窝的设计参数，在满足零泊松比的基础上，大幅提高了面外抗弯刚度，为蜂窝结构的设计提供了新思路。

在等效模量研究方面，Gibson 和 Ashby 给出了标准六边形的两种等效弹性模量^[11]，并阐释了胞状材料理论，用以分析有直壁的蜂窝结构性质，为蜂窝结构的模量理论分析奠定了基础。但是由于使用范围（只适用于小变形）的限制，不适用于变弦长技术。南京航空航天大学研究人员沈星等针对三种不同的单胞推导出了等效弹性模量与等效剪切模量，并研究了单胞几何参数对各向弹性模量与等效剪切模量的影响，为准确描述零泊松比蜂窝（胞状）结构，理解与设计相应的结构提供了依据^[12]。

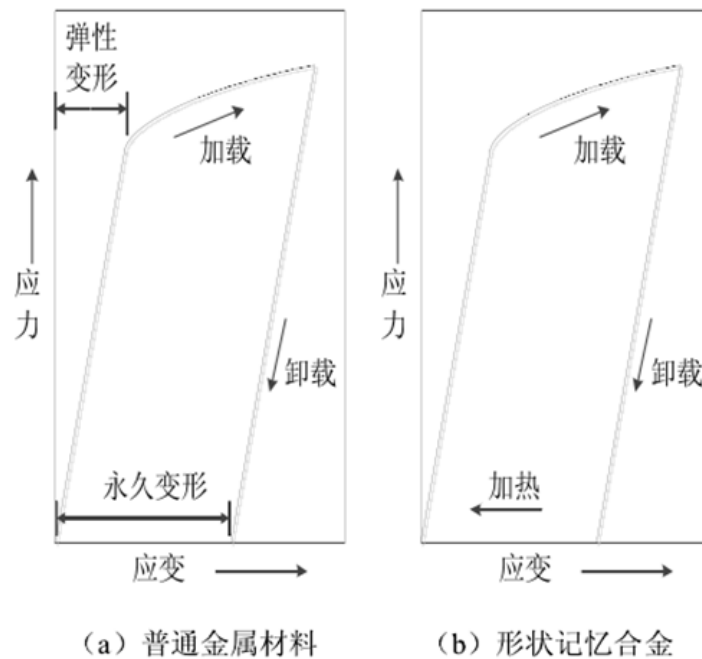


图 1.8 形状记忆效应示意图

驱动器选择上，SMA 因为其功重比小而占有独特的优势。SMA 是一类能够在加热后消除低温塑性形变的材料，具有形状记忆效应，如图 1.8 所示。在 SMA 的本构关系上，有两个主要的模型，分别是 Tanaka 模型和 Liang-Rogers 模型，后者意图对前者的指数模型进行修正，并得到了一种新的余弦模型，但 Yu^[13]指出前者比后者更加接近试验数据。Magee^[14]又提出了一维相变动力学方程，给本课题的仿真建模提供了直接依据。

1.3 论文研究内容

本研究在已有的变弦长设计构型基础上探讨了桨叶变弦长驱动机构型式，结合机械设计，智能材料等学科设计了一种桨叶变弦长驱动机构，希望能够综合各种材料的固有特点与机械特性，达到弦长伸展 20%的初始目标。最后利用 ANSYS 进行合理进行桨叶变弦长机构强度分析。

如图 1.9 所示即为整篇文章的组织结构。

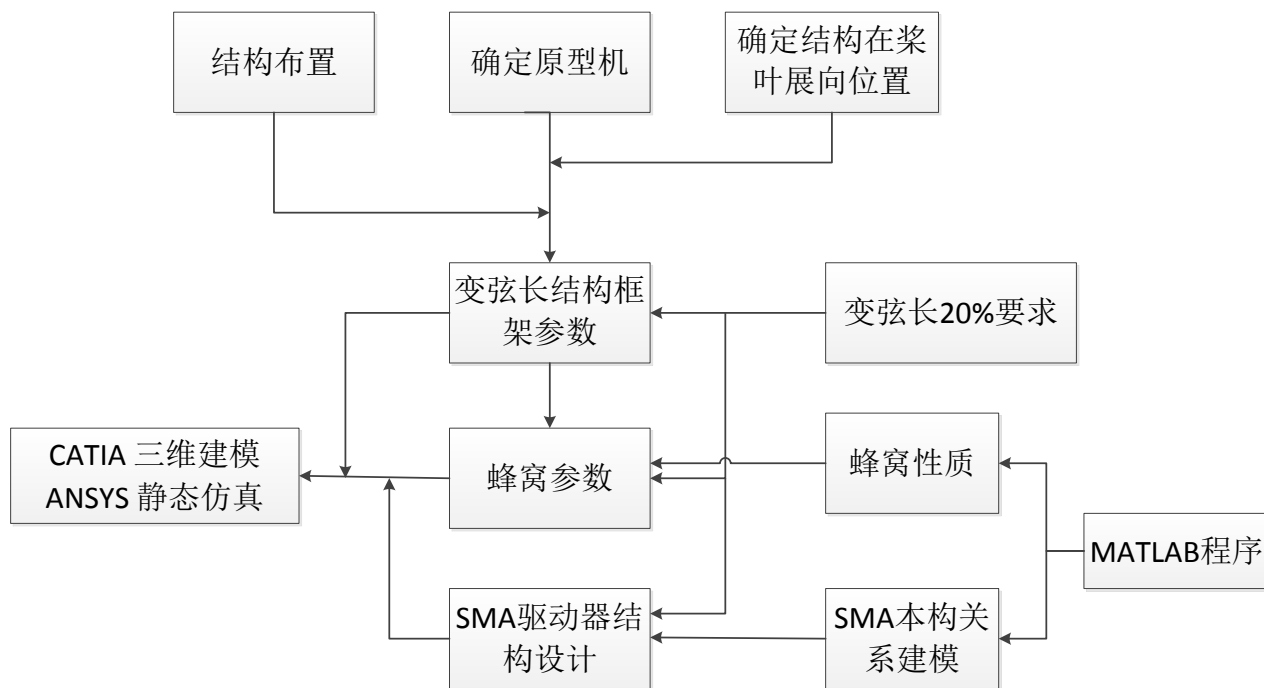


图 1.9 变弦长结构设计流程图

第一章为绪论，详细介绍了旋翼变弦长构型的产生、发展以及国内外的研究成果。具体介绍了该构型对提升直升机各项性能指标的显著作用、关于蜂窝构型研究和 SMA 驱动器在该构型上应用的潜力。

第二章是结构框架基础参数的选定，包括根据课题性质确定参考样机以及基本的翼型，根据样机和翼型的基本参数设计选定变弦长构型框架的基本尺寸。最后根据参数建立三维模型并用 ANSYS 进行校核。

第三章是弹性变形结构的设计选定。详细介绍了不同胞状结构以及十字形混合蜂窝结构特点和其参数与力学性能之间的本构关系。描述如何根据这种本构关系，应用 MATLAB 程序，结合课题目标进行构型设计，达到课题目标。最后根据蜂窝结构以及相关配套结构设计参数建模并校核。

第四章是驱动机构的设计,包括智能材料基本介绍,SMA 驱动器的工作原理和设计过程,用 MATLAB 程序对指定参数的 SMA 丝进行模拟,获得本构关系的数值仿真。最后介绍基于节能角度考虑设计的驱动线系的设计与布置。制作变弦长机构的 CATIA 三维模型并给出变弦长机构的总图。

第五章对本设计工作进行了总结,分析了该变弦长机构的特点,并给出了其适用范围以及可能的缺点,并对未来可能变弦长结构的发展方向提出了设想。

第二章 变弦长结构框架构建以及驱动线系设计

2.1 变弦长结构基本元素与框架参数确定

变弦长机构是直升机桨叶弦长中的一段，它主要包括主要承力框架、弹性变形结构、一段桨叶后缘、驱动机构以及驱动线系这几个部分。

主要承力框架是沿展向上的一段类似于桨叶的结构框架，包括桨叶大梁、结构两侧的翼型隔板（课题希望实现一个理论上的模型，为了简便，选定 NACA0012 翼型）、弦向中间隔板。为了提高效率，考虑将桨叶前缘与弦向隔断之前的空间作为驱动器的安放空间，为了这部分有足够空间，设置弦向隔断距离桨叶前缘距离为弦长 25%。

弹性变形结构是桨叶变弦长的载体，需要其具有大变形能力，还需要该结构有一定的面外承载能力，以用来承载从相连的桨叶后缘传递过来的尾部气动载荷，相对于普通的桁架结构,具有更加轻质的优点。由于要求弦长变形达到原长的 20%，所以将这一部分收缩状态下长度设置为弦长的 60%，在整体弦长增大 20%后，弹性变形机构伸长 33.3%。

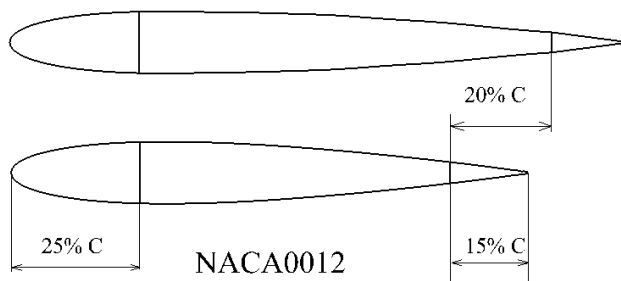


图 2.1 变弦长机构压缩和伸长状态示意图

可以将整个结构分为以弦向隔断为分界的前部，安置弹性变形结构的中部，以及与中部相连接并且能够随弹性结构变形而伸出的桨叶后缘。前两部分长度确定后，可以确定出桨叶后缘长度为弦长的 15%。驱动器，弹性变形结构的具体选材和参数将在后面的章节讨论。

为了使得设计有更加具有实际参考意义，选定 S300-C 型直升机作为原型机。其桨叶弦长为 171mm，直径为 8.18m，旋翼转速为 471 转/分。

在原型机的基础上可以得到承力框架的结构数据。为了弦长变化能够达到最佳气动效果，定义框架位于展向 62%到 82%处，还可以得到展向长度。如下表 2.1 所示，其中 TL 为后缘长度，CL 为弹性变形体压缩状态长度，SL 为弹性体伸展长度。

表 2.1 变弦长机构框架参数

展长（mm）	弦长（mm）	TL（mm）	CL（mm）	SL（mm）	变形率（%）
818	171	25.7	102.6	136.8	33.3

在结构中部，为了约束弹性机构的运动，增加滑块与导轨和弹性变形机构相连接。飞行中有各种不可预知的载荷可能给结构带来影响，所以选取滑块导轨机构时，希望尽量增大整个机构的承载能力并减小其摩擦系数。

2.2 框架三维建模

根据以上表 2.1 给出的初步参数，通过 CATIA 建立三维模型，如图所示：

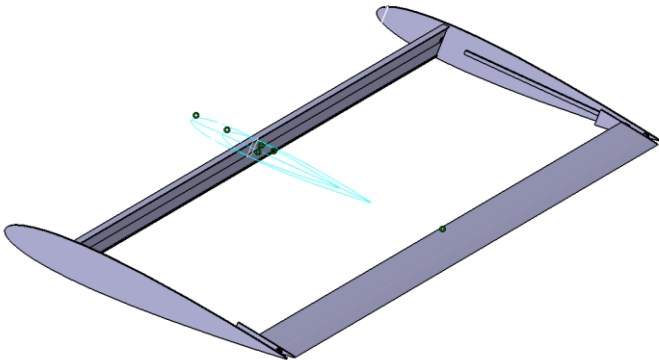


图 2.2 主承力框架三维建模

对该模型用 ANSYS 进行仿真分析，对框架施加中心位于主轴，角速度为 50rad/s(471r/min) 的旋转运动，仿真下得出框架上最大应变量级较小，如下图所示。

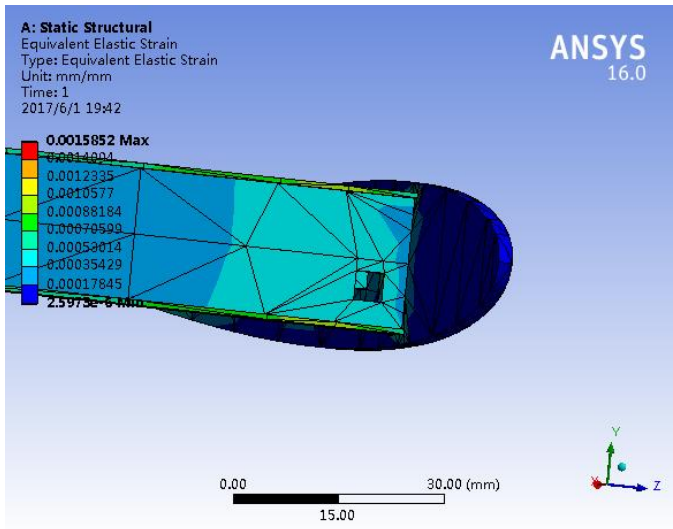


图 2.3 变弦长结构框架旋转运动下应变

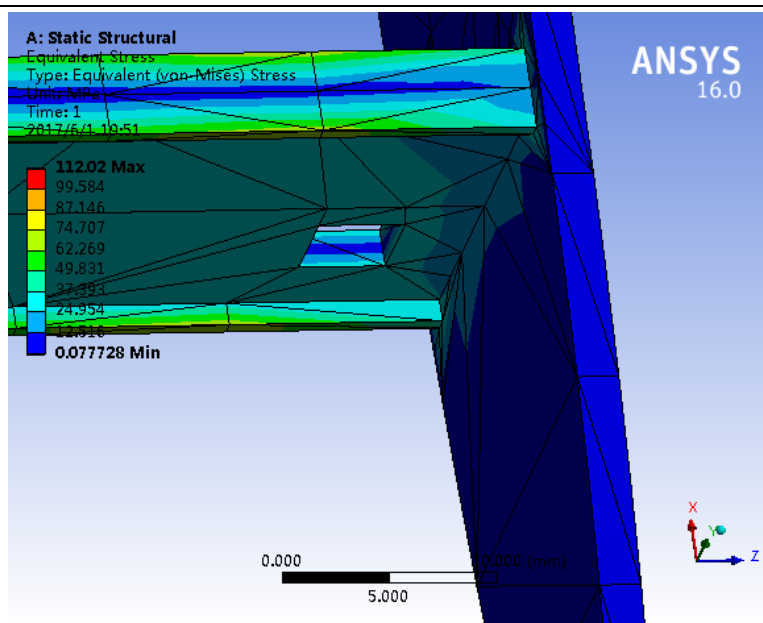


图 2.4 旋转下结构框架应力图

从图 2.4 也可以看出应力值最大为 112MPa，达不到制造框架所用航空铝材的应力水平。框架应力应变的危险区域已经基本校核完毕。

在此基础上可以适当考虑增加硅胶制的柔性蒙皮，由于柔性蒙皮的复杂性，本文在此不作具体讨论，结构框架设计中应考虑到柔性蒙皮的附着问题。

2.3 框架设计小结

至此，变弦长机构框架的参数设置、三维建模和应力应变仿真基本完成。本章充分讨论了结构框架弦向空间的分配问题，给出了框架模型，并进行了简单的校核，下面的弹性结构设计应充分考虑框架参数，使得二者配套。

第三章 弹性变形结构

3.1 蜂窝结构

3.1.1 蜂窝结构介绍

蜂窝结构是一种仿生学的产物，作为一种外形酷似蜂窝的胞状结构，给现代工程学带来了活力。自然蜂窝结构采用少量的材料获得较大的空间，并且拥有绝佳的结构稳定性，科学家受到启发，对蜂窝结构进行了长期的研究。如今，自然蜂窝的结构特点和优势为人们所了解，建立在此基础之上的各种特殊蜂窝结构和蜂窝复合结构材料及其制品被研究出来，为现代工程提供了丰富的资源。

蜂窝结构拥有诸多优点。第一是用材少、成本低。如蜂窝纸板就是一个成功的例子。与传统的各种板式结构相比，相同重量下的蜂窝夹层结构称强度增大，因此拥有更好的性价比。其次，蜂窝结构不易变形，承载能力远高于正常层状结构，相同密度下，拥有比 EPS 泡沫材料高 30%~50% 的抗压强度。第三，由柔性材料制作的蜂窝结构拥有较好的抗冲击性能，通过单元孔径大小的改变，也可以调节材料的这一特性以及抗压强度。

