航空科学技术
Aeronautical Science & Technology
May 25 2024 Vol. 35 No.05 93-100

剪切变后掠角变体机翼结构及柔性蒙皮设计研究

封铮，李辉，徐志伟
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

摘 要：变后掠飞行器可以满足不同飞行条件下的气动要求，对变体机翼而言，蒙皮起到保证气密性以及提供承载的作用，因此在变体机翼的发展史中，可变形蒙皮的研究占据了重要地位。本文首先基于可变平行四边形机构，设计并研制了一种剪切变后掠机翼；然后提出了基于单向纤维增强的复合蒙皮结构，选取橡胶材料和纤维增强橡胶材料作为柔性蒙皮研究对象，建立了蒙皮变形的本构模型，并对柔性蒙皮进行了数值仿真分析与剪切变形试验。本文设计研制的机翼可以实现剪切变后掠功能；柔性蒙皮在剪切变形时，试验结果与数值仿真结果具有良好的一致性；纤维增强橡胶柔性蒙皮具有更优良的抗起皱和承载能力。

关键词：剪切变后掠机翼；柔性蒙皮；本构模型；数值仿真；蒙皮剪切试验

中图分类号：V224+.3 **文献标识码：**A DOI：10.19452/j.issn1007-5453.2024.05.008

变后掠飞行器由于机翼后掠角的可变性，在不同飞行速度下均具有较好的气动效率。低速飞行时，采用较小的后掠角，可以增加升力，提高机翼效率；超声速飞行时，采用较大的后掠角，能够显著降低波阻，提高飞行器的加速性能和高速飞行能力[1-2]。目前，机翼变后掠角方式主要有旋转变后掠角和剪切变后掠角两种。前者通过机翼绕机身内部或翼根处转轴旋转实现后掠角变化；后者将机翼各展向位置的翼型进行不同程度的流向平移，越靠近翼尖，平移量越大，类似材料力学中的剪切变形[3]。剪切式变后掠布局相对于旋转式变后掠布局的优势主要有：(1)前者翼尖沿流向，对流场结构影响小，而后者翼尖并非沿流向，从而影响了翼尖扰流流场的结构，如翼尖涡流、流动分离等；(2)在机翼后掠角改变过程中，前者翼型保持不变，后者翼型发生改变，而翼型的改变影响了原有翼型的气动特性[4]。同时，为了满足气动特性要求，变后掠飞行器须使用类似气囊的部件来补充机翼后掠角改变时与机体融合的部分，相对旋转式变后掠飞行器，剪切式变后掠飞行器翼身融合处尺寸一般更小。综合来看，剪切变后掠角布局在宽速域内比旋转变后掠角布局具有更优的气动性能。

剪切变后掠角机翼的结构实现方法和可变形蒙皮是必须解决的两个重要研究课题，针对这两个研究方向，国内外均开展了相应的研究与试验[5-6]，但相对较少。目前，柔性蒙皮的设计主要有三种形式：一是以弹性体为基体的纤维增强复合材料蒙皮；二是以形状记忆聚合物(SMP)为代表的智能材料柔性蒙皮；三是采用蜂窝结构/波纹结构的柔性蒙皮[7-8]。国内，陈钱等[9]设计了一种基于可控大尺度剪切式变后掠机翼，并通过试验验证了该机翼结构的合理性与可靠性；聂瑞[10]设计了一种基于可变栅格结构的剪切蒙皮，蒙皮以相互扦插的刚性材料作为骨架材料，选取硅橡胶作为基体材料，试验测试表明，蒙皮能够实现剪切变形且具有良好的气动载荷能力。2007年，Andersen等[11-12]设计了一种基于四连杆机构和滑块的剪切变后掠机翼，蒙皮采用弹性硅橡胶材料，为承受气动载荷，设置了带状支撑结构黏合于蒙皮下表面，MFX-1的首飞成功证实了飞行器在飞行过程中大面积改变机翼形状的可行性，但速度较低。Asheghian等[13-14]对NextGen公司变体试验飞行器(MFX)剪切蒙皮进行优化设计，重点改进了黏合于蒙皮下表面的带状支撑结构，仿真及测试结果表明，优化后的蒙皮在起皱方面得到改善，表面气动性能表现

收稿日期：2023-11-08；退修日期：2024-01-16；录用日期：2024-03-15
引用格式：Feng Zheng，Li Hui，Xu Zhiwei.Research on shear variable sweep wing structure and flexible skin design[J].Aeronautical Science & Technology，2024，35(05)：93-100.封铮，李辉，徐志伟.剪切变后掠角变体机翼结构及柔性蒙皮设计研究[J].航空科学技术，2024，35(05)：93-100.

