

DOI: 10.11918/202405033

平行四边形剪切变后掠翼设计及参数优化

杨广^{1,2}, 刘振旭^{1,2}, 肖洪^{1,2}, 白玥^{1,2}, 郭宏伟^{1,2}, 刘荣强^{1,2}

(1. 哈尔滨工业大学 机电工程学院, 哈尔滨 150001;

2. 机器人技术与系统国家重点实验室(哈尔滨工业大学), 哈尔滨 150001)

摘要: 为探索飞行器变形机翼不同变后掠方式下结构特性与气动特性的差异以及差异产生的物理机理, 提出了两种基于平行四边形单元剪切变形拓扑的剪切式变后掠翼方案, 并与传统旋转式变后掠翼进行对比研究。首先, 通过机翼面积、展弦比、根梢比以及翼型相对厚度 4 个主要参数探讨了 3 种变形方式的结构特性。然后, 开展了相应的宽速域绕流场数值模拟, 对比并分析了 3 种变形形式的气动特性与机理。最后, 针对综合气动性能最优的对角剪切式变后掠翼, 以超音速巡航状态下机翼面积、展弦比以及翼根弦长为优化目标函数对机翼四边形单元的长宽比进行参数优化, 并研制可变形样机进行了风洞试验。结果表明: 在宽速域范围内, 对角剪切式变后掠翼能获得较优的升阻比, 差异主要来源于对角剪切式变后掠翼尖截面处翼型完整且机翼相对厚度较小; 当机翼四边形单元长宽比为 1.75 时, 机翼的综合气动性能最佳。

关键词: 平行四边形; 变后掠; 机翼参数; 气动特性; 风洞试验

中图分类号: V211.41+2 **文献标志码:** A **文章编号:** 0367-6234(2025)04-0105-11

Design and parameter optimization of a parallelogram shear-based variable-sweep wing

YANG Guang^{1,2}, LIU Zhenxu^{1,2}, XIAO Hong^{1,2}, BAI Yue^{1,2}, GUO Hongwei^{1,2}, LIU Rongqiang^{1,2}

(1. School of Mechatronics Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;

2. State Key Laboratory of Robotics and Systems (Harbin Institute of Technology), Harbin 150001, China)

Abstract: To explore the differences in structural and aerodynamic characteristics of the variable-sweep wings on aircraft under various swept deformation methods, as well as the underlying physical mechanisms of these differences, this paper proposes two shearing variable-sweep schemes based on parallelogram unit shear deformation topology, and a comparative study was conducted with a conventional rotary variable-sweep wing. First, the structural characteristics of the three deformation modes are investigated by four main parameters: wing area, chord ratio, root-to-apex ratio and relative thickness of the wing. Then, numerical simulations of the winding flow field in a wide range of speeds are carried out to analyze the aerodynamic characteristics and mechanisms under the three deformation modes. Finally, for the diagonal shear variable-sweep wing with optimal aerodynamic performance, the length-width ratio of the parallelogram unit is optimized with the optimization objective functions of wing area, chord ratio and root chord length at supersonic cruise state. A deformable prototype is developed for wind tunnel testing. The results demonstrate that, across a wide range of speed, diagonal shear variable-sweep can obtain a better lift-to-drag ratio, the difference mainly arises from the fact that the airfoil of the wingtip section of the diagonal shear variable-sweep is intact and the relative thickness of the wing is smaller. When the aspect ratio of the parallelogram unit is 1.75, the comprehensive aerodynamic performance of the morphing wing is the best.

Keywords: parallelogram; variable-sweep; wing parameters; aerodynamic characteristics; wind tunnel testing

大空域、宽速域飞行器已经成为各国极为关注的领域, 是目前国际上航空航天领域研究的热点^[1]。变后掠翼飞行器能随飞行速度、飞行高度等飞行工况的改变而调整机翼后掠角, 从而达到高适应性飞行的目的, 具有滑跑距离短、起落性能好、飞行性能较高, 燃油损耗少、低空突防响应好等优点,