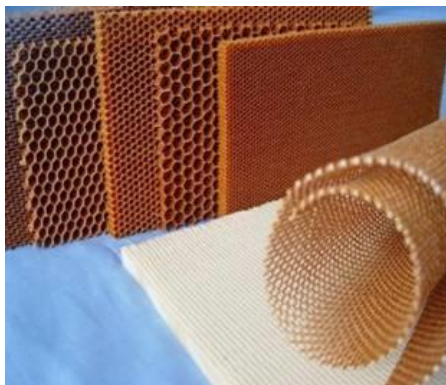


图 3.1 蜂窝材料

蜂窝结构最早因为其重量轻强度大的特点，在航空航天领域得到应用。随着行业需求的提高，逐渐发展成为了一种超轻型复合材料。从飞机夹层结构采用的六角型铝蜂窝芯到 Boeing747 飞机上作为机舱地板的蜂窝复合板，再到如今各种航空航天器上的广泛应用。可以说蜂窝结构材料已经成为了制造各种航天器必不可少的基础材料。

除了航空航天领域，在建筑和家具方面蜂窝材料也被广泛应用，例如蜂窝复合板材，它

非常适合作为夹层材料，也完全可以作为性能更优越的材料替代木材制作家具。这样就可以大大缓解巨大的木材资源需求。另外，蜂窝芯材在蜂窝材料复合轻质墙体中仅占实心材料的1%~5%，但是却大大地提升了墙体的各项强度指标。建筑方面甚至为相关应用发展出了一套成熟的规范，促进了蜂窝材料成为了一种绿色环保的重要材料。在产品包装方面，蜂窝材料被应用于制作缓冲护垫，包装箱。

3.1.2 蜂窝结构分类

蜂窝结构是一种网格结构，其中包含多边形单元阵列。如图 3.2 是几种常见的蜂窝，可以按形状分类，也可以根据蜂窝直壁的拓扑结构可以将蜂窝分为 N 型和 H 型蜂窝，N 型蜂窝两侧的直壁与中间的斜壁连接处在端点，并且直壁异向；在 H 型蜂窝中，直壁与斜壁连接处一般不在直壁的端点上。

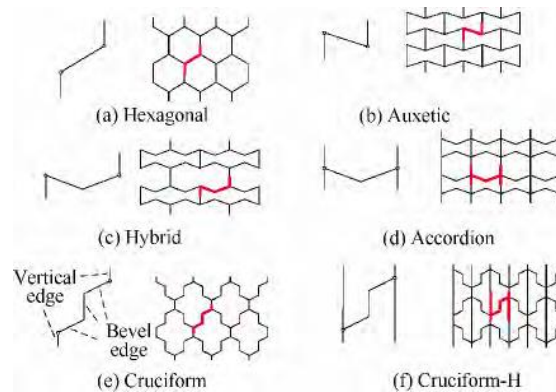


图 3.2 几种常见的 N 型和 H 型蜂窝^[10]

3.2 蜂窝布置形式的选用

桨叶变弦长的合理构型主要包括应用后缘板（TEP）伸展实现变弦长以及使用弹性材料伸展达到弦长延伸目的。其中智能材料尤其是胞状结构材料代替传统的金属制桁架作为变形载体，在满足结构强度刚度要求条件下，有显著降低结构重量和需用功率的潜力，本文对相关的蜂窝结构进行了重点探究。

变形蜂窝的布置形式一般有如图 3.3 所示的三种。第一种是将蜂窝零应力状态设为较短的收缩状态，当受外力拉伸时，结构伸长；第二种是将蜂窝零应力状态设置为较长的伸展状态，结构可以受到压力作用而收缩，终止状态较短；第三种布置形式是将零应力状态下蜂窝变形方向的长度设为一个中间值，使蜂窝在该方向上即可受到拉力也可受到压力，从而能够双向变形。只要有合适的约束，其初始状态即可以是较长的状态，受外力压缩，也可以是较短状态，受外力伸展。

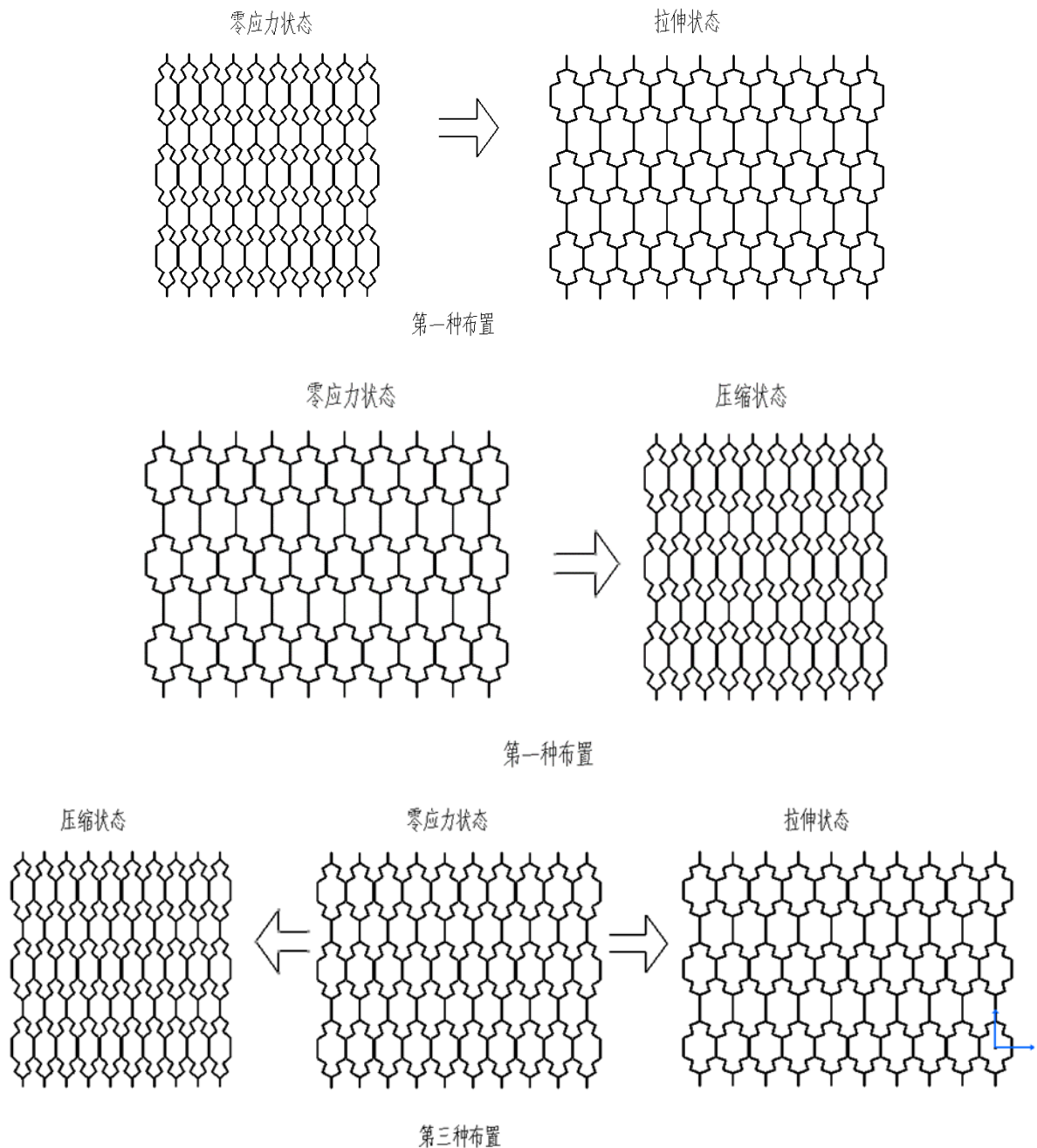


图 3.3 三种蜂窝布置方式(CATIA 平面投影图)

其中前两种布置方式都使得蜂窝产生单向变形，在相同的预设变形率下，采用第三种设置方式的变形蜂窝所产生的变形量只有前两种的一半。这就大大降低了蜂窝结构的内应力，在相同的初始长度的情况下，增大了蜂窝的变形率，所以本课题采用第三种蜂窝布置形式。

由于设计目标是要求桨叶弦长变化达到原长的 20%，也即使得弹性变形结构产生一个高达 33%的变形，采用第三种蜂窝布置形式，就要求蜂窝具有 14.3%的变形率。传统单元结构的铝蜂窝很难达到这个要求。

除此之外还要求蜂窝结构有足够的面内面外刚度以承受飞行环境中的外载荷。变形结构也被要求具有零泊松比或者低泊松比的特点，这样可以有效利用有限的空间，避免较大的展向结构载荷的产生。但是考虑到传统蜂窝结构的特点，面内大变形能力和面外抗弯曲强度以及良好的泊松比数值不能兼得，所以传统的蜂窝材料并不适合用于变弦长弹性变形结构。近来，一种新型的十字形混合蜂窝结构的提出为解决材料的面内变形和面外抗弯问题提供了新的思路。

3.3 十字形蜂窝混合结构

十字形混合蜂窝比较特别，是 N 型结构和 H 型结构的混合结构蜂窝，这种新构型通过调节和优化单元参数等措施，既能有较大的面内变形，又能获得较大的面外抗弯刚度。比较符合本设计对弹性变形材料的要求。

图 3.4 展示了十字形蜂窝混合结构。在铝合金制作的十字蜂窝的基础上加入了用薄铝条制作的肋，从而得到 H 型的结构，以增大垂直方向抗弯性能。在其加工过程中，首先对一定宽度的薄铝条按照设计参数进行辊压成型，制成单层的蜂窝芯材，后用胶结固化将单层芯材制成蜂窝，最后按照设计参数加入薄铝条作为肋，再胶结固化得到混合蜂窝。

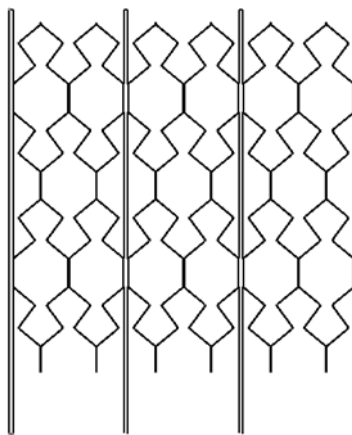


图 3.4 十字形蜂窝混合结构

3.3.1 蜂窝结构特性分析

蜂窝是由多个单元堆叠而成的，单个单元的力学性能即可决定整体的力学性能，所以本文用体元法（Representative Volume Element, RVE）对该十字形混合蜂窝结构进行分析。首先分析没有加入肋板的 N 型蜂窝在主变形面内拉伸作用下的受力情况。如图 3.5 所示，蜂窝平面内两个主方向分别为 1 和 2，给出了体元参数，蜂窝角为 α 、 β ，厚度为 t 。一般情况下，各

壁长可以稍有差异，本文取值均为1。

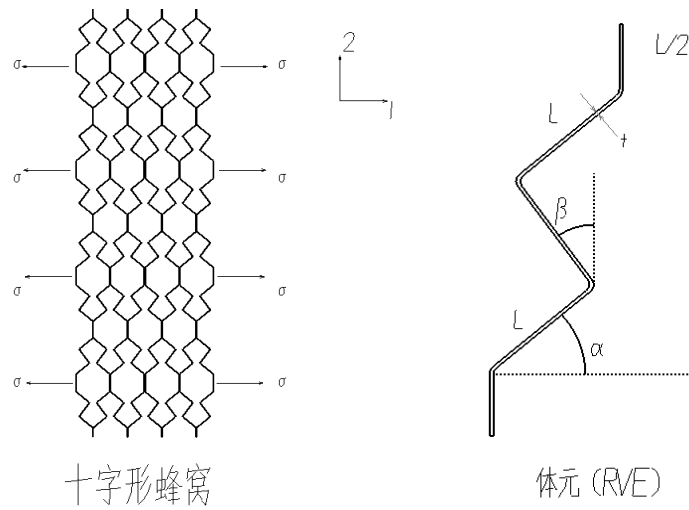


图 3.5 十字形蜂窝与 RVE 及其三维模型

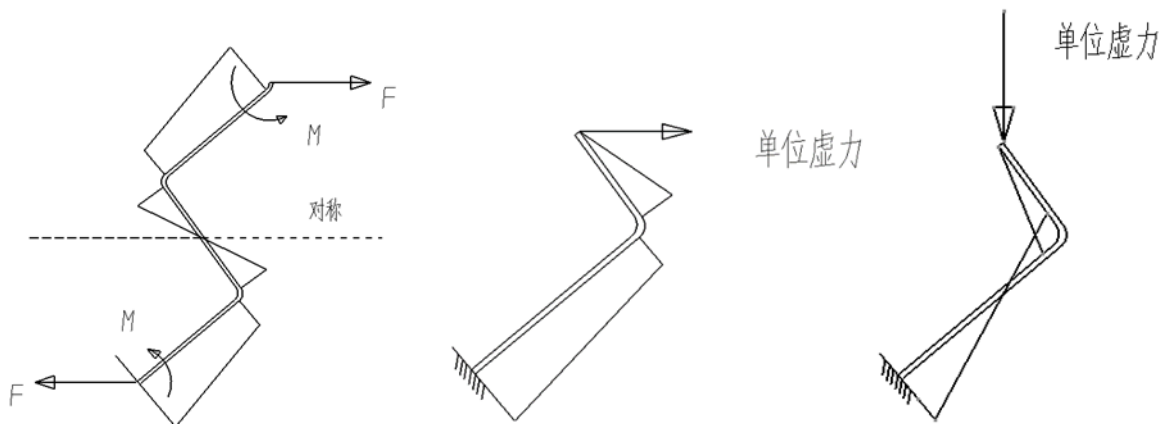


图 3.6 单位载荷受力弯矩图

因为蜂窝单元边长厚度比一般比较大，若受力面加载时蜂窝在厚度方向变形一致，那么分析力学特性时可以用欧拉梁模型。蜂窝在 1 方向受到单向拉伸应力 σ 时，体元端点转角为零，受到弯矩 M 和拉力 F 。

$$\begin{cases} F = \sigma Hl(1 + 2\sin \alpha + \cos \beta) \\ M = Fl(\sin \alpha + \frac{1}{2}\cos \beta) \end{cases}$$

(3.1)

蜂窝体元具有对称的弯矩，1/2 蜂窝单元可以作为体元，采取单位载荷法分析体元模型，如图 3.6 所示，其中 F 为单元真实受力。假设 M_F ， M_1 和 M_2 分别是图中体元在 F 以及两个主

方向单位虚力作用下的弯矩， H 是垂直面上蜂窝结构的高度； E_s 为材料（铝合金）弹性模量；惯性矩为 $J = \frac{1}{12} H t^3$ 。那么根据摩尔积分和图乘法，可以得出端点位移是：

$$\begin{cases} u = 2 \int \frac{M_1 M_F}{E_s J} ds = \frac{2 F l^3}{E_s J} \left(\frac{7}{24} \cos^2 \beta + \frac{1}{2} \cos \beta + \frac{1}{3} \sin^2 \alpha \right) \\ v = 2 \int \frac{M_2 M_F}{E_s J} ds = \frac{2 F l^3}{E_s J} \left(-\frac{7}{24} \sin(2\beta) + \frac{1}{4} \cos(\alpha + \beta) + \frac{1}{6} \sin(2\alpha) \right) \end{cases} \quad (3.2)$$

设蜂窝在面内两个主应变是 ε_u 和 ε_v ，根据图 3.5 可以写出表达式：

$$\begin{cases} \varepsilon_u = \frac{u}{l(2 \cos \alpha - \sin \beta)} \\ \varepsilon_v = \frac{v}{l(1 + 2 \sin \alpha + \cos \beta)} \end{cases} \quad (3.3)$$

进一步而得出蜂窝 1 方向的等效弹性模量 E_1 和泊松比 ν_{12} ：

$$\begin{cases} E_1 = \frac{\sigma}{\varepsilon_u} = E_s \left(\frac{t}{l} \right)^3 \left(\frac{2 \cos \alpha - \sin \beta}{1 + 2 \sin \alpha + \cos \beta} \right) \left(\frac{1}{7 \cos^2 \beta + 24 \cos \beta \sin \alpha + 16 \sin^2 \alpha} \right) \\ \nu_{12} = -\frac{\varepsilon_v}{\varepsilon_u} = \left(\frac{2 \cos \alpha - \sin \beta}{1 + 2 \sin \alpha + \cos \beta} \right) \left(\frac{-7 \cos^2(2\beta) + 12 \cos(\alpha + \beta) + 8 \sin(2\alpha)}{14 \cos^2 \beta + 24 \cos \beta \sin \alpha + 16 \sin^2 \alpha} \right) \end{cases} \quad (3.4)$$