良好。

本文设计并研制了一种基于可变平行四边形机构的剪切变后掠翼，选取橡胶材料和纤维增强橡胶材料作为柔性蒙皮。首先，对柔性蒙皮进行可行性分析，建立相应的理论模型。其次，使用有限元软件对橡胶蒙皮进行剪切变形的数值仿真分析，同时依托于剪切变后掠翼完成橡胶蒙皮的剪切变形试验，将试验结果与仿真分析进行定性和定量两个方面的对比研究。最后，针对橡胶蒙皮剪切变形试验结果，设计了一种纤维增强橡胶蒙皮，并对其进行法向承载及变形性能仿真分析。

1 剪切变后掠机翼结构设计

本文设计了一种后掠角可连续变化的剪切式变后掠机翼结构。机翼由外翼和支撑盒段两部分组成，采用柔性可变形蒙皮，选用电动伺服缸作为驱动器，实现剪切变后掠功能，其总体概念如图1所示。剪切变后掠机翼的几何形状与工作条件见表1，机翼结构和蒙皮需满足飞行高度为10km、飞行速度为*Ma* 0.75的气动载荷要求。

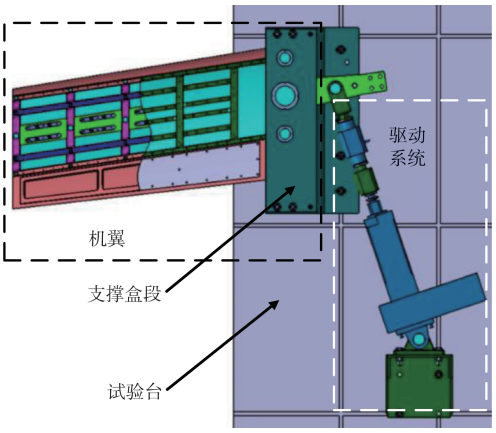

图1　剪切变后掠机翼总体概念图

Fig.1　Overall conceptual image of a shear-variable sweep wing

表1　机翼几何形状与工作条件

Table 1　Geometry and operating conditions of the wing

参数	值
最大半翼展/mm	830
最大展弦比	4.9
后掠角变化范围/(°)	6~31

机翼的剪切变形依靠外翼部分的可控变形机构来实现，图2展示了外翼的结构，外翼部分包括翼梁、翼肋、前缘、后缘、桁条、托条、蒙皮以及压条。其中，翼梁与翼肋、翼肋与前缘、翼肋与后缘、翼肋与桁条均通过转轴相互连接，共同构成了可变平行四边形机构。柔性蒙皮直接覆盖于机翼结构上，并通过压条与对应的承载骨架配合，进而实现柔性蒙皮的夹持固定。翼梁、前缘、后缘分别通过轴承配合与支撑盒段相连接，使外翼能实现一定角度的旋转。翼梁将来自电动伺服缸的驱动力通过翼肋传递于前缘、后缘以及桁条上，最终将驱动力传递到柔性蒙皮上，使平行四边形机构发生可控变形，即实现机翼的剪切变后掠。剪切变后掠机翼的偏转形式如图3所示。

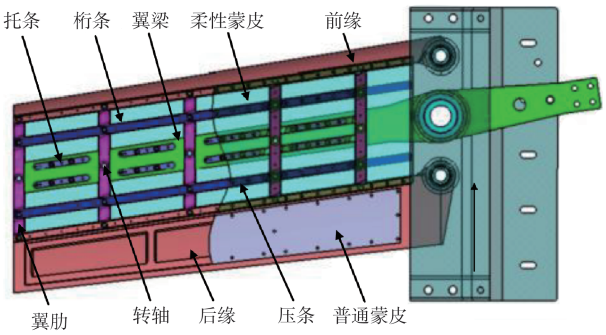

图2　外翼结构示意图

Fig.2　Schematic diagram of the wing structure

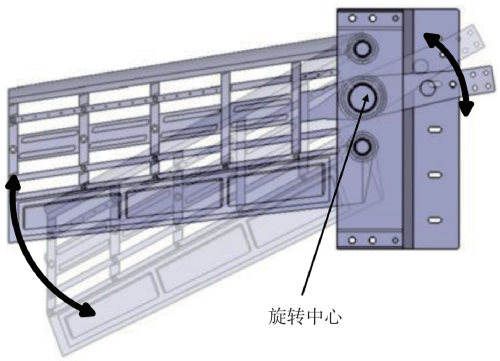

图3　机翼偏转示意图

Fig.3　Schematic diagram of wing deflection

多个翼肋、桁条以及托条的设置将整体平行四边形机构分割为多个子平行四边形机构，保证了蒙皮有适当的夹持间距，既可以减轻蒙皮在发生剪切变形时的起皱现象，又能提高蒙皮承受气动载荷的能力。但多个翼肋与桁条的设计增加了剪切变后掠机翼的转动关节数量，提高了机翼变后掠的难度，对加工及装配也有更高的要求。