在复杂飞行任务中可以发挥出较好的飞行效能, 因此变后掠翼飞行器具有较大的研究价值, 是未来飞行器发展的重要方向。

传统的变后掠翼飞行器通过在机翼内侧设置转轴, 与机身铰接旋转来实现机翼后掠角的变化, 例如美国 F-111A 战斗机通过液压系统驱动后掠角在

收稿日期: 2024-05-14; 录用日期: 2024-08-20; 网络首发日期: 2025-03-17

网络首发地址: <https://link.cnki.net/urlid/23.1235.T.20250317.1127.002>

基金项目: 国家自然科学基金重大项目(52192631); 机器人技术与系统国家重点实验室(哈尔滨工业大学)预研课题(SKLR202412B)

作者简介: 杨广(1992—), 男, 助理研究员; 郭宏伟(1980—), 男, 教授, 博士生导师; 刘荣强(1965—), 男, 教授, 博士生导师

通信作者: 肖洪, xiaohong@hit.edu.cn

16.0° ~ 72.5° 范围内变化^[2]。这种旋转式变后掠翼主要依靠连杆机构实现,例如 Hong 等^[3]提出的无人机柔性多体变形方案、Béguin 等^[4]提出的仿翼龙骨骼方案、田应仲等^[5]提出的局部旋转式变后掠机翼、Greatwood 等^[6]提出的连杆驱动变前掠翼无人机、Manchester 等^[7]提出的曲柄滑块驱动方案。变后掠翼也可以依靠机翼单元沿后掠角方向的位移变形或者偏移来实现对不同空域、不同速域的变形,例如 Di Luca 等^[8]提出的折叠羽毛方案、Flanagan 等^[9]提出的可联动滑动平行四边形变形方案、Grant 等^[10]设计的多关节可变后掠角飞行器、Rojratsirikul 等^[11]设计的基于转动导杆机构的仿生雨燕变后掠飞行器。

除上述变后掠翼实现方案外,基于柔性部件^[12-13]、形状记忆材料^[14-15]的结构变后掠方案也层出不穷。变后掠方案均是以提高全飞行周期的综合收益为目标,使飞行器在亚音速起降、跨音速机动、超音速巡航等飞行工况下都能获得实时最优性能。Béguin 等^[4]在风洞试验中验证了其仿翼龙变后掠翼的气动性能,通过后掠角的主动变化可实现广泛飞行条件下的升阻比性能提升。Lei 等^[16]通过仿真验证了旋转式变后掠机翼在亚音速和跨音速飞行中的升力系数优势。Su 等^[17]的仿真计算表明旋转式变后掠

翼中较小的相对厚度可获得较优的气动性能。但现有的研究中针对变形的不同实施方式带来的气动特性差异对比较少,深入研究此差异大小及其产生机理对于变形翼设计至关重要。

本文基于平行四边形单元的剪切变形能力进行拓扑,提出了两种剪切式变后掠方案,即侧边剪切式变后掠翼与对角剪切式变后掠翼。分析了在初始机翼参数相同的情况下,两种新型变形形式与传统旋转式变后掠翼变形差异,并通过相应工况的宽速域绕流场数值模拟,分析其气动特性差异及产生机理。在此基础上针对升阻比性能较好的对角剪切式变后掠翼的四边形单元长宽比进行参数优化,并研制了蒙皮-骨架式变形翼样机,通过低速风洞试验对变形翼样机在气动载荷下的变形能力以及气动性能进行了验证。

1 机翼变后掠形式

本文基于平行四边形单元不同的固定形式,提出了两种剪切式变后掠方案,即侧边剪切式变后掠与对角剪切式变后掠,并与传统旋转式变后掠的变形形式进行对比,3种变后掠形式对比见图1。