等效弹性模量与蜂窝材料的弹性模量，蜂窝单元斜壁的长度厚度比以及关键结构参数 α 、 β 有关系，而泊松比只与结构参数有关。

根据以上的公式，进行 MATLAB 仿真，可以得出泊松比与蜂窝夹角 α 、 β 的关系图，如图 3.7 所示。要保证直升机桨叶变弦长过程中蜂窝的压缩变形不发生干涉，可以得到两个蜂窝单元形状所需满足条件^[15]：干涉发生在压缩时，所以对最大压缩应变 E_u 有要求，一般不小于 15%；单元长细比 Y/X 小于 3（ X, Y 代表体元的长宽尺寸， X 为一个蜂窝单元一半的宽度， Y 为一个蜂窝单元一半的长度）。

蜂窝参数选取应在以上两个边界内才能满足不干涉要求，这可以成为验证校核的标准之一。可以看出随着蜂窝参数 α 、 β 的逐渐增大，泊松比 ν_{12} 下降，最低可以达到百分之一量级，这样就大大减轻了蜂窝变形时在展向上的负担并减小了设置展向限制时可能产生的载荷。非常有利于蜂窝的单向变形

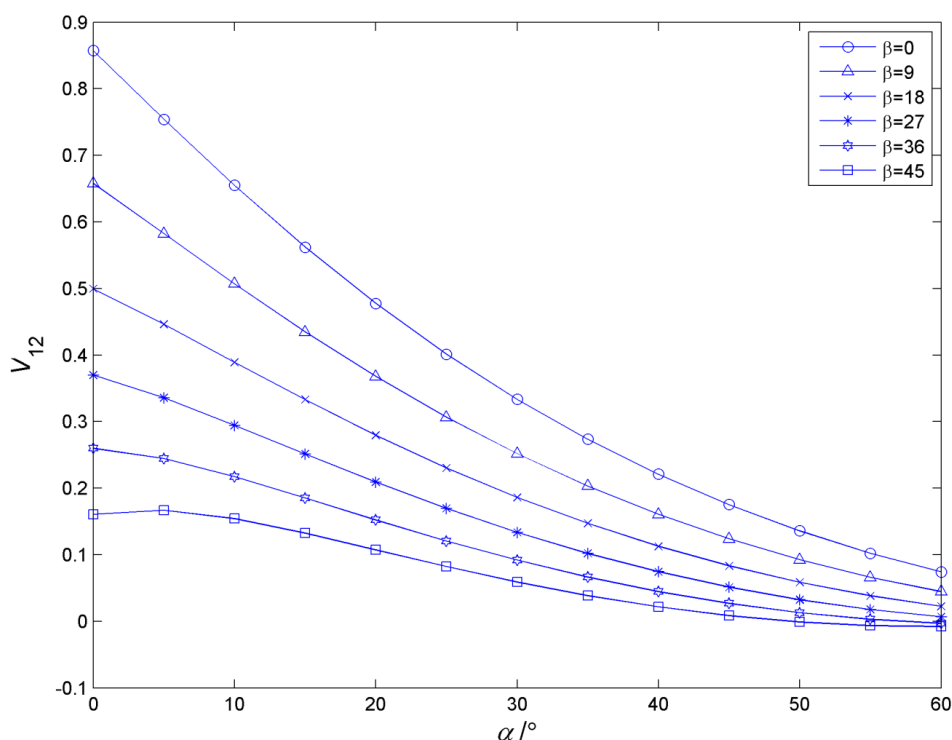


图 3.7 泊松比 v_{12} 与蜂窝参数 α 、 β 的关系

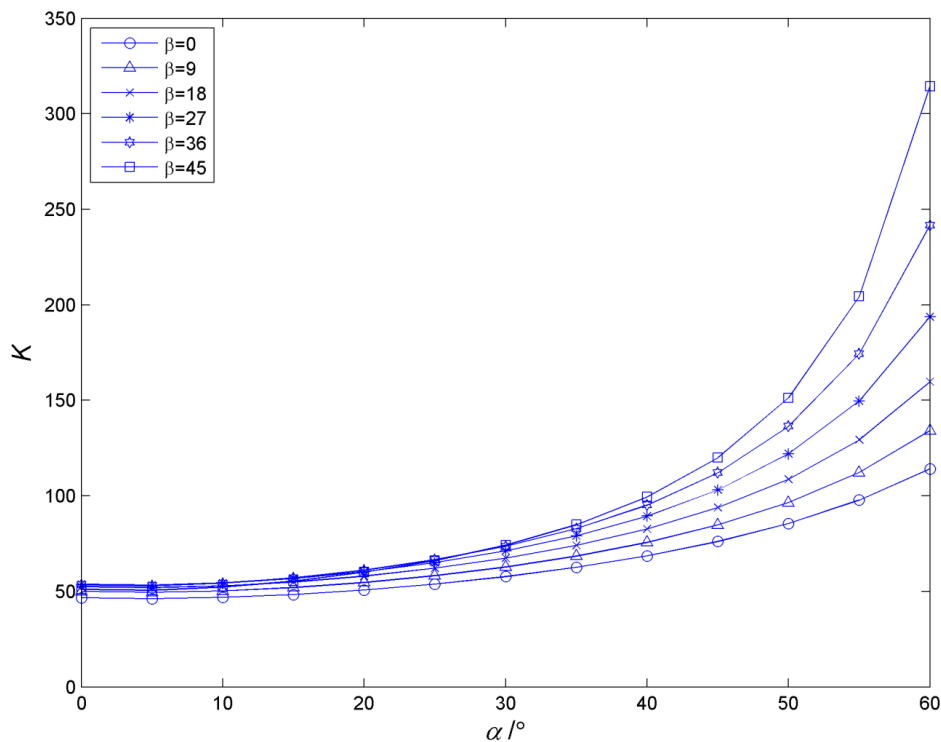
除了泊松比之外，设计中另一个的重要参数是蜂窝变形能力，蜂窝应变可以视为一种单元上材料应变的累积，当蜂窝局部应变超过其原材料的屈服极限时，就会发生塑性形变，对整个构件造成破坏。蜂窝材料受单向拉力或压力产生形变时最大正应变在弯矩最大的截面处出现，根据体元上的弯矩图可得最大正应变为：

$$\varepsilon_{\max} = \frac{Fl(\sin \alpha + \frac{1}{2} \cos \beta)t}{2E_s J} \quad (3.5)$$

蜂窝变形能力一般用应变放大系数 K （蜂窝等效应变除以材料最大正应变）表征：

$$K = \frac{\varepsilon_u}{\varepsilon_{\max}} = \frac{(8\sin^2 \alpha + 12\sin \alpha \cos \beta + 7\cos^2 \beta) \left(\frac{l}{t}\right)}{3(2\cos \alpha - \sin \beta)(2\sin \alpha + \cos \beta)} \quad (3.6)$$

其中， l/t 是蜂窝斜壁长度和厚度之比，应变放大系数与这个参数成正比。应用 3.5 和 3.6 式代入前面的方程，得到应变放大系数的走势。图 3.8 给出了长厚比 $l/t=40$ 时蜂窝应变放大系数 K 与蜂窝参数 α 、 β 之间的关系。

图 3.8 应变放大系数 K 与参数 α 、 β 关系

可以看出，蜂窝应变放大系数与蜂窝参数 α 、 β 呈正相关。因为蜂窝在桨叶中部不与蒙皮等框架发生直接接触，所以蜂窝应变放大系数值与长厚比取值可以按照设计要求合理选择，可以保持一定的设计余度。

以上的分析均基于在展向是不加约束的情况，实际上，虽然泊松比很小，为了约束蜂窝在展向上产生位移，还可以在设计中加入如图 3.9 所示的零泊松比约束。通过加入这种展向限制，泊松比变为零，从而产生了一个展向上的力，由铝制的筋条（或肋）承载。这种蜂窝构型是本文应用的重点，下面分析加入了肋的蜂窝结构特性与不加肋蜂窝的不同点。

首先单元受力产生了变化，蜂窝体元端点上的力不再平行于 1 方向而是在 1、2 两个主方向之间，这导致了弯矩的变化。展向也即 2 方向上的力抵消了原来 1 方向上的力产生的 2 方向上的位移 v ，根据这一原理，列出平衡协调方程，利用单位载荷法画出如图 3.10 所示弯矩图，可以得到 2 方向上的力 X 与 1 方向力的关系。

其中，2 方向上产生的力 X 是造成两种构型的弹性模量、放大系数等参数在蜂窝角比较小的情况下产生巨大差异的根本原因，力 X 不仅影响了 1、2 主方向的位移和应变，还影响了结构最大弯矩，进一步改变了材料最大应变，对参数产生了根本性的影响。

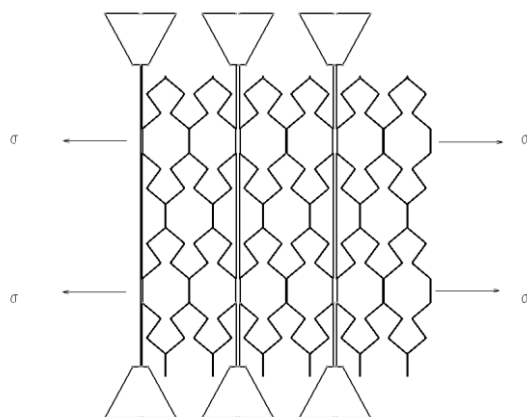


图 3.9 零泊松比约束下的蜂窝结构示意图

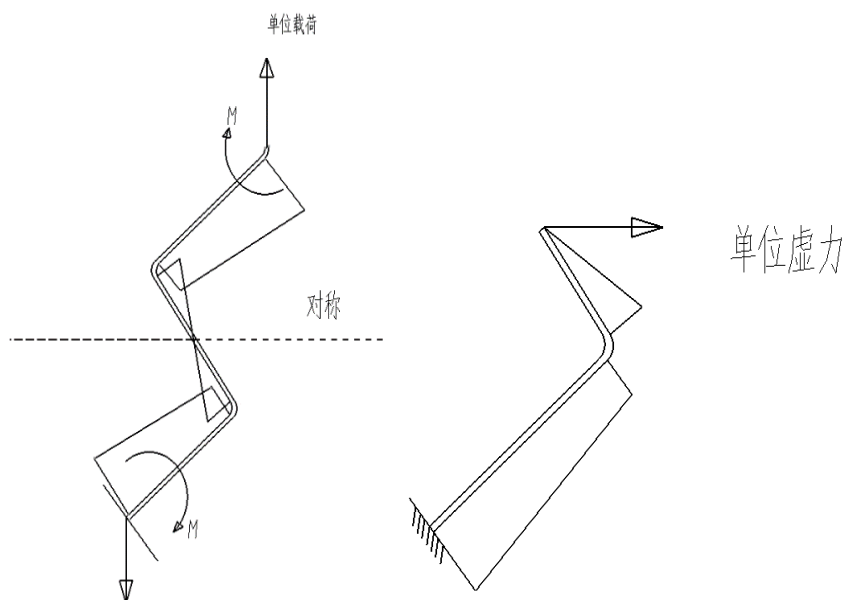


图 3.10 单位载荷总用在主方向上的弯矩图

在 2 方向作用单位载荷下 2 方向的位移是 V_{22} ，2 方向作用单位载荷下 1 方向的位移为 U_{21} ，根据摩尔积分法可以得到：

$$\begin{cases} V_{22} = \frac{2l^3}{E_s J} \left(\frac{7}{24} \cos^2 \beta + \sin \beta \cos \alpha + \frac{1}{3} \cos^2 \alpha \right) \\ U_{21} = -\frac{2l^3}{E_s J} \left(\frac{7}{48} \sin(2\beta) + \frac{1}{4} \cos(\alpha - \beta) + \frac{1}{6} \sin(2\alpha) \right) \end{cases} \quad (3.7)$$

因为 2 方向位移为 0，所以由变形协调方程得：

$$XV_{22} + v = 0 \quad (3.8)$$

其中， u 的值引用式 (2.2) 中无约束时的 1 方向位移，此时所求得的 X 值是建立在 1 方向力为 F 的基础上的数值，所以在固定的蜂窝角 α 、 β 下，两个主方向上的力的绝对值是呈正相关的。此时 1 方向上的应变是：

$$\varepsilon_{u1} = \frac{u - XU_{21}}{l(1 + 2\sin\alpha + \cos\beta)} \quad (3.9)$$

得到 X 的数值后，在认定 1 方向力大小为 F （与无约束相同）的情况下将 X 乘以 2 方法单位载荷引起的力矩，再加上 F 引起的力矩，就可以得到零泊松比约束拉伸蜂窝体元的弯矩分布。如图 3.11 所示，即为 $\alpha=40^\circ$ ， $\beta=36^\circ$ 时无约束和零泊松比约束下弯矩分布对比。注意到随着蜂窝参数 α 、 β 的变化，力矩图会发生变化。

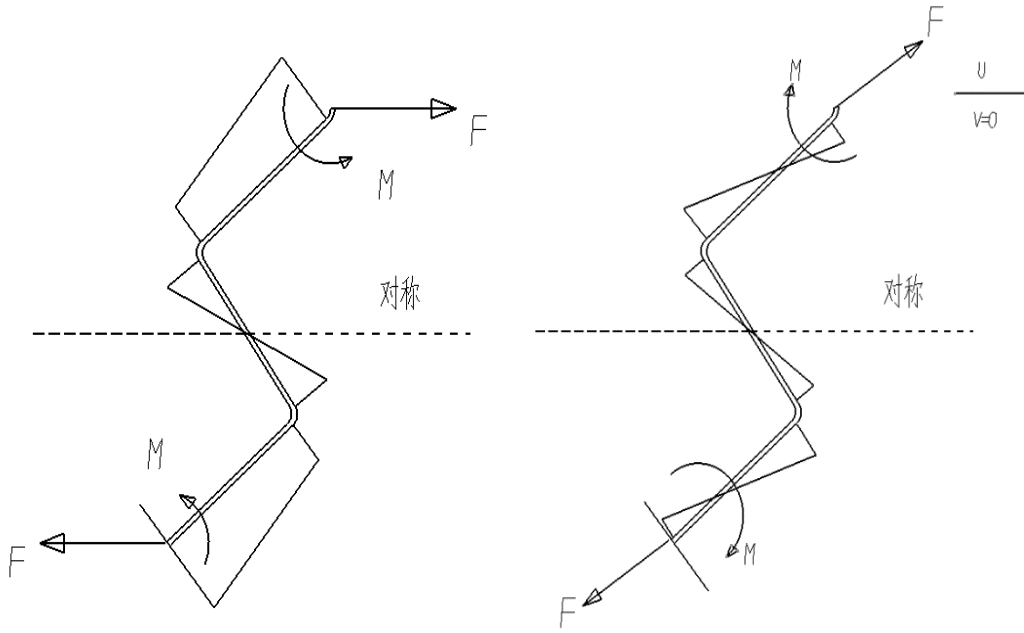


图 3.11 零泊松比限制下与无约束下弯矩图

根据不同的力矩图，随着 α 、 β 的变化，最大弯矩可由以下两个值 M_{c1} 和 M_{c2} 其中绝对值的最大值所确定，进一步可由求出最大正应变：

$$\begin{cases} M_{c1} = \frac{1}{2}(F \cos\beta - X \sin\beta) \\ M_{c2} = \left(\left(\frac{1}{2} \cos\beta + \sin\alpha \right) F - \left(\frac{1}{2} \sin\beta + \cos\alpha \right) X \right) l \\ M_c = \max(M_{c1}, M_{c2}) \end{cases} \quad (3.10)$$

$$\varepsilon_{\max c} = \frac{M_c t}{2E_s J}$$

(3.11)