为保持机翼外表面的光滑及气动性能，结合安装方式，柔性蒙皮被设计为具有凹槽的构型，如图4(a)所示。安装蒙皮时压条布置于柔性蒙皮的沟槽中，压条厚度与凹槽深

度相匹配，从而保证了翼面的平顺光滑。压条与蒙皮配合形式如图4(b)所示。

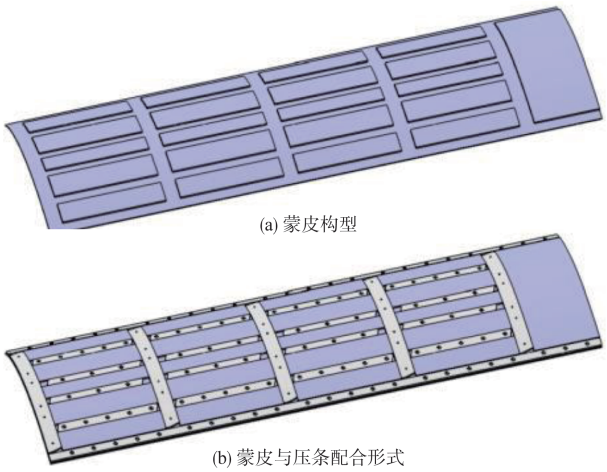

图4　蒙皮构型示意图

Fig.4　Schematic diagram of the skin configuration

2 柔性蒙皮本构模型建立

橡胶是一种具有高弹性的高分子材料，在很宽的温度范围内能够保持优越的弹性，具有大变形的特点；同时，没有骨架增强的橡胶自身的弹性模量取值范围大，作为柔性蒙皮材料时，可以从变形尺度以及承载能力两个方面进行权衡选取；以橡胶材料作为基底的高强度纤维增强容易实现，且纤维增强橡胶材料也有着优越的性能。综合以上因素，本文选取橡胶材料以及纤维增强橡胶材料作为柔性蒙皮进行分析研究。

2.1 橡胶材料的本构模型

橡胶材料的本构模型通常采用应变能密度函数来描述[15]，而应变能函数可以通过右柯西–格林(Cauchy-Green)变形张量$\boldsymbol{C}$的不变量I_i来表示

$$W_m(\boldsymbol{C})=W_m\left[I_1(\boldsymbol{C}),I_2(\boldsymbol{C}),I_3(\boldsymbol{C})\right] \tag{1}$$

式中，$\boldsymbol{C}=\boldsymbol{F}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{F}$，其中，$\boldsymbol{F}$是变形梯度张量，$I_1,I_2,I_3$为橡胶的各向同性属性，其中

$$\begin{cases} I_1=\mathrm{tr}\boldsymbol{C} \\ I_2=\dfrac{1}{2}\left[(\mathrm{tr}\boldsymbol{C})^2-\mathrm{tr}\boldsymbol{C}^2\right] \\ I_3=\det(\boldsymbol{C}) \end{cases} \tag{2}$$

为便于参数拟合，应变能函数可以通过Rivlin提出的级数进行展开表示

$$W_m=\sum_{ijk}^{N}\boldsymbol{C}_{ijk}(I_1-3)^i(I_2-3)^j(I_3-3)^k \tag{3}$$

常用的几种超弹性模型有Neo–Hookean模型、Yeoh模型和Mooney–Rivlin模型。Mooney–Rivlin模型能够较好地描述橡胶材料处于150%应变范围内的变形[16]，而本文主要分析材料的中小程度变形，因此采用Mooney–Rivlin模型对橡胶变形进行解释，其应变密度函数如下

$$W_m=\boldsymbol{C}_{10}(I_1-3)+\boldsymbol{C}_{01}(I_2-3) \tag{4}$$

根据链导法则，把应变能函数W对Cauchy–Green应变张量$\boldsymbol{C}$进行求导，可以得到二阶皮奥拉–基尔霍夫(Piola–Kirchhoff)应力张量

$$\boldsymbol{S}=2\frac{\partial W}{\partial \boldsymbol{C}}=2\sum_{i=1}^{2}\left(\frac{\partial W}{\partial I_i}\frac{\partial I_i}{\partial \boldsymbol{C}}\right) \tag{5}$$

$$\begin{cases} \dfrac{\partial I_1}{\partial \boldsymbol{C}}=\boldsymbol{I} \\ \dfrac{\partial I_2}{\partial \boldsymbol{C}}=I_1\boldsymbol{I}-\boldsymbol{C} \end{cases} \tag{6}$$

$\boldsymbol{I}$是单位张量，进而可以得到柯西(Cauchy)应力张量

$$\boldsymbol{\sigma}=\boldsymbol{J}^{-1}\cdot\boldsymbol{F}\cdot\left[2\sum_{i=1}^{2}\left(\frac{\partial W}{\partial I_i}\frac{\partial I_i}{\partial \boldsymbol{C}}\right)\right]\cdot\boldsymbol{F}^{\mathrm{T}} \tag{7}$$

2.2 纤维增强橡胶材料的本构模型

根据各向异性纤维增强复合材料理论[17]，单位体积的亥姆霍兹(Helmholtz)应变能函数可以通过Cauchy–Green变形张量$\boldsymbol{C}$以及纤维初始方向a_0的不变量I_i来表示。

$$W(\boldsymbol{C},a_0)=W\left[I_1(\boldsymbol{C}),I_2(\boldsymbol{C}),I_3(\boldsymbol{C}),I_4(\boldsymbol{C},a_0),I_5(\boldsymbol{C},a_0)\right] \tag{8}$$

式中，I_4、I_5为纤维材料的各向异性属性，其Cauchy–Green张量不变量可以表示为

$$\begin{cases} I_4=a_0\cdot\boldsymbol{C}\cdot a_0=\lambda_F^2 \\ I_5=a_0\cdot\boldsymbol{C}^2\cdot a_0 \end{cases} \tag{9}$$