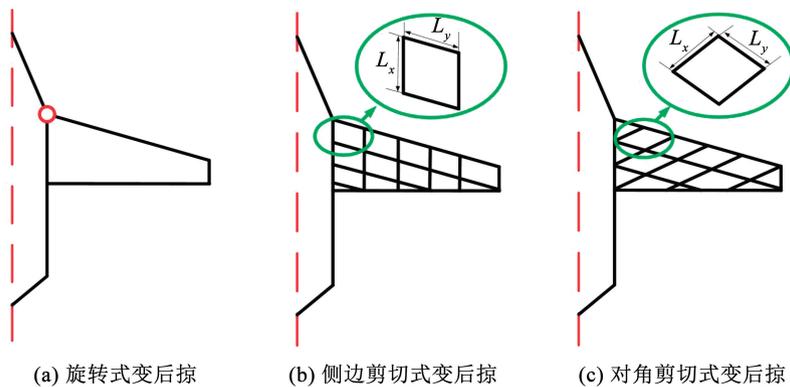


图1 不同变后掠形式对比

Fig. 1 Comparison of different variable-sweep

旋转式变后掠翼通过绕其在翼根处设置的铰接转轴旋转来实现后掠角变化,其结构见图1(a)。侧边剪切式与对角剪切式变后掠翼均是基于平行四边形单元剪切变形而提出的变后掠翼,两种剪切式变后掠翼区别在于:侧边剪切式变后掠翼的翼根为平行四边形一固定边,剪切过程中尺寸不发生变化,表现为翼面变形过程中,各展向位置的翼剖面进行线性规律的流向平移,越靠近翼尖平移量越大,其结构见图1(b);对角剪切式变后掠翼翼根为平行四边形单元的对角线,其在剪切过程中尺寸发生变化,表现为变形过程中,各展向位置的翼剖面沿流向的剖面

弦长长度发生变化,越靠近翼根长度变化量越大,其结构见图1(c)。变形形式的不同会导致机翼变形能力与气动特性产生差异,研究差异的表现形式和作用机理,对于飞行器变后掠翼的设计有着重要意义。

2 机翼主要参数分析

变形飞行器的初始设计阶段,合理设计机翼参数对飞行器气动性能有很大影响。故本文通过机翼面积、根梢比、展弦比和翼型相对厚度4个机翼主要参数对3种变后掠形式进行参数建模分析。设定

3种变后掠形式在初始的低速外形相同,后掠角用前缘后掠角 θ_s 表示,机身半宽度用 l_0 表示,机翼长度用 l_1 表示,机翼翼型最大厚度和弦长分别用 t_{max} 、 b 表示,翼尖弦长和翼根弦长分别用 b_1 、 b_0 表示,参数见图2。本文初始状态参数参照已有变后掠翼,参数为: $b_0=4.8\text{ m}$ 、 $b_1=1.2\text{ m}$ 、 $l_1=9.9\text{ m}$ 、 $l_0=3.3\text{ m}$ 、 $t_{max}/b=10\%$ 。

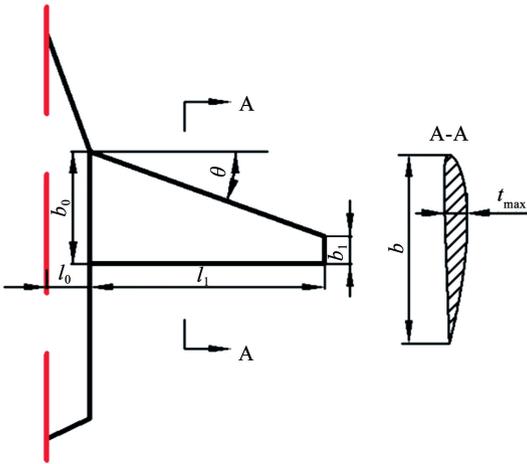


图2 变形翼平面参数

Fig. 2 Morphing wing plane parameters

2.1 机翼面积分析

随着后掠角的变化,飞行器单翼面积发生变化,3种变形形式的单翼面积分别为:

$$S_{f1} = \frac{(b_0 + b_1)l_1}{2} - \frac{b_0^2 \tan(\theta_s - \theta_0)}{2} \quad (1)$$

$$S_{f2} = \frac{(b_0 + b_1)l_1 \cos \theta_s}{2 \cos \theta_0} \quad (2)$$

$$S_{f3} = \frac{(b_{0s} + b_{1s})l_1 \cos \theta_s}{2 \cos \theta_0} \quad (3)$$

式中: S_{f1} 、 S_{f2} 、 S_{f3} 分别为传统旋转式、侧边剪切式、对角剪切式变后掠方案的单翼面积, θ_0 为初始状态后掠角(设为 20°), θ_s 为后掠角, b_0 、 b_1 分别为初始状态下翼根弦长和翼尖弦长, l_0 为飞行器机身的半宽度, l_1 为初始状态下单翼的展向长度。