于是加入筋条即有横向约束情况下的应变放大系数同理可以求出，图 3.12 展示了随着蜂窝参数 α 、 β 的变化应变放大系数 K_0 的变化曲线。

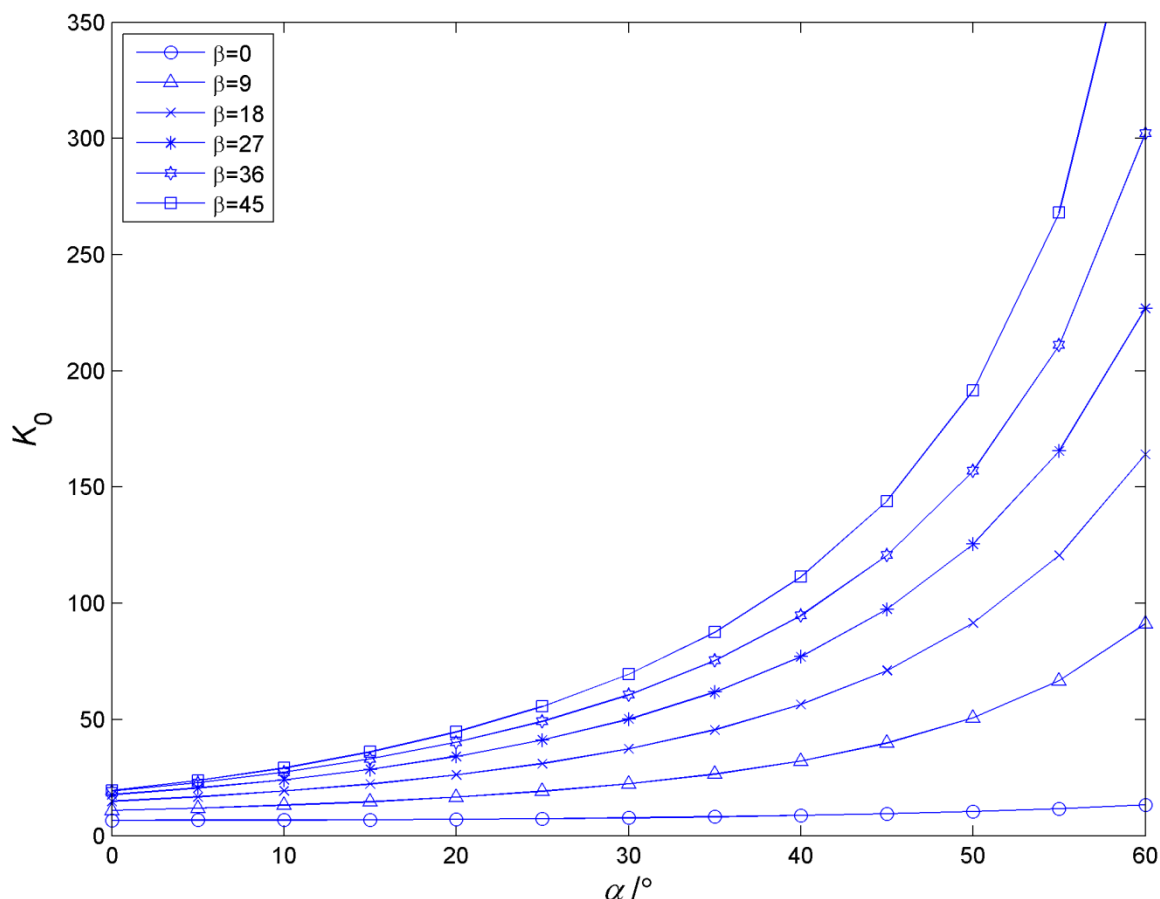


图 3.12 有零泊松比约束的应变放大系数与 α 、 β 关系

对比图 3.12 和图 3.8 以及仿真数据可以观察到，蜂窝角比较小的时候，蜂窝泊松比较大，如果蜂窝在无约束和零泊松比约束的情况下达到同样的设计应变，有约束的情况下最大正应变较大。所以 K_0 比较小。蜂窝单元随着蜂窝角变大和泊松比下降，逐渐呈现零泊松比的特点，约束对变形几乎没有影响，此时 K_0 与 K 数值相当。另外根据设计要求，蜂窝结构必须满足最低应变量，这也是后面校核结构参数的一个方面。

零泊松比约束（肋约束）除了对放大系数有影响之外，对变形方向的弹性模量也有影响。根据定义可知：

$$E_{1c} = \frac{\sigma_u}{\varepsilon_{u1}}$$

(3.12)

式中，分子项为 1 方向的应力，因为理论推导的假设是蜂窝单元受到 1 方向的力为 F ，即和无约束情况下的该方向受力相同，所以应力也相同 $\sigma_u = \sigma$ 。图 3.13 对比了有约束和无约束下等效弹性模量，其中虚线为有约束情况，实线为无约束情况。

可以看出参数 α 、 β 较小时，由于泊松效应，等效弹性模量明显增大，随着 α 、 β 增大，有无约束情况下等效弹性模量之差减小。表 3.1 展示了不同参数蜂窝结构的力学性能，所有数据均为 MATLAB 计算结构，预设 1 方向在无约束状态应变为 0.198，在零泊松比约束状态应变为 0.167。 e_1 和 E_1 分别为有无约束状态下 1 方向等效弹性模量。可以看出 l/t 的增大可以降低等效弹性模量，提高变形能力，由于蒙皮不与蜂窝直接接触，设定载荷下内部应力水平还有余度，所以适当增大蜂窝单元是有利的。

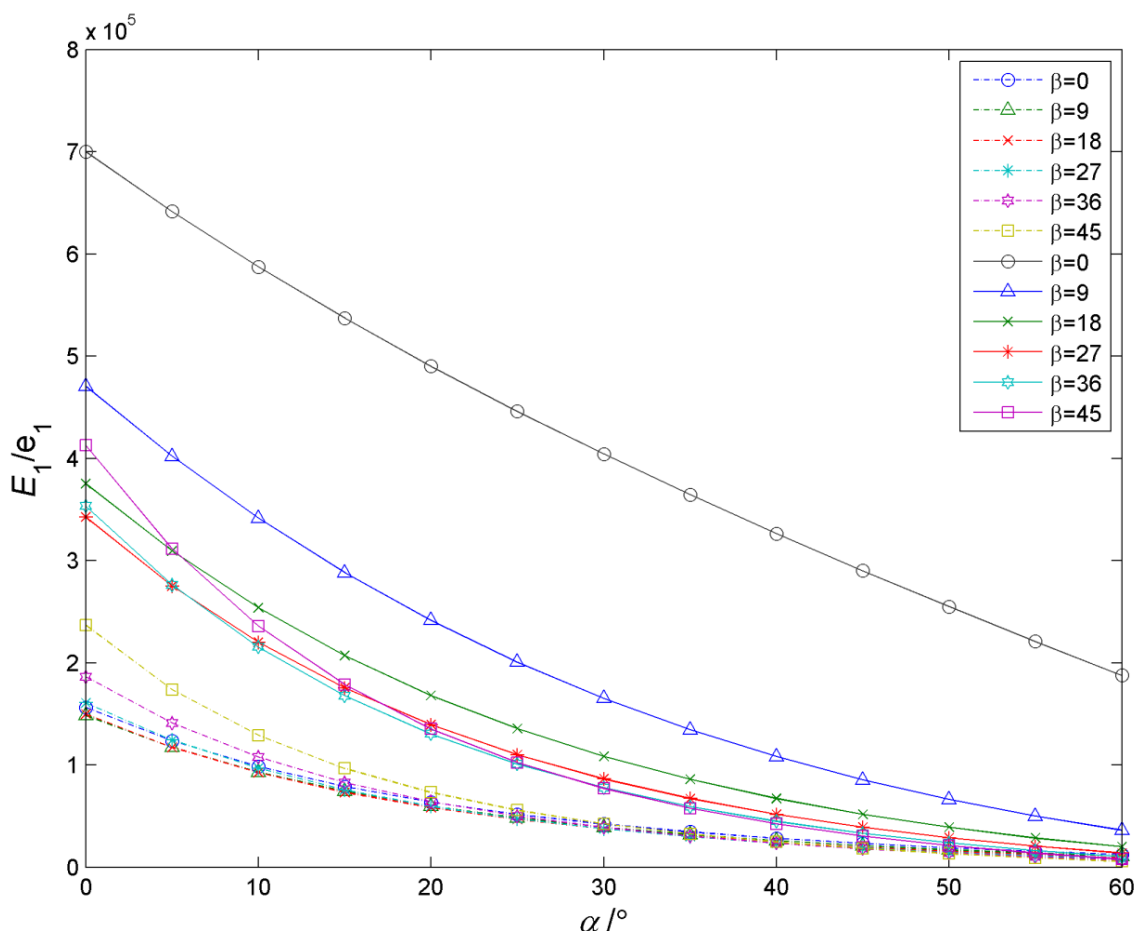


图 3.13 主变形方向等效弹性模量在有无约束下与 α 、 β 关系

部分与蜂窝特性计算相关程序：

% 蜂窝特性计算

```
e1=ES*(1/LDT)^3*q3./(q1.*q2);           % 蜂窝变形方向弹性模量
tao=e1.*rd;                               % 1 方向应力，带入试验变形率
F=tao*H*l.*(1+2.*sin(a)+cos(b));          % 单元体内力
U=2*l^3*(7*(cos(b)).^2/24+cos(b).*sin(a)/2+sin(a).^2/3).*F./(ES*J);    % X 方向位移
V=2*l^3*(-7*sin(2*b)/48+cos(a+b)/4+sin(2*a)/6).*F./(ES*J);            % Y 方向位移
eu=U./(q3*l);                             % 1 方向应变
ev=-V./(l*(1+2.*sin(a)+cos(b)));           % 2 方向应变
v12=-ev./eu;                              % 泊松比
emax=l*t*(sin(a)+0.5*cos(b)).*F./(2*ES*J); % 材料最大应变
k=eu./emax;                               % 蜂窝放大系数
```

% 零泊松比限制下体元法计算（摩尔积分）

```
V22=2*l^3*(7*sin(b).^2/24+sin(b)*cos(a)/2+cos(a).^2/3)/(ES*J);
```

% 2 方向单位载荷下 2 方向位移

```
U21=2*l^3*(-1)*(7*sin(2*b)/48+cos(a-b)/4+sin(2*a)/6)/(ES*J);
```

% 2 方向单位载荷下 1 方向位移

```
Xf=V/V22;
```

% 2 方向力大小（单位载荷倍数）

```
delta=U+U21.*Xf;
```

```
Euc=delta./(l*q3);
```

% 零泊松比限制下 1 方向应变

```
Mc1=((cos(b)/2+sin(a)).*F-(sin(b)/2+cos(a)).*Xf)*l;
```

% 零泊松比限制下最大弯矩

```
Mc2=F*l.*cos(b)/2-Xf*l.*sin(b)/2;
```

```
Mc=max(abs(Mc1),abs(Mc2));
```


综上所述，在满足蜂窝不干涉条件，变形要求，材料不发生塑性变形的条件下（以上提到的各个条件将在后面的章节中得到校核），适当调整蜂窝单元参数，扩大蜂窝单元尺寸，可以有效降低泊松比，增大结构变形能力，改善结构等效模量，提升蜂窝在变弦长桨叶中的应用时的性能。

表 3.1 不同蜂窝参数与力学性能对比

l/t	$\alpha/(^{\circ})$	$\beta/(^{\circ})$	ν_{12}	e_1/MPa	E_1/MPa	K	K_0
20	10	0	0.65	0.78	2.9	23	8
40	10	0	0.86	0.16	0.44	47	17
80	10	0	0.65	0.12	0.04	93	33
40	10	10	0.49	0.093	0.20	51	35
40	30	0	0.33	0.042	0.25	58	19
40	40	36	0.04	0.024	0.028	96	95
40	53	23	0.03	0.013	0.017	133	129

3.3.2 蜂窝参数选用与三维建模

依据上一节的讨论，结合课题目标，本节对蜂窝参数进行了确定。参数主要是依靠框架参数与蜂窝性能参数关系定出来的，后期校核时还可以依据具体问题进行优化。

首先，由于轻质要求，蜂窝芯材选用 LD30 铝合金，根据大变形能力要求和零泊松比性能要求，选定较大的蜂窝角；其次当 l/t 过小时会显著增大弹性模量并导致驱动力上升，过大时结构承载能力下降，所以该值取中间值。最后根据上一节最后的分析，适当增大单元尺寸是有利的，所以 l 与 t 的取值较其他蜂窝更大。

接下来根据框架结构确定蜂窝的具体尺寸：展向上给导轨预留出空间后，根据蜂窝单元大小确定蜂窝横向数量；弦向上，依据蜂窝零应力状态下所占弦向长度确定纵向蜂窝数目，并最后根据以上的信息确定混合结构中铝制筋条的布置。具体参数如下表：

表 3.2 LD30 铝合金参数^[16]与十字形蜂窝混合结构参数

l/t	$\alpha/(^{\circ})$	$\beta/(^{\circ})$	L/mm	t/mm	N_l	N_c	N
40	40	36	7.6	0.19	17	8	2
L/mm	W/mm	M/kg	$\rho/(\text{kg}/\text{m}^3)$	$\sigma_{0.2}/\text{MPa}$			
798	121.6	0.0318	2700	267			

其中， N_l 是展向蜂窝单元数， N_c 为弦向单元数， N 为相邻筋条之间蜂窝单元的数目， N 只有大小达到 20 以上才会对结构的弹性模量和放大系数产生明显影响^[10]，而对本模型的影响微乎其微。下一节的仿真可以表现出这一部分的影响。

依据数据在 CATIA 中建立三维立体模型，如图 3.14 所示。最后依据第二章所建立的框架模型与该蜂窝进行装配结合，形成初步的三维模型，如图 3.15 所示。

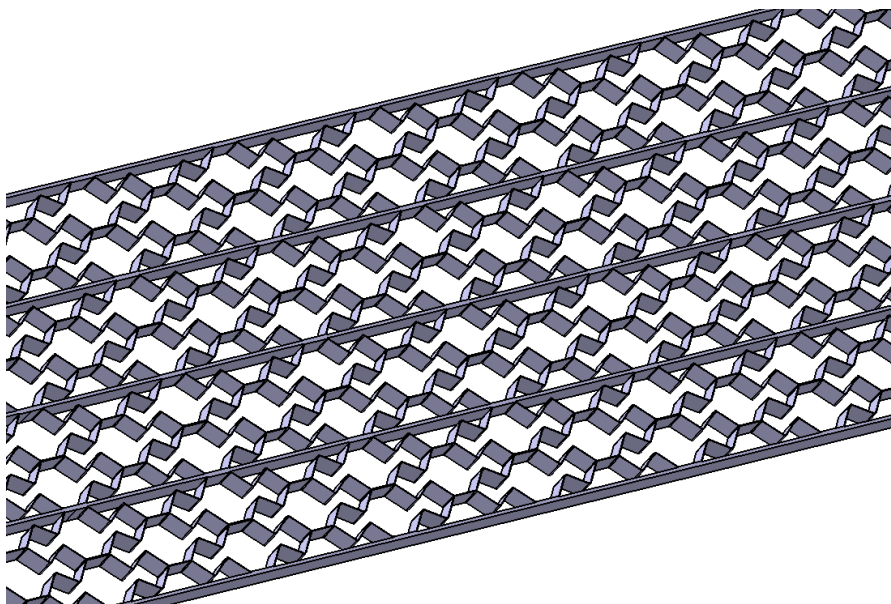


图 3.14 十字形蜂窝混合结构建模

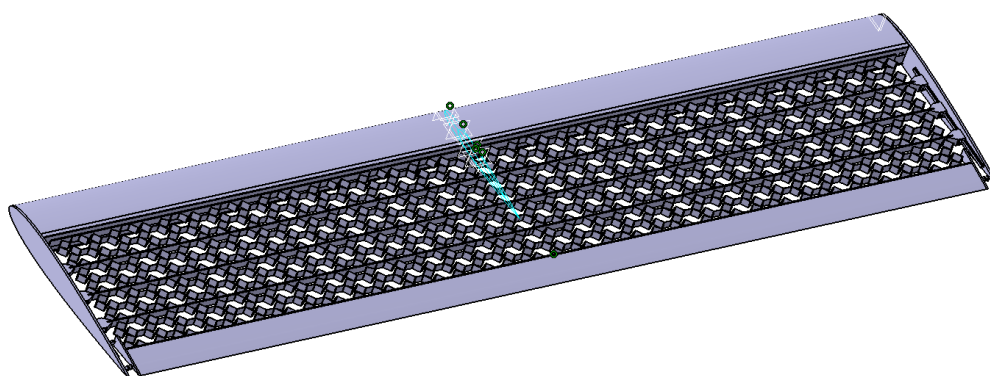


图 3.15 框架与蜂窝组合

3.3.3 仿真模拟与校核

利用 ANSYS 对蜂窝的 CATIA 模型进行静力学仿真。因为展向过长，不利于划分网格获取精确解，因为蜂窝两端均承受均布面内载荷，取展向上包含三个蜂窝单元的一段进行分析。首先测试模型的主方向的单向变形性能。