式中，λ_F为增强物的伸长比。与体积变化有关的I_3可由橡胶材料的不可压缩性而省略；I_2对填充橡胶材料影响很小，可以忽略；I_4、I_5均与纤维伸长率有关，从简化计算的角度可以将I_5省略。进而得到关于I_1、I_4的简单多项式的应变能函数

$$W=\sum_i^3 C_i(I_1-3)^i+\sum_j^2 D_j(I_4-1)^j \tag{10}$$

式中，C_i、D_j为材料参数，根据链导法则，把应变能函数W对Cauchy–Green应变张量$\boldsymbol{C}$进行求导，可以得到二阶皮奥拉–基尔霍夫(Piola–Kirchhoff)应力张量

$$\boldsymbol{S}=2\frac{\partial W}{\partial \boldsymbol{C}}-p\boldsymbol{C}^{-1}=2\left(\frac{\partial W}{\partial I_1}\frac{\partial I_1}{\partial \boldsymbol{C}}+\frac{\partial W}{\partial I_4}\frac{\partial I_4}{\partial \boldsymbol{C}}\right)-p\boldsymbol{C}^{-1} \tag{11}$$

式中，p为静水压力，其中

$$\frac{\partial I_4}{\partial \boldsymbol{C}}=a_0\otimes a_0 \tag{12}$$

进而可以得到柯西(Cauchy)应力张量

$$\sigma = \boldsymbol{J}^{-1} \cdot \boldsymbol{F} \cdot \left[2\left(\frac{\partial W}{\partial I_1} \frac{\partial I_1}{\partial \boldsymbol{C}} + \frac{\partial W}{\partial I_4} \frac{\partial I_4}{\partial \boldsymbol{C}} \right) - p\boldsymbol{C}^{-1} \right] \cdot \boldsymbol{F}^{\mathrm{T}} \qquad (13)$$

3 柔性蒙皮的仿真对比分析

3.1 橡胶蒙皮仿真分析

机翼剪切变后掠过程中机蒙皮面积会发生明显变化，而蒙皮在面积改变过程中，其改变方式（面积由小变大或由大变小）会对本身构型造成不同影响，因此蒙皮的初始安装位置对于蒙皮的变形情况有一定的影响。为了尽量减少蒙皮变形褶皱情况，使柔性蒙皮在变形过程中始终处于受拉伸状态，考虑剪切变后掠机翼的结构形式，确定安装蒙皮时应使机翼处于大后掠角状态。

选用无纤维增强的橡胶材料蒙皮，蒙皮厚度为2.5mm，材料弹性模量为6MPa，泊松比为0.47。机翼可变后掠角范围为8.5°~28.5°，蒙皮初始安装位置对应机翼后掠角为28.5°。模型安装蒙皮后的后掠角变形如图5所示。

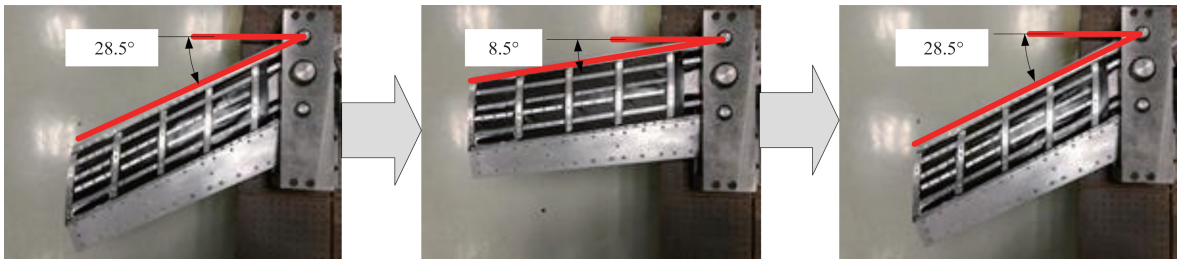

图5　剪切变后掠角机翼模型及蒙皮变形过程

Fig.5　Model of shear sweep wing and process of skin deformation

首先使用有限元仿真软件对试验中蒙皮面积增大的过程进行了数值仿真。截取模型中一段可变形柔性蒙皮和变形机构进行数值仿真，其详细尺寸如图6所示。在仿真软件中建立变形平行四边形机构和橡胶蒙皮模型，橡胶蒙皮与平行四边形机构采用绑定约束，四边形机构各零件之间应用铰链约束，图6中平行四边形右侧短边施加固定约束，左侧短边施加平行于短边的分布力，驱动机翼模型后掠角由28.5°变为8.5°，机构最大位移量为48.8mm。计算结果如图7所示。

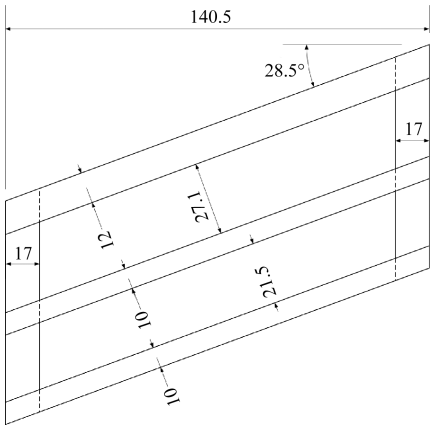

图6　局部可变平行四边形尺寸示意图(单位:mm)