其中对角剪切式变后掠翼翼根弦长和翼尖弦长随着后掠角发生变化,分别为:

$$b_{0s} = b_0 \frac{L_y \sin \theta_s + \sqrt{L_x^2 - L_y^2 \cos^2 \theta_s}}{L_y \sin \theta_0 + \sqrt{L_x^2 - L_y^2 \cos^2 \theta_0}} \quad (4)$$

$$b_{1s} = b_1 \frac{L_y \sin \theta_s + \sqrt{L_x^2 - L_y^2 \cos^2 \theta_s}}{L_y \sin \theta_0 + \sqrt{L_x^2 - L_y^2 \cos^2 \theta_0}} \quad (5)$$

式中: b_{0s} 、 b_{1s} 分别为后掠角为 θ_s 时对角剪切式变后掠翼的翼根弦长、翼尖弦长, L_y 、 L_x 分别为平行四边形单元前缘方向长度、非前缘方向长度。

基于式(1)~(3)进行分析,不同后掠角情况下

3种变后掠方式的单翼面积变化如图3所示,其中对角剪切式变后掠翼其单翼面积除了随后掠角变化发生变化,还受到平行四边形单元长宽比的影响,图3中单翼面积曲线按 $L_x/L_y=1$ 进行绘制。

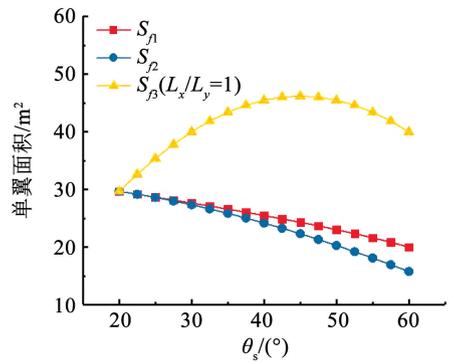


图3 单翼面积随后掠角变化

Fig. 3 Single wing area subsequently changes with sweep angle

由图3可以看出,随着机翼后掠角从 20° 增大到 60° ,对角剪切式变后掠方案的单翼面积先增大后减小,在 45° 后掠角时单翼面积达到最大,增大了55.55%;而旋转式变后掠与侧边剪切式变后掠方案的单翼面积一直在减小,其中旋转式变后掠方案的单翼面积减少32.55%,侧边剪切式变后掠方案的单翼面积减少46.80%。

为了进一步研究不同参数对对角剪切式变后掠方案单翼面积的影响,基于式(1)~(5)进行分析,对角剪切式变后掠方案单翼面积的变化见图4。由图4可以看出,在平行四边形单元的长宽比 $L_x/L_y < 2.747$ 时,随着机翼后掠角从 20° 增大到 60° ,单翼面积先增大后减小,面积最大状态所对应的后掠角随着 L_x/L_y 的增大而减小;在平行四边形单元的长宽比 $L_x/L_y \geq 2.747$,随着机翼后掠角从 20° 增大到 60° ,单翼面积在逐渐减小。该现象显示通过调整平行四边形单元的长宽比可以改变单翼面积最大出现的位置,对变后掠翼飞行器的飞行状态有重要影响。

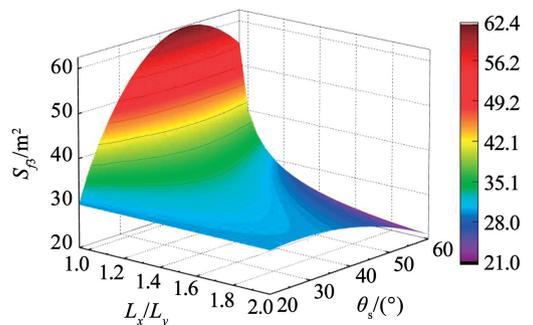


图4 长宽比和后掠角对对角剪切式变后掠单翼面积影响

Fig. 4 Effects of aspect ratio and sweep-angle on the area of diagonal shear variable-sweep wing