给蜂窝混合构型的一端加入固支约束，另一端加入 1 方向均布载荷，使得其总外力等效

于全尺寸构型上作用 100N 的外力。其位移分布如图 3.16 所示。实际中蜂窝双向变形，单向变形需求只需要达到 17.1mm 即可，可以看出蜂窝变形能力达到要求。

铝合金 LD30 屈服极限为 267MPa，根据应力分布图 3.17 可知，模型所受最大应力为 201MPa，该模型应力完全符合课题要求。

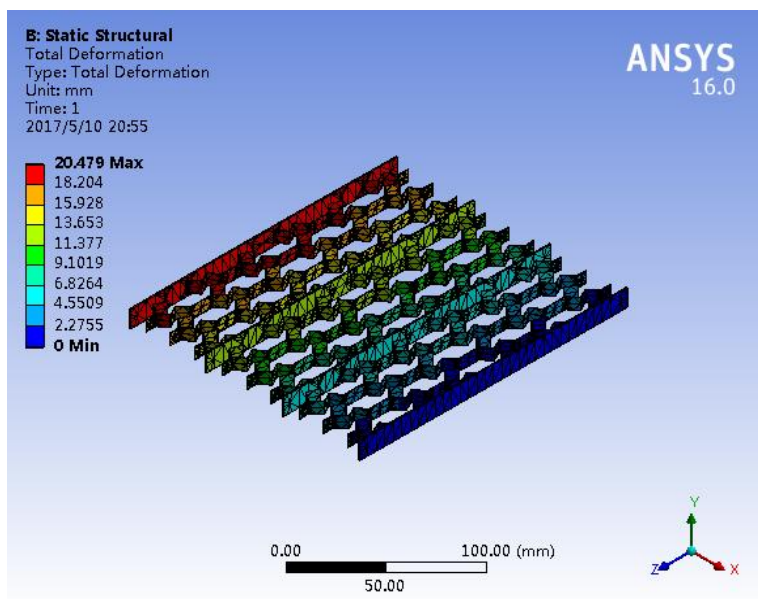


图 3.16 蜂窝混合构型拉伸位移分布

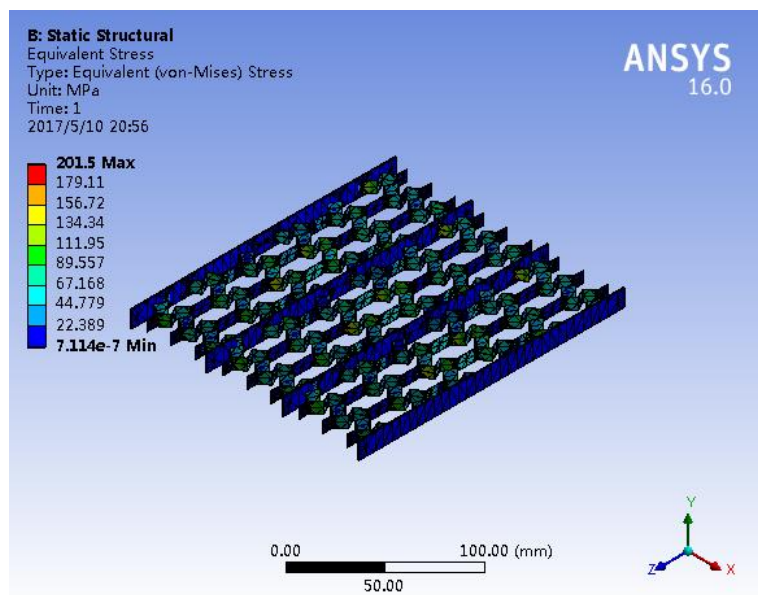


图 3.17 蜂窝混合构型拉伸应力分布

在测试拉伸性能的基础上，施加垂向（图中所示 Y 方向）的均布载荷于施加 1 方向均布载荷的一端，另外给有筋条的构型中的每根筋条两端施加无摩擦接触约束，限制其在图中 Z

方向上的位移，为凸显有无筋条构型的对比，垂向载荷施加量级比较大。

图 3.18 和 3.20 展示了无约束蜂窝基于以上约束载荷状态下沿 X、Y 轴的位移分布，其 1 方向位移最多达到 23.9mm，而 Y 方向位移最多达到 11.2mm。图 3.19 和 3.21 展示了有零泊松比约束下蜂窝的位移分布，1 方向位移最多达到 20mm，Y 方向位移最多达到 9mm。对比下可以看出，增加筋条后抗弯强度和 1 方向的弹性模量明显增大，应变放大系数减小，符合理论分析。

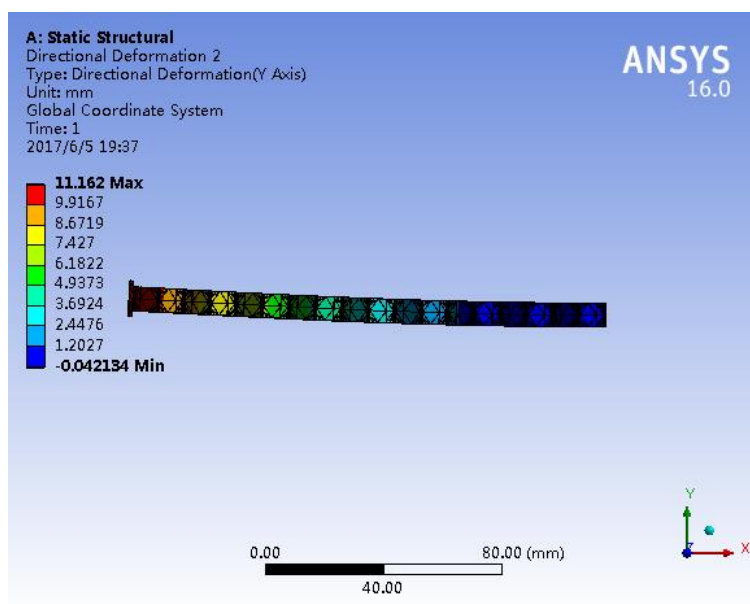


图 3.18 无筋条构型受弯 Y 轴方向位移分布

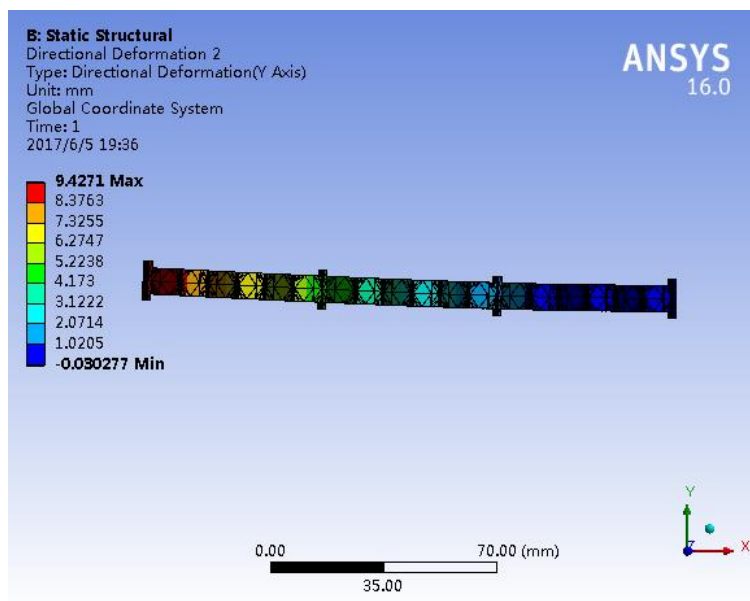


图 3.19 有筋条构型受弯 Y 轴方向位移分布

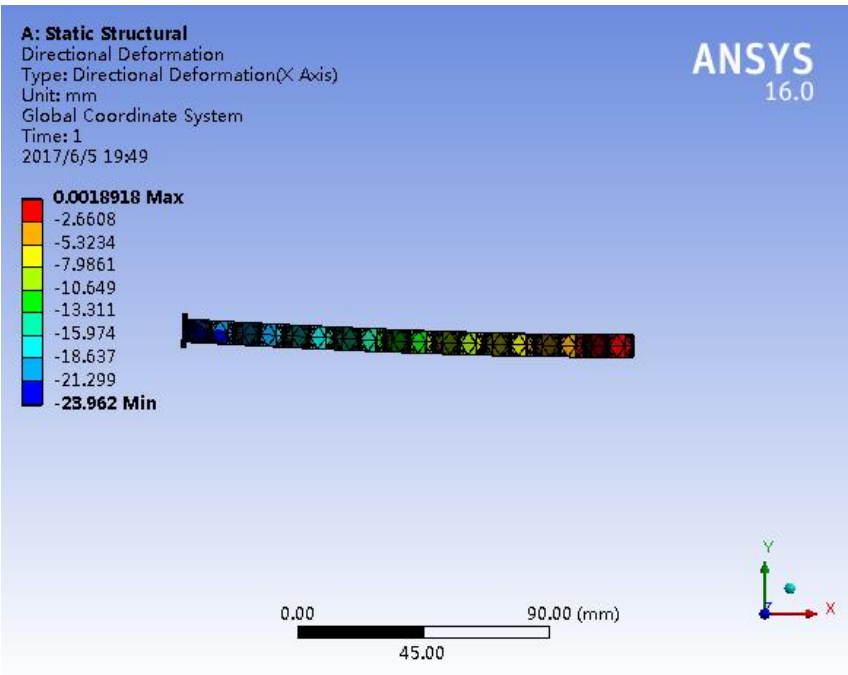


图 3.20 无筋条构型受弯 X 轴方向位移

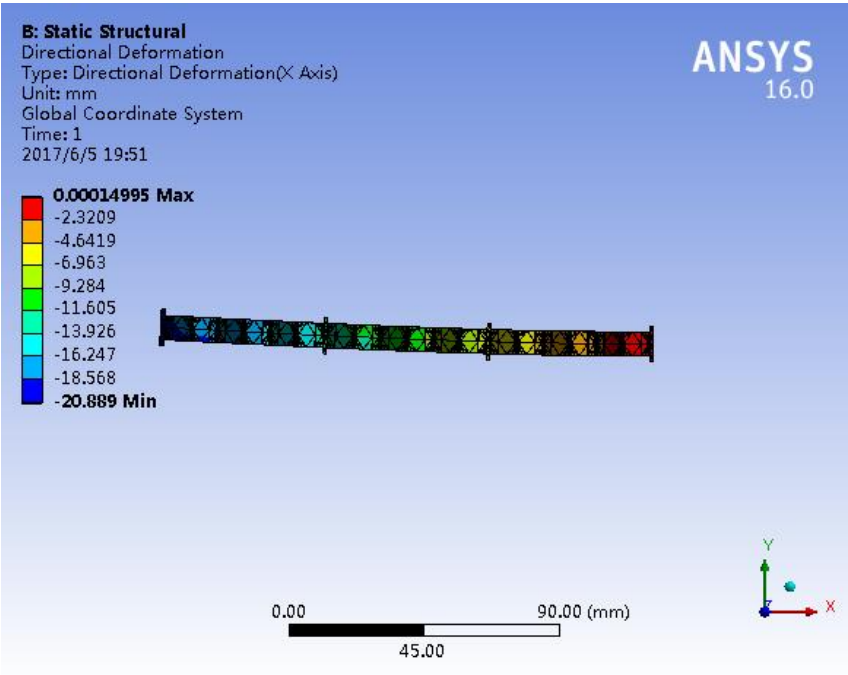


图 3.21 有筋条构型受弯 X 轴方向位移

图 3.22 和 3.23 给出了两种构型之间总位移量的差别，可以看到与 X 轴与 Y 轴位移之差虽然不大，两个方向位移差别的累积加大了总位移变形量差别，说明在不同方向载荷下，加入筋条对于减小蜂窝最大位移量效果尤其显著。

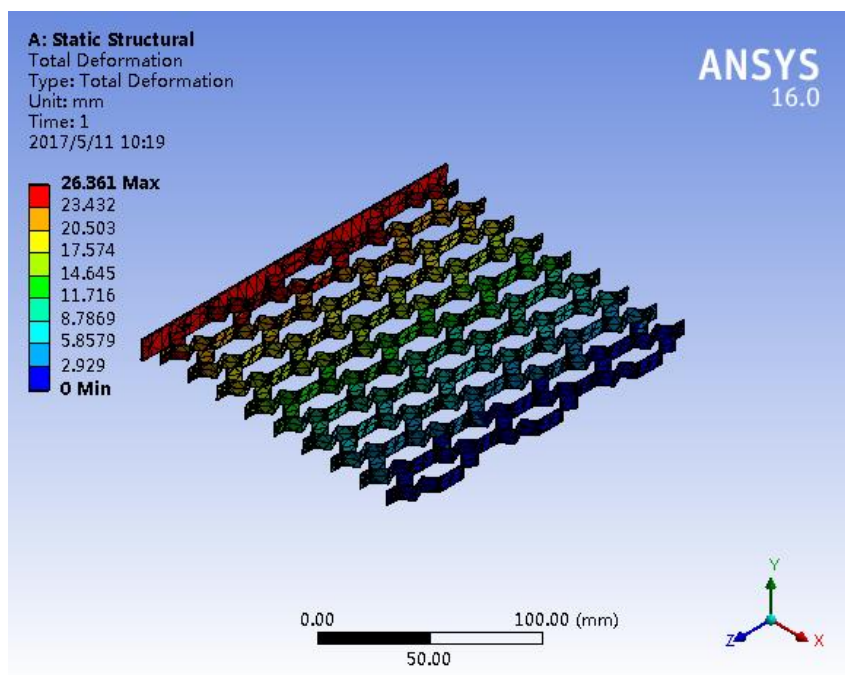


图 3.22 无筋条构型受弯总位移分布

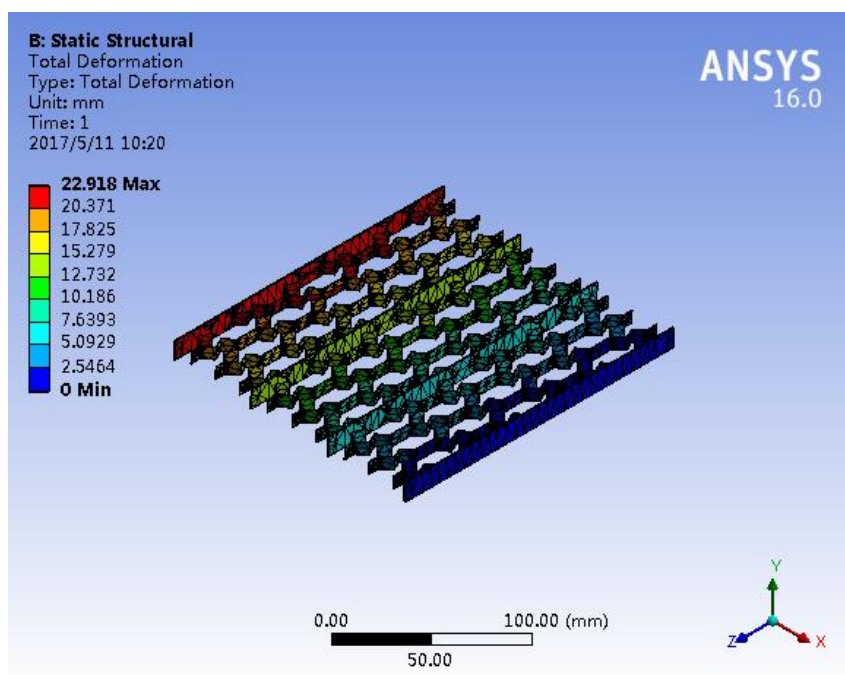


图 3.23 有筋条构型受弯总位移分布

最后图 3.24 和图 3.25 给出了有无筋条情况下蜂窝的应力分布水平，可以看出加筋条构型的蜂窝应力水平更高，但与材料屈服强度还有一段距离，表明该构型对材料强度的利用率高。