Fig.6　Schematic diagram of locally variable parallelogram dimensions(Unit:mm)

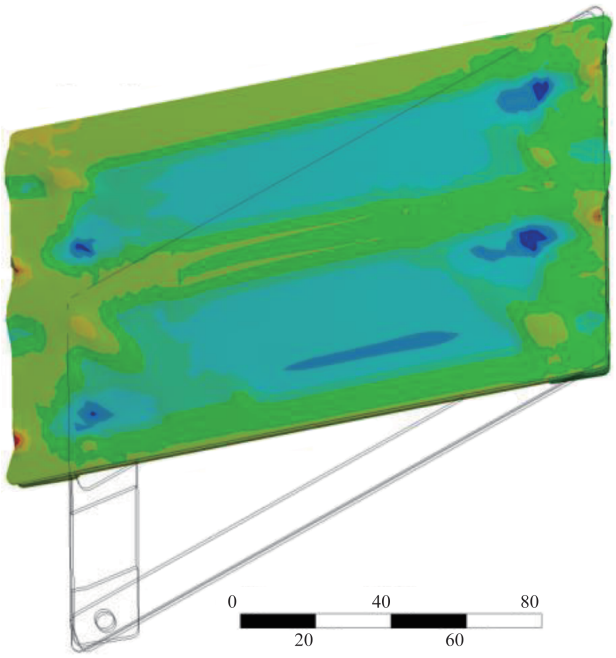

图7　橡胶蒙皮剪切变形仿真分析（单位：mm）

Fig.7　Simulation analysis of rubber skin shear deformation(Unit: mm)

3.2 纤维增强橡胶柔性蒙皮仿真分析

仅仅采用橡胶制备柔性蒙皮，其法向承载能力很难满足高速飞行的气动载荷要求。因此，本文设计了一种单向纤维增强的复合蒙皮，如图8所示。复合蒙皮由刚性纤维

与柔性基体组成，纤维嵌入柔性基体中。其中，选取钢丝（30Cr结构钢）作为蒙皮的纤维材料，柔性基体则选用橡胶，材料的性能参数见表2。在本节所设计的复合蒙皮中，以直径为1mm的圆柱丝作为纤维，纤维布置间距取10mm，柔性基底厚度为2.5mm。使用中纤维方向与来流方向一致。

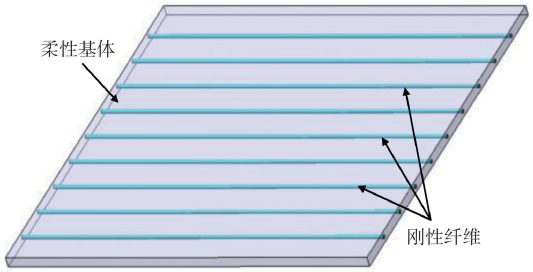

图8　单向纤维增强复合蒙皮构型

Fig.8　Unidirectional fiber reinforced composite skin configuration

表2　纤维和基体材料性能参数

Table 2　Fiber and matrix material performance parameters

材料	弹性模量/MPa	泊松比	密度/(kg/m³)
结构钢	2.1×10^5	0.3	7850
橡胶	6	0.47	980

针对蒙皮承受气动载荷的技术要求，对橡胶及复合蒙皮的法向承载进行数值仿真。仿真时取飞行高度为10000m、飞行速度为*Ma* 0.75时的蒙皮承载特性，此时对应机翼表面所受动压大小约为0.0103MPa。仿真约束条件与3.1节中一致，加载条件为压力垂直作用于蒙皮表面。

橡胶蒙皮及单向纤维增强复合蒙皮的法向承载仿真结果分别如图9和图10所示。相较于橡胶蒙皮，单向纤维复合蒙皮的最大法向形变由1.460mm减少为0.292mm。

进一步研究单向纤维增强复合蒙皮变后掠过程中的剪切变形情况，仿真模型的约束及加载条件与3.1节中数值仿真要求一致，结果如图11所示。

3.3 柔性蒙皮仿真对比分析

对比图7橡胶蒙皮的剪切变形数值仿真和图11单向纤维复合蒙皮剪切变形数值仿真结果可以看出，机翼后掠角发生20°变化时，纤维复合蒙皮的法向形变由0.864mm减少为0.437mm。驱动扭矩—机翼后掠角度曲线如图12所示，由于刚性纤维的加入，在蒙皮的剪切变形过程中，复合蒙皮所需驱动扭矩增大，纤维复合蒙皮及橡胶蒙皮所需最大驱动扭矩分别为328.22N•m和260.40N•m，驱动力矩增大了26%。