2.2 展弦比分析

随着后掠角的变化,飞行器单翼面积发生变化,传统旋转式、侧边剪切式、对角剪切式变后掠方案的单翼展弦比 λ_{f1} 、 λ_{f2} 、 λ_{f3} 分别为:

$$\lambda_{f1} = \frac{4(l_0 + l_1 \frac{\cos \theta_s}{\cos \theta_0})}{[\frac{b_0}{\cos(\theta_s - \theta_0)} + b_1]} \quad (6)$$

$$\lambda_{f2} = \frac{4(l_0 + l_1 \frac{\cos \theta_s}{\cos \theta_0})}{b_0 + b_1} \quad (7)$$

$$\lambda_{f3} = \frac{4(l_0 + l_1 \frac{\cos \theta_s}{\cos \theta_0})}{b_{0s} + b_{1s}} \quad (8)$$

基于式(6)~(8)进行分析,不同后掠角时,3种变后掠翼方式的展弦比变化如图5所示,其中对角剪切式变后掠翼展弦比除了随后掠角变化发生变化,还受到平行四边形单元长宽比的影响,图中单翼面积曲线按 $L_x/L_y=1$ 进行绘制。由图5可以看出,随着机翼后掠角从 20° 增大到 60° ,3种变后掠方案的展弦比均在逐渐减小,其中旋转式变后掠方案的展弦比最大减少 52.16%,侧边剪切式变后掠方案的展弦比最大减少 35.11%,对角剪切式变后掠方案的展弦比最大减少 74.38%。

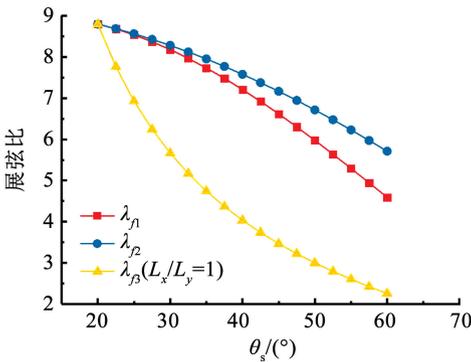


图 5 展弦比随后掠角变化

Fig. 5 Aspect ratio subsequently changes with sweep angle

为进一步研究不同参数对对角剪切式变后掠方案展弦比的影响,基于式(6)进行分析,对角剪切式变后掠方案展弦比的变化见图6。根据图6显示:在平行四边形单元长宽比一定的条件下,随着机翼后掠角的逐渐增大,展弦比在逐渐减小,而且减小速率变慢;在机翼后掠角一定的条件下,随着平行四边形单元长宽比逐渐增大,展弦比在逐渐增大,而且增大速率变快。该现象意味着在调整平行四边形单元的长宽比可以改变机翼的展弦比,对变后掠翼飞行器的高低速气动性能有重要影响。

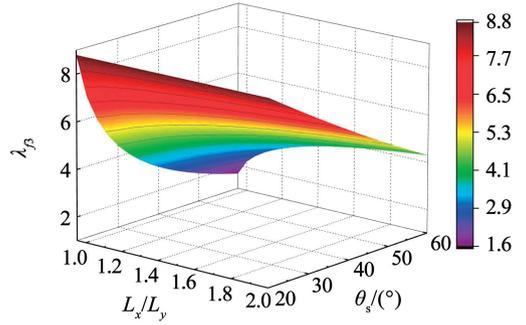


图 6 长宽比和后掠角对对角剪切式变后掠展弦比的影响
Fig. 6 Effects of aspect ratio and sweep-angle on the aspect ratio of diagonal shear variable-sweep wing

2.3 根梢比分析

随着后掠角的变化,飞行器根梢比发生变化,传统旋转式、侧边剪切式、对角剪切式变后掠方案的根梢比 η_{f1} 、 η_{f2} 、 η_{f3} 分别为:

$$\eta_{f1} = \frac{b_0}{b_1 \cos(\theta_s - \theta_0)} \quad (9)$$

$$\eta_{f2} = \frac{b_0}{b_1} \quad (10)$$

$$\eta_{f3} = \frac{b_0}{b_1} \quad (11)$$

基于式(9)~(11)进行分析,不同后掠角时,3种变后掠翼方式的根梢比变化见图7。由图7可以看出,随着机翼后掠角从 20° 增大到 60° ,传统旋转式变后掠方案的根梢比在逐渐增大,侧边剪切式、对角剪切式变后掠方案的根梢比均不发生变化,而且平行四边形单元尺寸参数对对角剪切式变后掠的根梢比无影响。