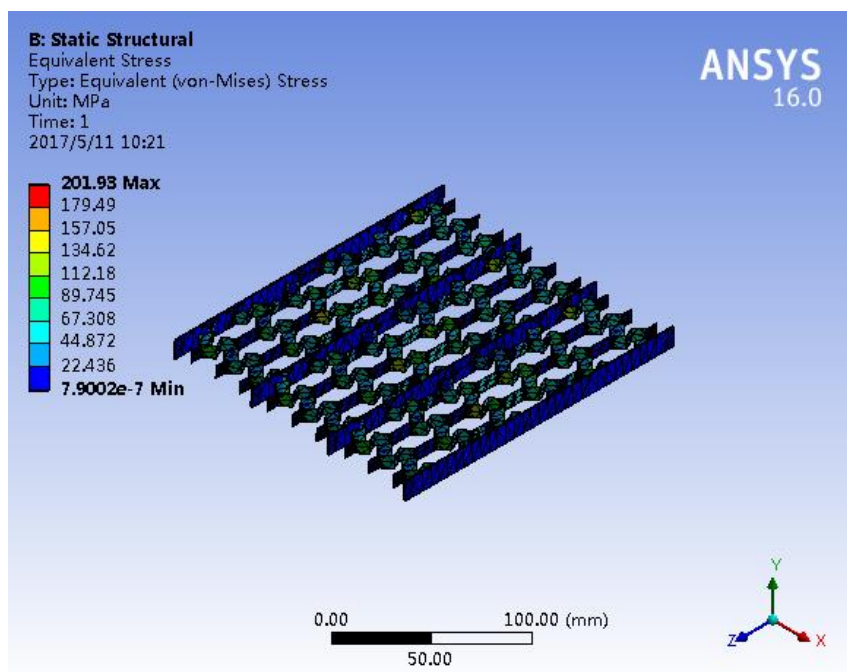


图 3.24 筋条构型受弯应力分布

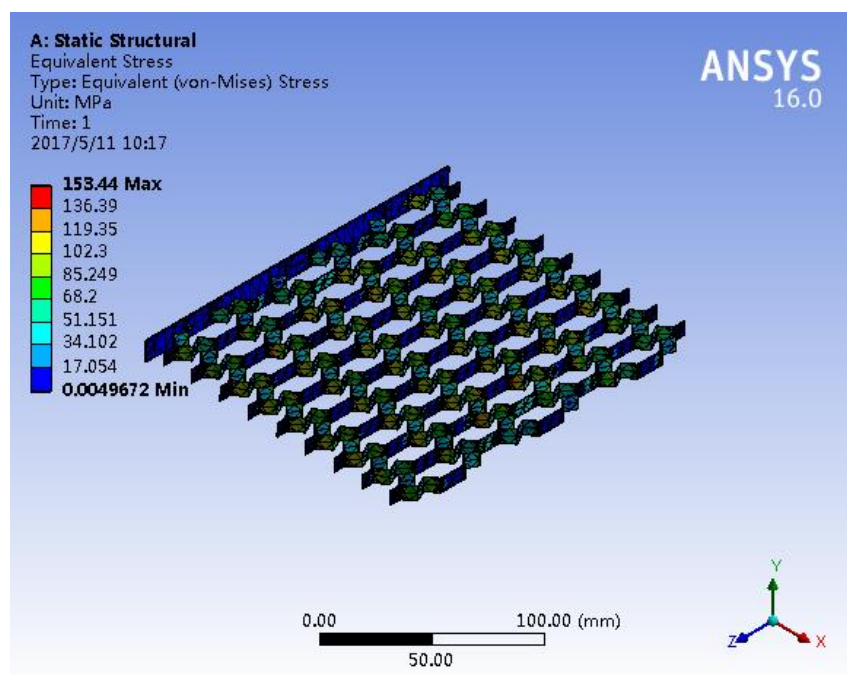


图 3.25 无筋条构型受弯应力分布

3.3.4 本章小结

总的来说，该十字形蜂窝混合构型设计符合强度要求，整体质量相比桁架结构更轻，并且变形能力远超出设计需求，结构驱动力需求小，优势明显。

第四章 SMA 智能驱动机构设计

4.1 SMA 驱动器设计及参数确定

4.1.1 形状记忆合金介绍

形状记忆合金（SMA）在加热升温后，能够消除在较低温度下产生的塑性变形，恢复原始形状。曾被用于制造人造卫星上可折叠的天线、人造骨骼以及心脏修补器等精密器械，是一种在航空航天，临床医学等领域应用尤为广泛的智能材料。本课题希望应用 SMA 功重比较低的特点将其作为变弦长结构的驱动装置。

形状记忆合金有两大特性。首先其具有形状记忆效应（Shape Memory Effect, SME），用 SMA 制成的构件即使发生了非常大的塑性变形，只要有合适的温度条件，都能够恢复其初始形状。这一特性被广泛应用于各种温度控制系统，包括放烫伤淋浴喷头、消防报警器、电器设备保险装置以及其他各种领域。

其另一个重要特性是超弹性（Superelasticity），即在一定条件下，SMA 受外力时的变形恢复能力比一般金属大得多。这一性质多被应用在医疗器械中，如用 SMA 制成的人造关节，矫正器，眼镜架等比普通材料更不易因变形而发生破坏。

形状记忆效应包括三种。首先是单程记忆效应（One-Way），这种 SMA 在升温时恢复低温未变形状态，其记忆过程只发生在升温的过程中；双程记忆合金（Two-Way）则不同，不仅在升温过程中会有记忆特性，降温时，合金也会自发地恢复到低温记忆形状。并且如果温度反复升降，记忆过程也反复出现；当高温和低温时的记忆形状经过特殊训练后呈现出取向相反时，即为全程记忆效应（All-round）。

已经发现的 SMA 有 20 多种，其中镍钛记忆合金已经成为了研究领域最关注的形状记忆合金^[17][16]。产生 SME 本质上的原因是马氏体相变，以 TiNi 合金为例，冷却时其奥氏体相 A 变化到马氏体相 M，升温时，马氏体相又变为奥氏体相，这个过程是可逆的。本文即采用 NiTi 合金制成的 SMA 驱动。

热力学认为 TiNi 合金马氏体相变过程中存在马氏体和奥氏体之间的临界温度 M_s ，只有低于临界温度才会发生马氏体相变，还需要克服相变阻力^[18]，即温度低于 M_s 奥氏体开始转变为马氏体，直到某个终止温度 M_f ，马氏体转变完成；同理，相变的逆过程中存在一个相变起

始的临界温度 A_s ，只有高于这个温度，奥氏体才开始形成，直到 A_f 温度完成。

4.1.2 SMA 本构关系

关于 SMA 的本构关系的建立有两个主要的模型，分别是 Tanaka 模型和 Liang-Rogers 模型，后者意图对前者的指数模型进行修正，并得到了一种新的余弦模型，但 Yu^[13]指出前者比后者更加接近试验数据。Magee^[14]提出的一维相变动力学方程：

$$d\xi = -V(1-\xi)Q \frac{d\Delta G}{dT} dT \quad (4.1)$$

其中， V 、 Q 以及 $\frac{d\Delta G}{dT}$ 对于固定的材料来说是恒定的，积分上式可得马氏体分数：

$$\xi = 1 - \exp[a_M(M_s - T)] \quad M_f < T < M_s \quad (4.2)$$

应力与马氏体相变温度呈现线性关系^[19]：

$$M_s = M_{os} + \frac{1}{C^M} \sigma \quad (4.3)$$

$$M_f = M_{of} + \frac{1}{C^M} \sigma \quad (4.4)$$

$$A_s = A_{os} + \frac{1}{C^A} \sigma \quad (4.5)$$

$$A_f = A_{of} + \frac{1}{C^A} \sigma \quad (4.6)$$

其中， M_{os} 、 M_{of} 、 A_{os} 、 A_{of} 分别为无应力状态下的临界温度， C^M 和 C^A 是应力影响系数，将 (4.3)

~ (4.6) 式代入 (4.1) 式，重新积分可以得到：

降温过程中：

$$\xi = 1 - \exp\{a_M(M_{os} - T) + b_M \sigma\} \quad M_f < T < M_s \quad (4.7)$$

升温过程中：

$$\xi = \exp[a_A(A_{os} - T) + b_A\sigma] \quad A_s < T < A_f \quad (4.8)$$

假定马氏体含量超过 99% 时，其相变过程结束，在马氏体含量低于 1% 时，逆相变结束。则可以确定出 a_M 、 b_M 、 a_A 和 b_A ，即确定了马氏体含量和温度应变之间的关系^[20]。

$$a_M = \frac{\ln(0.01)}{M_s - M_f} \quad (4.9)$$

$$b_M = \frac{a_M}{C^M} \quad (4.10)$$

$$a_A = \frac{\ln(0.01)}{A_s - A_f} \quad (4.11)$$

$$b_A = \frac{a_A}{C^A} \quad (4.12)$$

SMA 总的应变受三个因素影响：弹性、热膨胀和形状记忆。SMA 主要是热弹性马氏体及奥氏体组成，所以可以把 SMA 作为两相混合的弹性复合材料。材料进行马氏体相变时，奥氏体为基体，马氏体为增强相；当材料发生逆相变时，两相作用刚好相反。根据均匀应变假定^[21]，应变集中张量为单位矩阵，即弹性模量为：

$$E = E^A + \xi(C^M - C^A) \quad (4.13)$$

根据同样的思路，假设 T_0 是初始温度，热膨胀系数和热膨胀应变为：

$$\alpha = \alpha^A + \xi(\alpha^M - \alpha^A) \quad (4.14)$$

$$\varepsilon^\alpha = \alpha(T - T_0) \quad (4.15)$$

给完全马氏体预应变后升温，产生马氏体逆相变，设 ε^{ML} 是残余应变张量，形状记忆效应作用下的应变可以表示为^[22]：

$$\varepsilon^M = \varepsilon^{ML} \xi \quad (4.16)$$

将以上三式相加即可得到总的形状记忆合金丝应变。

最后确定形状记忆合金温度与电流时间的关系。本设计希望通过通电使 SMA 产生热量从而达到需要的变形温度。SMA 通电时，材料本身吸收一部分能量，并通过热交换与外界环境交换能量。设 Φ 为电流在材料中产生的总能量则：

$$\phi = \phi_c + \phi_a + \phi_r \quad (4.17)$$

其中， ϕ_c 为材料自身吸收的能量， ϕ_r 为 SMA 辐射的能量， ϕ_a 为 SMA 与空气对流耗散的能量。对于 NiTi 合金， ϕ_r 在其相变温度下远小于 ϕ_a ，为了方便计算在此忽略不计^[23]。设 m 是 SMA 质量， h_c 是对流传热系数， A 为 SMA 材料表面积， T 为材料表面温度， t 为时间则有： $\phi = I^2 R dt$ ， $\phi_b = C m dT$ ， $\phi_a = h_c A (T - T_0) dt$ 带入（4.10）得到：

$$\frac{dT}{dt} = \frac{I^2 R + h_c A (T - T_0)}{C m} \quad (4.18)$$

同样的，在无电流的时候 $I=0$ ，此时温度与时间关系式只需要去掉关于电流的项即可。其他的耗散项相同，关系式如下：

$$\frac{dT}{dt} = \frac{h_c A (T - T_0)}{C m} \quad (4.19)$$

4.1.3 SMA 驱动器参数确定及仿真模拟

依据以上公式原理进行 MATLAB 程序仿真。材料的参数如表格 4.1 所示，设环境温度为 15 摄氏度。根据第三章的内容可知蜂窝所需的驱动力量级在 15N 到 30N 之间，考虑到设计中其他的因素，现取驱动力为 100N 进行计算。根据 SMA 丝的参数可以求得其横截面应力约为 56MPa，没有经过通电激励的 NiTi 合金的屈服极限为 270MPa，经过激励后可达 965MPa^[24]，

可见强度远远满足供应变弦长所需驱动力。

表 4.1 NiTi 合金参数^[19]以及 SMA 丝参数

直径/mm	长度/mm	$C(\frac{J}{kg \cdot K})$	$\rho_c/(\Omega \cdot g/m)$	R/Ω	$\rho/(kg/m^2)$	$h_c(\frac{W}{m^2 \cdot ^\circ C})$
1.5	600	610	65*10 ⁻⁸	0.22	6500	30
弹性模量 (MPa)	热膨胀系数 (K ⁻¹)	相变温度	相变常数 (MPa/K)	最大残余 应变		
M_{of} =282K						
E^A =67000	α^A = 0.000011	M_{os} =291.4K	C^M =8			
E^M =26300	α^M = 0.0000066	A_{os} =307.5K	C^A =13.8			
A_{of} =322K						

根据式 4.18 构建下所示的 simulink 仿真模型：

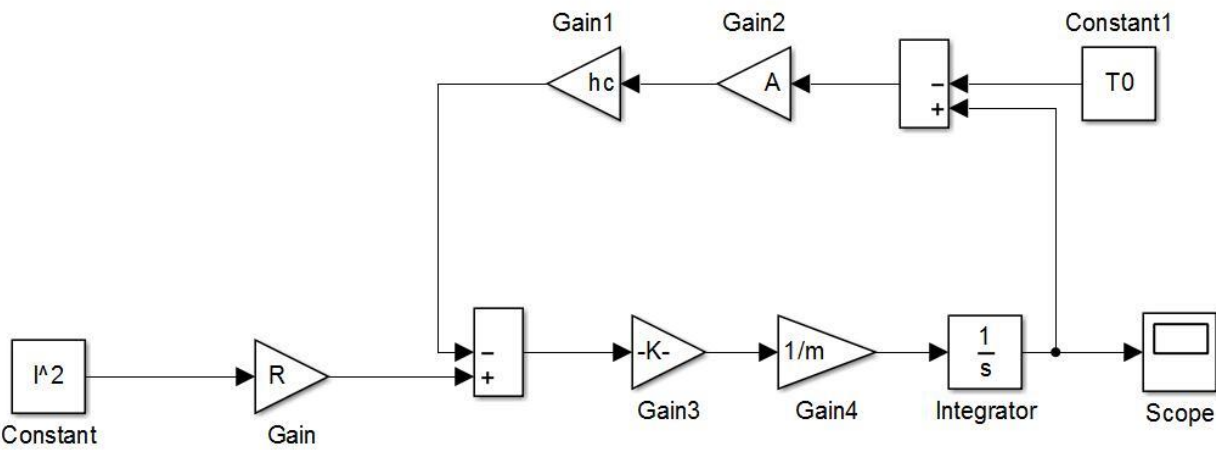


图 4.1 SMA 通电时温度时间 simulink 仿真模型

首先对通电情况下时间与温度关系进行仿真，利用以上模型，给 NiTi 合金材料分别通过 5、6 和 7A 电流时温度与时间的关系。仿真结果如图 4.2 所示。可以看出虽然有耗散项的存在，电流越大，相同时间内 SMA 丝温度上升得越高。与式 4.18 中的电流平方项对应。

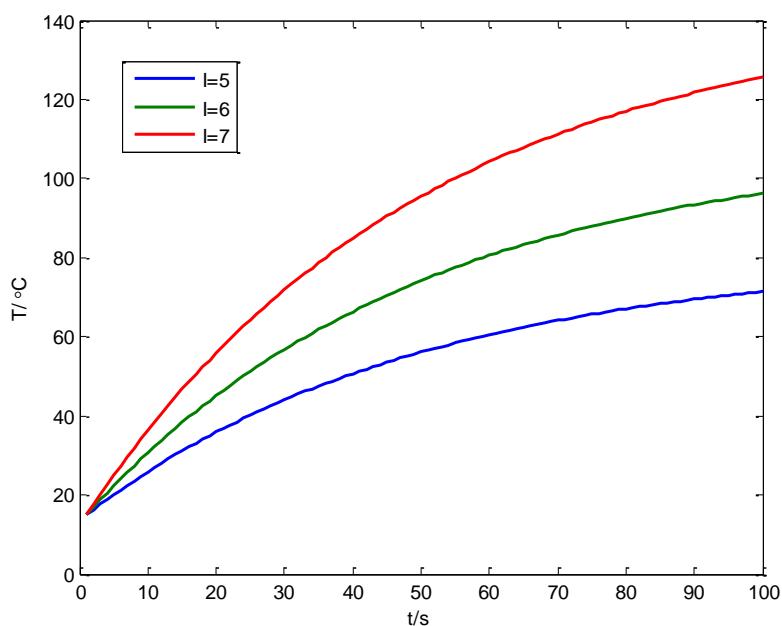


图 4.2 不同电流下合金温度与时间关系

根据 SMA 中马氏体含量的关系式，模拟不同应力情况下，马氏体含量随着温度而产生的变化，如图 4.3 所示。当外力作用下应力达到 56MPa 时，马氏体相变温度产生明显推迟，相变曲线并没有太大变化，与理论分析相一致。