有限元数值仿真结果表明，相对橡胶蒙皮而言，单向纤维复合蒙皮无论是在抑制起皱方面还是在法向承载能力的表现上，均有一定的提升。

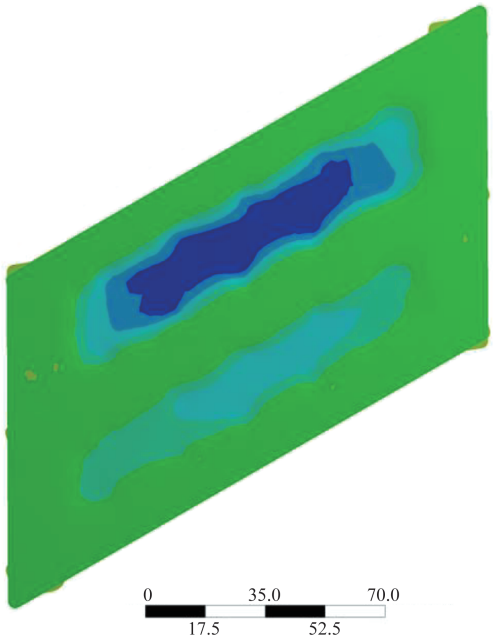

图9　纯橡胶蒙皮法向承载仿真结果（单位：mm）

Fig.9　Pure rubber skin normal bearing simulation results(Unit: mm)

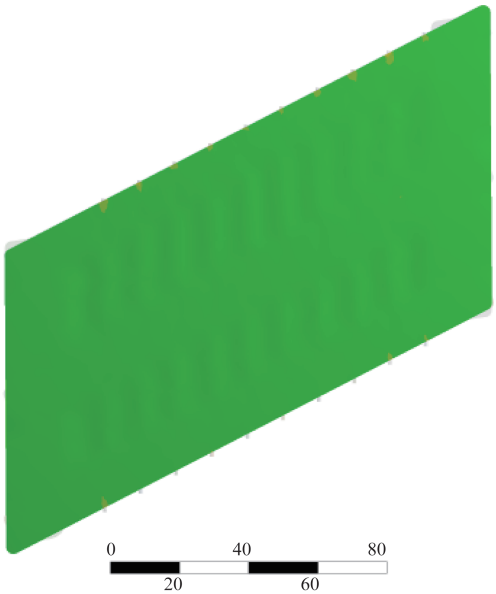

图10　单向纤维增强复合蒙皮法向承载仿真结果（单位：mm）

Fig.10　Normal bearing simulation results of unidirectional fiber reinforced composite skin(Unit :mm)

4 剪切变后掠角变体机翼功能测试与柔性蒙皮试验验证

随后对模型进行了试验验证，机翼先由初始安装位置

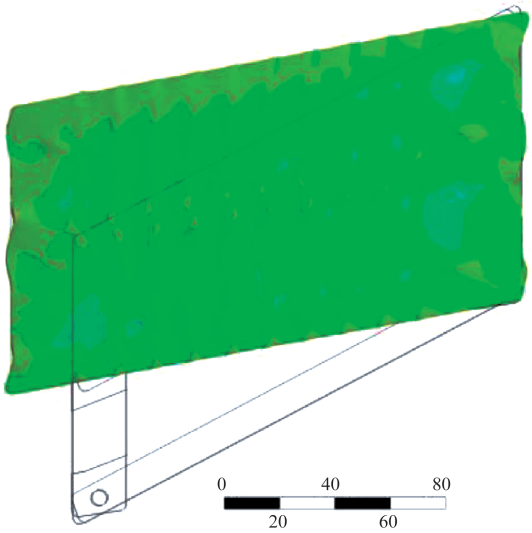

图11　单向纤维复合蒙皮的剪切变形数值分析(单位:mm)

Fig.11　Numerical analysis of shear deformation of unidirectional fiber composite skin(Unit:mm)

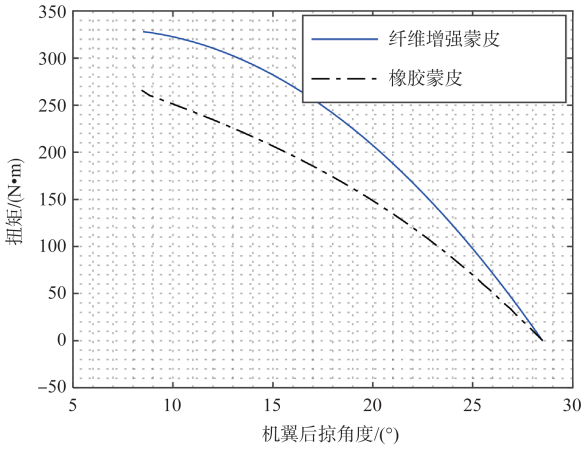

图12　橡胶蒙皮与增强蒙皮的扭矩—机翼后掠角度曲线

Fig.12　Torque-wing sweep angle curve of rubber skin and reinforced skin

偏转至后掠角为8.5°的位置,再偏转回28.5°的位置,来回多次偏转,偏转速度为2(°)/s。机翼变后掠过程中,整个蒙皮面积改变范围为0.0988~0.1112m^2。试验中,电动伺服缸配置有拉/压力传感器和光栅尺位移传感器,可获得驱动力矩和偏转角度。试验中,选用了两张完全相同的蒙皮,两张蒙皮的变形情况几乎一致,如图13所示。从图13中试验结果可以看出,蒙皮表面整体较为平顺,仅在靠近转动关节处由于褶皱而产生约为1mm的法向形变。两蒙皮变形驱动扭矩—机翼后掠角度曲线如图14所示,所需最大驱动扭矩分别为273.17N•m和264.74N•m。