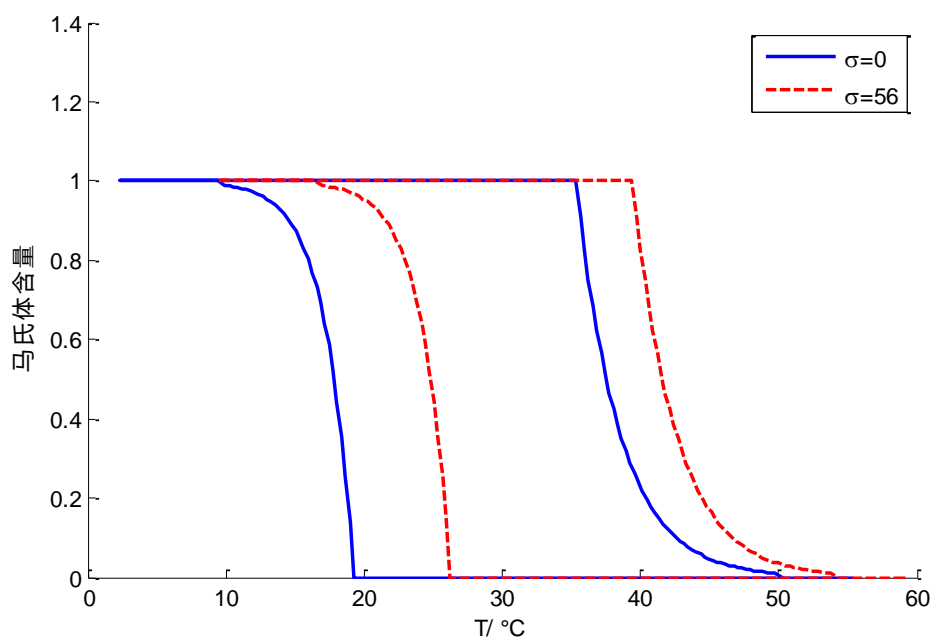


图 4.3 不同应力下合金温度与马氏体含量关系

再根据总应变的关系式，模拟不同应力下温度与应变关系，如图 4.4 所示。可以观察到外

力作用下不仅推迟了相变的发生，还使得总应变有所增大，从 6.7% 增大到 7%。所以在校核应力时，应考虑到这方面的变化。

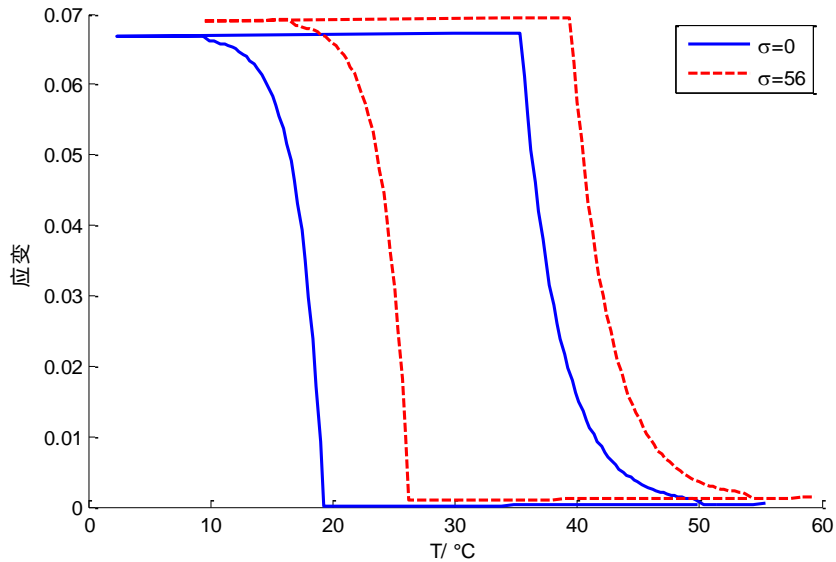


图 4.4 不同应力下合金温度与应变关系

为节约能源，在 56Mpa 时 A_f 约为 52° ，故设置加热最高温度为 55° ，用 6A 电流，加热到温度后，自然冷却，直到温度低于 30 度，再次加热至温度达 45° 。这样既能保证机构保持变弦长状态，又不用一直加热。本文据此设计进行了 MATLAB 模拟，在这种控制系统下温度与时间的关系如图 4.5 所示：

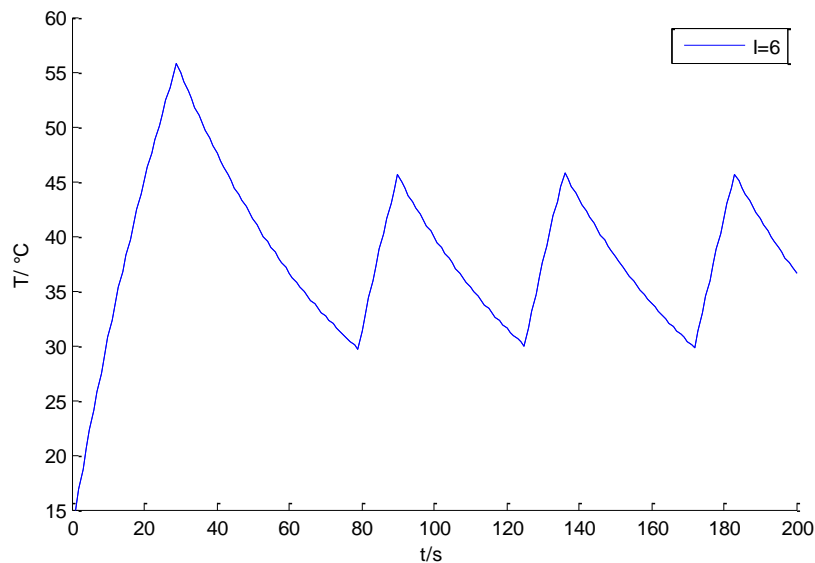


图 4.5 控制系统中时间与温度关系

观察发现在电流为 6A 时，要使 SMA 达到预定收缩只需要约 30 秒的时间，要使得 SMA 恢复需要时间更长。根据仿真数据分析可知 SMA 丝的长度改变并不影响其马氏体含量也不影响其应变，只和 SMA 丝的相变时间有关系：长度越长，电阻越大，表面积越大，导致温度随时间变化率增大，从而加快相变时间。此时形状记忆合金丝最大位移是 42mm，如果需要调节该长度可以通过调节记忆合金丝总长实现。

4.2 驱动器构型与驱动线系设计

驱动器布置在桨叶前端，包括 NiTi 形状记忆合金丝、导轨、滑块和限动块，相关电路以及固定装置。因为应变不随 SMA 丝的长度而变化，取长度为 1m 的合金丝，选取电流为 6A 即可达到变形要求。因为整个框架展向长度为 0.818m，并且弦向可用空间有限，增设定滑轮组使得合金丝能够在有限空间内得到合理布置。对称布置的 SMA 丝两端连接滑块从而实现驱动。如图 4.7 所示。

为使得蜂窝运动端受均匀拉压应力，两端的驱动线缆连接两端 SMA 驱动器滑块，通过驱动器左右两端的换向装置，穿过框架隔板两端的小孔，连接桨叶后缘和导轨连接的前部。桨叶后缘连接蜂窝移动端，并提供均匀的拉应力。线系全程处于拉伸状态，提供拉力。

蜂窝零应力状态下初始长度为弦长的 0.7 倍（0.7c），正常布置下，结构弦长比初始弦长加长了弦长的 0.1 倍（0.1c）。在这种情况下，有两种驱动形式可以选择。第一种是在桨叶变弦长时提供驱动力，桨叶原长时卸载；第二种相反，在弦线回复原长时提供驱动力。

根据 Khoshlahje 的研究^[5]，只有在接近飞行包线边界时，大弦长构型才能降低需用功率，缓解失速问题，如果在低总重，低高度情况下，大弦长构型消耗更多功率，对飞行不利。所以直升机飞行中需要变弦长的时间非常短，从能耗角度考虑，第一种驱动形式明显更加经济，本文采用第一种驱动形式。

图 4.6 展示了导轨滑块，滑块在导轨起到连接形状记忆合金丝以及传动线的作用，两侧的限动块可以起到控制桨叶伸缩量的作用。

除此之外，滑块作为形状记忆合金两端还起到通电的作用。SMA 本构关系描述中变形与温度之间的关系都是建立在通电的基础上。两端的滑块作为连接点，可以布置成外接电路设计的切入点。本文没有讨论外接电路的具体情况，只需要有恒定 6A 电流在驱动器作用时通过 SMA 丝即可。

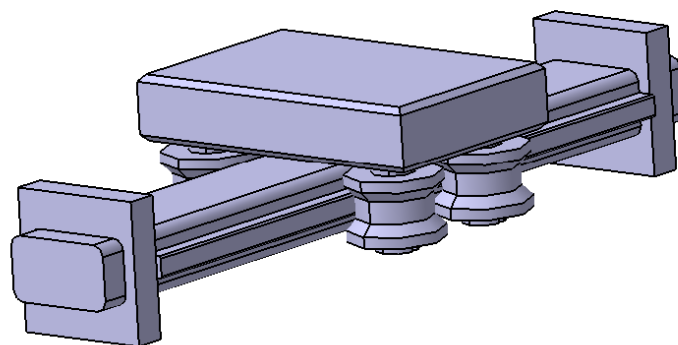


图 4.6 驱动器导轨与滑块

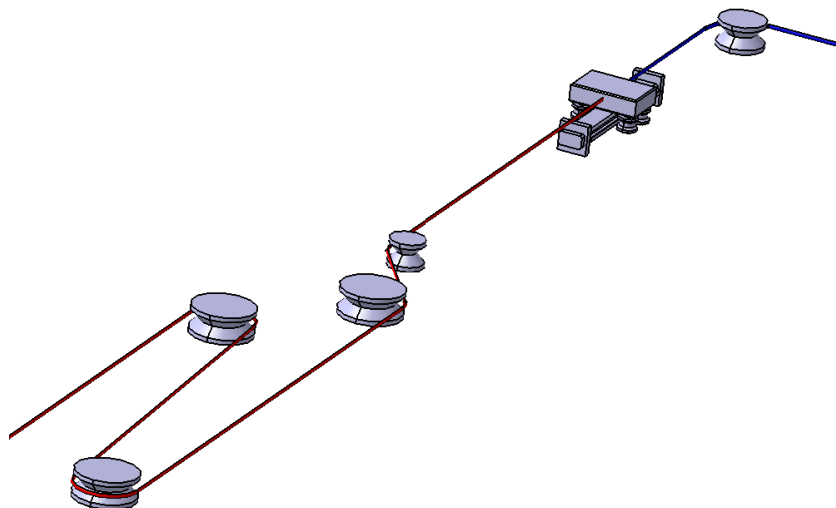


图 4.7 SMA 丝一侧定滑轮组布置以及传动线系

由于驱动线系只能提供拉力，为了使得整个机构能够在飞行中绝大部分时间处于原长，在需要时伸出，在尾部的传动上添加换向装置。使得 SMA 丝受热收缩时，驱动器一端提供拉力，带动桨叶后缘，实现变弦长；同时，驱动器一端设置限动端 1，防止驱动器将蜂窝拉坏。

为了平衡拉应力，添加预拉伸的弹簧装置连接桨叶后缘前端与隔板，给蜂窝移动端施加均匀压应力，并在没有驱动力的原长状态下给蜂窝一定约束力，防止机构弦长在没有启动驱动装置时产生变化；同时驱动器中也设置相应的限动端 2，防止弹簧将蜂窝压缩至小于初始弦长。

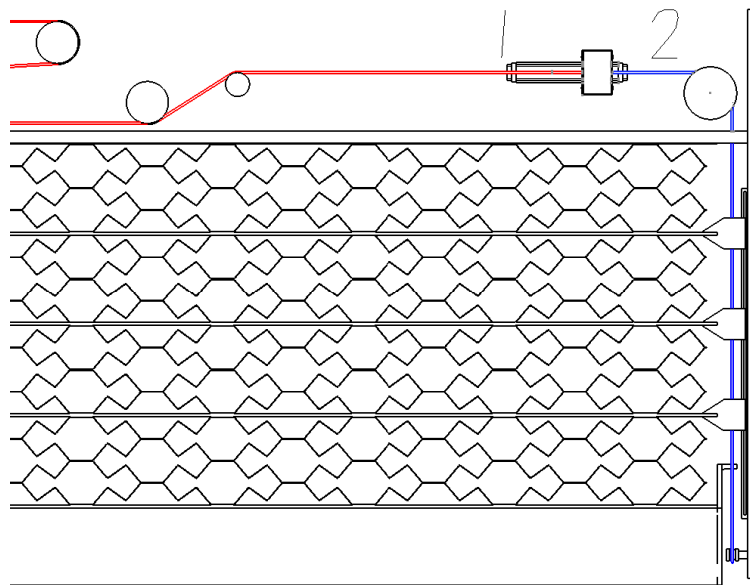


图 4.8 桨叶结构收缩状态下俯视图

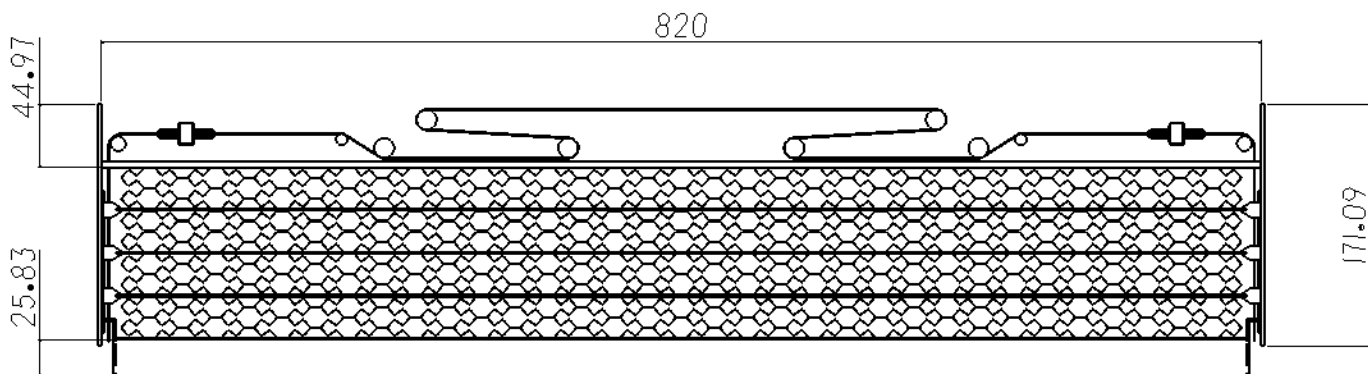


图 4.9 伸展状态下结构参数图

驱动器滑块在导轨上滑动受到限制，当整个系统处于拉伸状态，SMA 丝中只存在预应力时，两侧的滑块因为受到驱动线系的拉力滑到外端限位块 2，保证机构恢复弦线原长；当 SMA 升温收缩时，滑块受驱动力停止在靠中心的限位块 1，实现变弦长。图 4.8 给出了线系平面图，其中红色部分为 SMA 丝，蓝色的是驱动线系，可以看到当滑块接近于限位端 2 时，蜂窝受蓝色线系下方的弹簧拉力作用而收缩。

图 4.9 给出了变弦长结构的主要结构参数，基本符合第二章中对结构布置的预期。

根据以上的设计思路建立驱动系统的三维模型，下图给出了将所有部件拼装起来后的总图以及边界限制，桨叶后缘部分与驱动线系连接等细节图。

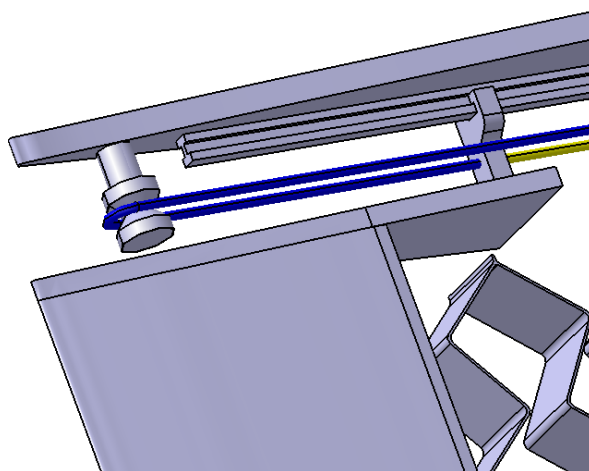


图 4.10 尾部换向

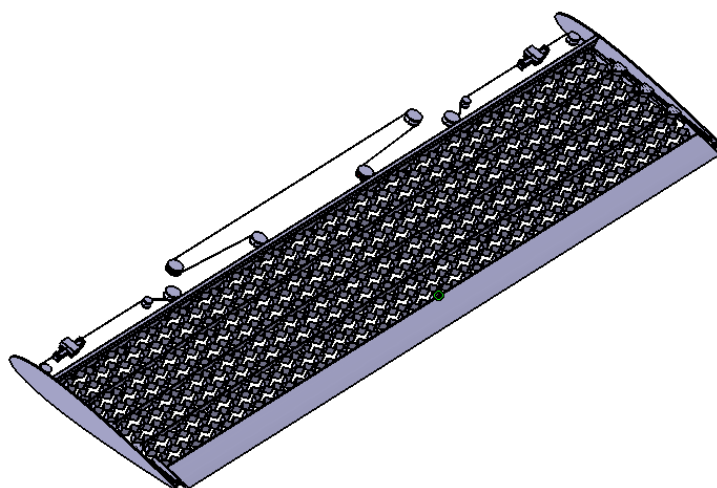


图 4.11 装配后总结构图

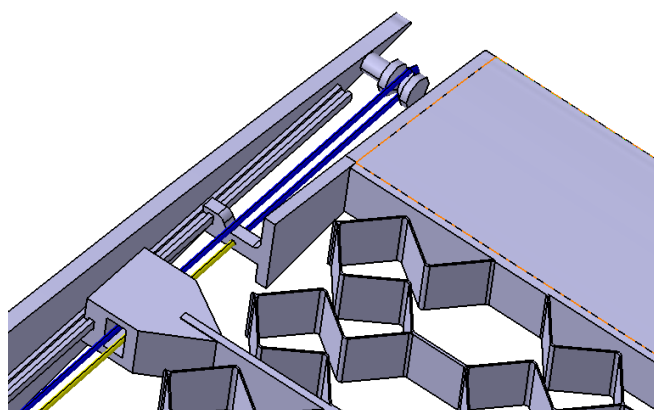


图 4.12 边界限制细节

4.3 本章小结

第四章结合 MATLAB 程序分析了 SMA 的本构关系，并提出了在给定 SMA 参数下材料几个基本量之间的关系，依据这种关系，模拟了一种节能的驱动器控制系统。最后建立驱动器三维模型，验证其达到变弦长 20% 的要求，满足结构强度。至此，整个变弦长智能驱动系统设计完成。

第五章 总结与展望

5.1 总结

直升机桨叶变弦长可用于提升直升机性能，很多研究对这种构型的设计做过尝试。比较经典的变弦长构型包括 Leon 和 Webster 提出的电机驱动变形桁架变弦长结构，还有 Khoshlajeh 关于后缘板（TEP）构型的研究，在这些研究的基础上，本文提出了一种桨叶变弦长的新构型，并从理论上验证了其可行性，通过智能材料的使用和优化设计，使得其在理论上达到桨叶弦长变化达到原长 20% 的要求。

首先，在选定构型参数的基础上，重点探讨了一种新型的十字形蜂窝混合结构作为弹性变形机构的可行性。根据公式推导和 MATLAB 实验仿真得出了一系列有关蜂窝泊松比、等效模量、应变放大系数等物理特性的结论，并根据这些结论进行了蜂窝的优化设计，选出了能够达到满足强度要求并达到课题目标的蜂窝构型。后根据参数在 CATIA 中进行了三维建模，还对该三维模型进行了 ANSYS 仿真，验证了理论推导，并校核了该结构的强度。

其次，对 SMA 驱动器进行设计。选定 NiTi 合金为材料制成的 SMA 丝，重点分析了 SMA 的一些特性，在分析的基础上编写 MATLAB 程序建立了关于 SMA 丝的电流，温度，马氏体含量，应变等物理量直接的关系，提出了一种理论上比较节能的控制方法并做了 MATLAB 仿真。后根据分析设计了一种能够适应结构框架和驱动力需求的 SMA 驱动器和驱动线系。最后，阐述了整个变弦长结构的安全性及可靠性。

可以说本文顾及到了变弦长机构设计的主要方面，但是依旧有一些不足。首先，蜂窝设计中肋高度实际上是可以变化的，这种可变高度的肋（或者筋条）可以帮助附着柔性蒙皮。本文没有对这个方向进行深入探讨。其次，附着柔性蒙皮后变弦长机构的尾部存在密封问题，对于密封问题本文没有深入探讨。

5.2 展望

时至今日，蜂窝材料已经在固定翼的后缘变弯度机翼结构中得到了应用，SMA 作为驱动器应用于航空航天器的技术也不断成熟。而变弦长机构设计还有待发展，蜂窝中肋高度的问

题和柔性蒙皮的密封问题^[6]，旋转机构中的强度问题还值得仔细研究。

相比于固定翼来说，直升机桨叶变弦长机构除了承受气动载荷，具有面外刚度等特性，还需要能够克服旋转带来的离心力等因素的影响。这些因素都对结构的设计，结构的强度刚度有了更高的要求。这些因素值得进一步研究。

虽然对于直升机桨叶变弦长的研究与讨论还停留在理论的阶段。随着科技技术的不断进步，相信变弦长的应用终有一天会在直升机上实现。

参考文献

- [1] 韩东. 变转速旋翼直升机性能及配平研究[J]. 航空学报, 2013, 34(6):1241-1248.
- [2] Martin P B, Mcalister K W, Chandrasekhara M S, et al. Dynamic Stall Measurements and Computations for a VR-12 Airfoil with a Variable Droop Leading Edge[J]. 2003.
- [3] Yeo H. Assessment of Active Controls for Rotor Performance Enhancement[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2008, 53(53):152-163.
- [4] Chandrasekhara M S, Martin P B, Tung C. Compressible Dynamic Stall Performance of a Variable Droop Leading Edge Airfoil with a Gurney Flap[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2013, volume 53(1):18-25(8).
- [5] Khoshlahjeh M, Gandhi F. Extendable Chord Rotors for Helicopter Envelope Expansion and Performance Improvement[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2014, 59(1):1-10(10).
- [6] Khoshlahjeh, M., Bae, E.-S, Gandhi, F. and Webster, S. 2010. "Helicopter Performance Improvement with Variable Chord Morphing Rotors," In: Processing of the 36th European Rotorcraft Forum, 7-9 September, Paris, France.
- [7] Barbarino S, Gandhi F, Webster S D. Design of Extendable Chord Sections for Morphing Helicopter Rotor Blades[J]. Delibros, 2011, 22(9): 35-39.
- [8] Moser P, Barbarino S, Gandhi F. Helicopter Rotor-Blade Chord Extension Morphing Using a Centrifugally Actuated Von Mises Truss[C]// ASME 2012 Conference on Smart Materials, Adaptive Structures and Intelligent Systems. 2014:357-366.
- [9] Olympio K R, Gandhi F. Flexible Skins for Morphing Aircraft Using Cellular Honeycomb Cores[J]. Journal of Intelligent Material Systems & Structures, 2010, 21(17):1719-1735.
- [10] 程文杰,周丽,张平,邱涛. 零泊松比十字形混合蜂窝设计分析及其在柔性蒙皮中的应用[J]. 航空学报,2015,(02):680-690.
- [11] Gibson L J, Ashby M F. Cellular solids : structure and properties[M]. Cambridge University Press, 1997.
- [12] 李杰锋,沈星,陈金金. 零泊松比胞状结构的单胞面内等效模量分析及其影响因素[J]. 航空学报,2015,(11):3616-3629.
- [13] 吴波, 孙科学, 李惠, 唐卫胜.形状记忆合金力学性能的试验研究, 地震工程与工程振动, Vo1.19, No.2, 1999, pp.104--111.
- [14] Magee, The Nucleation of Martensite, Phase Transformation, edited by American Society for Metals, London, Metals Park, 1970, pp.115.
- [15] 张音旋, 邱涛, 王健志. 一种柔性蒙皮设计技术及其在后缘变弯度机翼结构中的应用[J]. 航空科学技术, 2012(5):26-28.
- [16] 刘静安. 铝合金材料应用与开发. 冶金工业出版社, 2011.05
- [17] 朱玮国. 形状记忆合金及其复合材料的本构关系[D]. 大连理工大学, 2002.
- [18] 张义辽. SMA 直线驱动器结构原理及实验研究[D]. 中国科学技术大学, 2010.
- [19] 王心美. NiTi 合金的超弹性力学特性及其应用. 科学出版社, 2009.9.
- [20] 舟久保熙康. 形状记忆合金. 机械工业出版社, 1992.9
- [21] Boyd J. G., Lagoudas D.C., Thermomechanical Response of Shape Memory Composites, Journal of Intelligent Material Systems and Structures, Vo1.5-May 1994, pp.333~346.

- [22] 杨杰. 形状记忆合金及其应用. 中国科学技术大学出版社, 1993.5
- [23] 董二宝,许旻,李永新,杨杰. 形状记忆合金丝致动器新型电热方法及其建模与实验研究[J]. 中国机械工程,2010,(23):2857-2861.
- [24] 田素贵. 合金设计及其熔炼. 冶金工业出版社, 2017.01

致 谢

这次毕业设计可以圆满地完成，首先要感谢我的毕业设计导师韩东教授对我整个毕业设计的大力支持。韩老师为我的课题工作提供了丰富的硬件资源和整体思路，我遵循着老师的指导才一步一步完成了整个毕业设计。韩老师在指导过程中，事无巨细，善于启发。我在整个学习过程中，不仅有效地做完了课题，还掌握了很多必要的软技能；除此之外，韩老师对同学们其他的疑惑也提供了无私的帮助，尤其给我的升学问题做了很多启示性的解答。

其次我要感谢其他帮助过我的老师们，他们牺牲自己的时间关心我，为我关于毕业设计的问题答疑解惑，为我能够毕业并取得理想的发展创造条件，他们帮助我走到今天。

还要感谢我周围友爱的同学们，不管是同级还是师兄师姐，他们在我毕业论文的许许多多细节方面都提供了有效的帮助。尤其要感谢赵燕勤同学在我课题进展中的帮助，她在 SMA 驱动器设计和整篇论文的排版问题上给了我很多有先见之明的建议。我在与同学们的相处过程中，不仅具体地学习了软件技能，专业知识，解决问题的思路，还收获了友情。

最后要感谢我的家人，他们一直以来都坚定不移地支持我，鼓励我。他们的关爱使得我在求学的道路上少了很多后顾之忧，使我能够有充足的动力不断进取。

同时感谢各位为本文提出中肯意见的评审老师们！

附 录

SMA 相关仿真程序如下所示：

```

I=6;                                % 电流
densi=6500;                         % 电阻丝密度(NiTi 合金丝密度)
p=65*10^-8;                         % 电阻率
L=0.7;                              % 电阻丝长度 300mm
S=pi*(1.5/2)^2*10^-6;              % 横截面面积
A=pi*1.5*10^-3*L;                  % 外表面积
R=p*L/S;                            % 电阻
T0=15;                              % 室温
hc=30;                              % 对流传热系数
xita=0.08;                          % sma 表面发射率
tao=5.67*10^-8;                    % 应力
C=610;                              % 比热容
m=densi*L*S;                       % sma 密度
T=zeros(1,200);
T(1)=T0;
% 首次加热
i=1;
while(T(i)<55)
    T_dot=(I^2*R-hc*A*(T(i)-T0))/(C*m);
    T(i+1)=T(i)+T_dot*1;
    i=i+1;
end
while(i<200)
    if(T(i)<30)

```

```

while(T(i)<45)
    T_dot=(I^2*R-hc*A*(T(i)-T0))/(C*m);
    T(i+1)=T(i)+T_dot*1;
    i=i+1;
end
else
    T_dot=(-hc*A*(T(i)-T0))/(C*m);
    T(i+1)=T(i)+T_dot*1;
    i=i+1;
end
end
figure(1)
hold on
plot(T,'b');
legend('I=6')
title('温度时间图')

sigm=56;    %应力 单位 Mpa

% %tanaka

% %ksiAM=1-exp(a_M*(Ms-T)+b_M*xita);

% %ksiMA=exp(a_A*(As-T)+b_A*xita);

% %Ms=24° ， Mf=39° ， As=48° ， Af=62 度，与下面算例略有差别

M_of=282-272.15;    %M 相变 0 应力结束温度 开尔文
M_os=291.4-272.15;    %M 相变 0 应力开始温度 开尔文
A_os=307.5-272.15;    %A 相变 0 应力开始温度 开尔文
A_of=322-272.15;    %A 相变 0 应力结束温度 开尔文
Ms=M_os+sigm/8;    %C_M=8
Mf=M_of+sigm/8;
As=A_os+sigm/13.8;    %C_A=13.8
Af=A_of+sigm/13.8;

```

```

%% 利用 Tanaka 计算
a_M=log(0.01)/(M_os-M_of);
a_A=log(0.01)/(A_os-A_of);
b_M=a_M/8;
b_A=a_A/13.8;

% % 以下程序用于求取 A-M 过程中的马氏体含量
% %TA2M=[Mf-5.5:Mf-0.5,Mf:0.3:Ms,Ms+0.5:Ms+5.5];
% % 温度倒过来
TA2M=[Af:-1:Ms+0.5,Ms:-0.3:Mf,Mf-0.5:-1:Mf-7.5];
n=length(TA2M);
ksiA=zeros(1,length(TA2M));
for i=1:n
    if (TA2M(i)>Ms)
        ksi=0;
    else if(TA2M(i)<Mf)
        ksi=1;
    else
        ksi=1-exp(a_M*(M_os-TA2M(i))+b_M*sigm);
    end
end
ksiA(i)=ksi;
end

% 以下程序用于求取 M-A 过程中的马氏体含量
TM2A=[As-5.5:As-0.5,As:0.3:Af,Af+0.5:Af+5.5];
%TM2A=T;
n=length(TM2A);
ksiM=zeros(1,length(TM2A));

```

```

for i=1:n
    if(TM2A(i)<As)
        ksi=1;
    else if(TM2A(i)>Af)
        ksi=0;
    else
        ksi=exp(a_A*(A_os-TM2A(i))+b_A*sigm);
    end
end
ksiM(i)=ksi;
end
figure (2)
hold on
plot([TA2M,TM2A],[ksiA,ksiM],'--r','LineWidth',2)
ylabel('马氏体含量');
legend('\sigma=56')
title('马氏体含量温度图')
%figure(3)
%plot(ksiM);
%title('马氏体含量时间图')

%应变的计算
%主要分为 3 部分，即弹性应变，热膨胀系数应变，以及形状记忆应变
T0=15; %假设室温为 15 度
%加热过程 M2A
%热膨胀应变
alphaA=0.000011; %单位 /K
alphaM=0.0000066; %单位 /K
alpha=alphaA+ksiM*(alphaA-alphaM);

```

```

xibuM2A_a=alpha.*(TM2A-T0); %形状记忆
xibul=0.067; %最大残余应变
xibuM2A_r=xibul*ksiM;
%弹性形变
CA=67000; %单位 Mpa
CM=26300; %单位 Mpa
C=CA+ksiM*(CM-CA);
xibuM2A_e=sigm./C;
%求和
xibuM2A=xibuM2A_a+xibuM2A_r+xibuM2A_e;
%冷却状态
%热膨胀
alpha=alphaA+ksiA*(alphaA-alphaM);
xibuA2M_a=alpha.*(TA2M-T0);
%形状记忆
xibul=0.067; %最大残余应变
xibuA2M_r=xibul*ksiA;
%弹性形变
C=CA+ksiA*(CM-CA);
xibuA2M_e=sigm./C;
%求和
xibuA2M=xibuA2M_a+xibuA2M_r+xibuA2M_e;
figure(4)
hold on
plot([TA2M, TM2A], [xibuA2M, xibuM2A], '--r', 'LineWidth', 2)
legend('\sigma=56')
title('变形温度图')
% % 当温度恒定，作用应力变化时

```

```
% % 马氏体相变
% % T=323-272.15;    %K   转摄氏度
% % ksi=zeros(1,length(sigm)+1);
% % for i=1:length(sigm)
% %     dsigma=1;
% %
% %     dksi=exp(a_M*(Ms(i)-T)+b_M*sigm(i))-exp(a_M*(Ms(i)-T)+b_M*(sigm(i)+dsigma));
% %     ksi(i+1)=ksi(i)+dksi;
% %     xibu(i)=0.067*ksi(i+1);
% % end
% % plot(xibu,sigm)
```