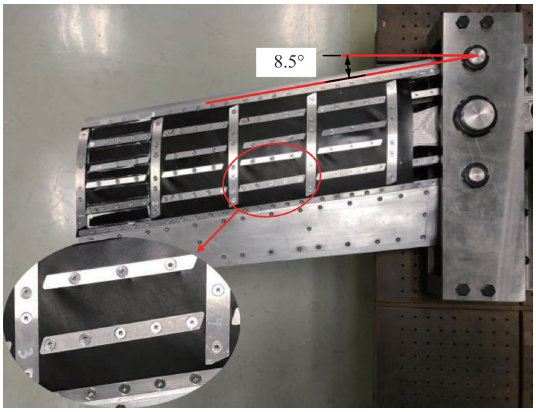

图13　橡胶蒙皮剪切变形示意图

Fig.13　Schematic diagram of rubber skin shear deformation

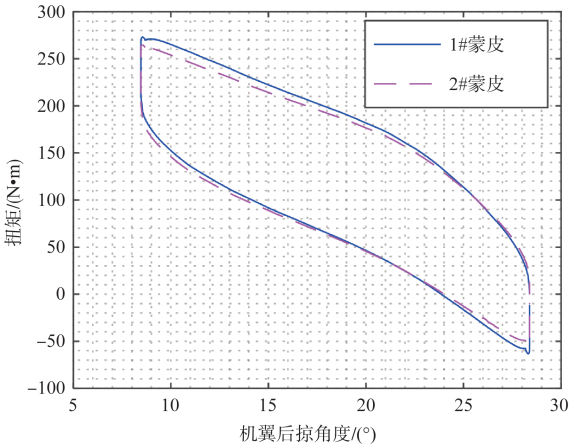

图14　橡胶蒙皮剪切试验扭矩—机翼后掠角度曲线

Fig.14　Torque-wing sweep angle curve of rubber skin shear test

对比仿真与试验结果可以看出,仿真与试验过程对应蒙皮变形保持一致,在靠近转动关节处发生最大为0.864mm的法向形变。图15为蒙皮面积增大过程中试验及仿真对应的扭矩—机翼后掠角度曲线,可以看出,数值仿真与试验结果对于蒙皮变形过程的描述基本吻合,数值仿真对应蒙皮剪切变形20°时所需驱动扭矩为260.40N•m。数值仿真结果略小于试验结果,这是由于机翼实际变形中存在摩擦阻力,而数值仿真中忽略了摩擦;橡胶材料本身具有较强的非线性,数值仿真时很难设置准确的材料参数,会对分析结果造成影响。

仿真分析和试验结果表明,采用橡胶材料作为剪切变后掠角的柔性蒙皮是可行的,后掠角变化为20°时,橡胶的变形量满足蒙皮变形要求,蒙皮表明皱褶幅度小于1mm。

5 结论

本文基于可变平行四边形机构,设计并研制了一种剪

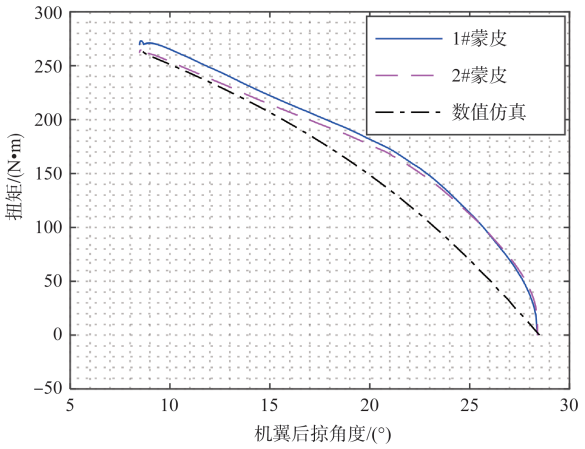

图15　试验与数值仿真扭矩—机翼后掠角度曲线

Fig.15　Torque-wing sweep angle curves of experimental and numerical simulation

切变后掠机翼，提出了基于单向纤维增强的复合蒙皮结构，研究主要得出以下结论：

（1）本文设计的基于可变平行四边形机构的机翼能够在满足结构强度要求情况下，有效地实现剪切变后掠功能。

（2）本文对基于材料自身变形的橡胶蒙皮和纤维增强橡胶蒙皮进行了理论分析，确定了柔性蒙皮的变形形式为简单剪切与拉伸的结合形式，随后对橡胶材料蒙皮进行了剪切变形的有限元仿真计算和试验验证，仿真与试验结果一致，且与理论分析吻合。

（3）相较于橡胶蒙皮，本文设计的单向纤维增强橡胶柔性蒙皮在发生剪切变形时具有更好的抗起皱能力，同时也表现出更为出色的法向承载能力，可以更好地满足飞行器高速飞行的要求。

（4）本文对剪切式变后掠翼进行了偏转试验，验证了机翼结构剪切式变后掠的有效性以及测控系统的精确性；橡胶蒙皮最大法向变形约为0.8mm，证明了橡胶材料作为剪切式变后掠翼蒙皮的可行性。

参考文献

[1] Rodriguez A R. Morphing aircraft technology survey[C]. 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2007: 1258-1274.

[2] 崔尔杰，白鹏，杨基明. 智能变形飞行器的发展道路[J]. 航空制造技术，2007(8): 38-41.
Cui Erjie, Bai Peng, Yang Jiming. The development path of intelligent deformation aircraft[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2007(8): 38-41.(in Chinese)

[3] 陈钱，白鹏，李锋. 可变形飞行器机翼两种变后掠方式及其气动特性机理[J]. 空气动力学学报，2012，30(5): 658-663.
Chen Qian, Bai Peng, Li Feng. Two variable sweep modes of deformable aircraft wing and their aerodynamic characteristic mechanism[J]. Acta Aerodynamics Sinica, 2012, 30(5): 658-663. (in Chinese)

[4] 程勇. 无人机可变后掠翼机构设计及实验研究[D]. 合肥：中国科学技术大学，2010.
Cheng Yong. Design and experimental study of variable swept wing mechanism of UAV[D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2010. (in Chinese)

[5] 李军府，董海锋，艾俊强. 飞机变形技术发展探究[J]. 航空科学技术，2009(2): 3-6.
Li Junfu, Dong Haifeng, Ai Junqiang. Research on the development of aircraft deformation technology[J]. Aeronautical Science & Technology, 2009(2): 3-6.(in Chinese)

[6] 汪芷菁. 变后掠机翼研究现状综述[J]. 中国高新科技，2019(5): 31-33.
Wang Zhijing. A review of the research status of variable swept wings[J]. China Hi-Tech, 2019(5): 31-33.(in Chinese)

[7] Thill C, Etches J A, Bond I P. Morphing skins[J]. The Aeronautical Journal, 2008, 112(1129): 117-139.

[8] 尹维龙，石庆华. 变体飞行器蒙皮材料与结构研究综述[J]. 航空制造技术，2017(17): 24-29.
Yin Weilong, Shi Qinghua. A review on skin materials and structures of variant aircraft[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2017(17): 24-29.(in Chinese)

[9] 陈钱，白鹏，尹维龙，等. 飞机外翼段大尺度剪切式变后掠设计与分析[J]. 空气动力学学报，2013，31(1): 40-46.
Chen Qian, Bai Peng, Yin Weilong, et al. Design and analysis of large-scale shear variable sweep in aircraft outer wing segment[J]. Acta Aerodynamics Sinica, 2013, 31(1): 40-46.(in Chinese)

[10] 聂瑞. 变体机翼结构关键技术研究[D]. 南京：南京航空航天大学，2018.
Nie Rui. Research on key technologies of variant wing structure[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018.(in Chinese)

[11] Flanagan J, Strutzenberg R, Myers R, et al. Development and flight testing of a morphing aircraft, the NextGen MFX−1[C].

48th AIAA/ ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2007: 1707.

[12] Andersen G, Cowan D, Piatak D. Aeroelastic modeling, analysis and testing of a morphing wing structure[C]. 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2007: 1734.

[13] Olympio K, Gandhi F, Asheghian L, et al. Design of a flexible skin for a shear morphing wing[J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2010, 21(17): 1755-1770.

[14] Asheghian L, Reich G, Enke A, et al. Shear morphing skins: Simulation and testing of optimized design[J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2011, 22(9): 945-960.

[15] Spencer A J M. Constitutive theory for strongly anisotropic solids[M].Berlin: Springer, 1984.

[16] 吴斌，杜旭朕，汪嘉兴. 变体飞机智能结构技术进展[J]. 航空科学技术，2022，33(12):13-30.
Wu Bin, Du Xuzhen, Wang Jiaxing. Smart structure technology progress of morphing aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(12): 13-30.(in Chinese)

[17] 马野，宋盛菊，刘焱飞. 飞行器新结构技术展望[J]. 航空科学技术，2023，34(11):63-74.
Ma Ye, Song Shengju, Liu Yanfei. Prospect of new structure technology for flight vehicle[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023,34 (11): 63-74.(in Chinese)

Research on Shear Variable Sweep Wing Structure and Flexible Skin Design

Feng Zheng, Li Hui, Xu Zhiwei

State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China

Abstract: The variable-sweep aircraft can meet the aerodynamic requirements under different flight conditions, but the skin needs to meet the large deformation and aerodynamic load requirements during the deformation process. In this paper, based on the variable parallelogram mechanism, a shear variable sweep wing was designed and manufactured firstly. Then, a composite skin structure based on unidirectional fiber reinforcement is proposed rubber materials and fiber-reinforced rubber materials were selected as the research objects of flexible skin, and a constitutive model of skin deformation was established. Numerical simulation analysis and shear deformation experiments were carried out on the flexible skin. The wing designed and manufactured in this paper can realize the function of shear-variable sweepback; When the flexible skin is deformed in shear, the experimental results are in good agreement with the numerical simulation results; The fiber-reinforced rubber flexible skin has better resistance wrinkle and load-bearing capacity.

Key Words: shear-variable sweep-back wing; flexible skin; constitutive model; numerical simulation; skin shear test

Received: 2023-11-08； **Revised:** 2024-01-16； **Accepted:** 2024-03-15