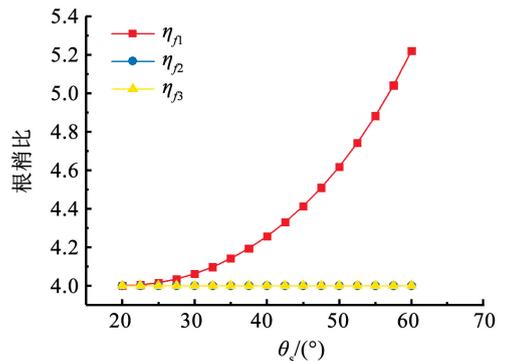


图 7 根梢比随后掠角变化

Fig. 7 Root shoot ratio subsequently changes with sweep angle

2.4 相对厚度分析

随着后掠角的变化,飞行器翼型的相对厚度发生变化,传统旋转式、侧边剪切式、对角剪切式变后掠方案的相对厚度 c_{f1} 、 c_{f2} 、 c_{f3} 分别为:

$$c_{f1} = \frac{t_{\max}}{b} \quad (12)$$

$$c_{f2} = \frac{t_{\max}}{b} \quad (13)$$

$$c_{f3} = \frac{t_{\max}}{b_s} \quad (14)$$

基于式(12)~(14)进行分析,不同后掠角时,3种变后掠方式的翼型相对厚度变化见图8。由图8可以看出,随着机翼后掠角从20°增大到60°,传统旋转式和侧边剪切式变后掠方案的翼型相对厚度不变,对角剪切式变后掠方案的翼型相对厚度最大减小60.51%。而且旋转式变后掠方案的翼型方向发生改变,而侧边剪切式与对角剪切式变后掠方案的翼型方向一直与机身中线平行。

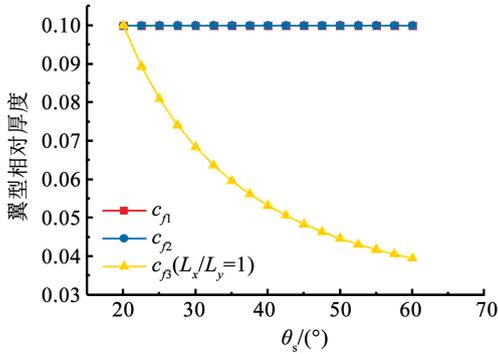


图8 翼型相对厚度随后掠角变化

Fig. 8 Relative thickness of airfoil subsequently changes with sweep angle

为进一步研究不同参数对对角剪切式变后掠方案翼型相对厚度的影响,基于式(13)、(14)进行分析,对角剪切式变后掠方案的翼型相对厚度变化见图9。根据图9显示:在平行四边形单元长宽比一定的条件下,随着机翼后掠角的逐渐增大,翼型相对厚度在逐渐减小,有利于飞行器的高速飞行。而在机

翼后掠角一定的条件下,随着平行四边形单元长宽比的逐渐增大,翼型相对厚度也在逐渐增大。该现象意味着在调整平行四边形单元的长宽比可以改变机翼的相对厚度,对变后掠翼飞行器的高速性能有重要影响。

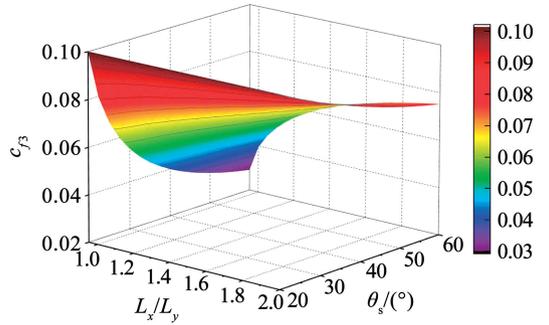


图9 长宽比和后掠角对对角剪切式变后掠翼翼型相对厚度的影响

Fig. 9 Effects of aspect ratio and sweep-angle on the relative thickness of diagonal shear variable sweep wing

3 机翼气动性能分析

本文变后掠翼适用于来流马赫数(Ma)0.2~1.4的飞行工况,为了解旋转式变后掠、侧边剪切式变后掠、对角线剪切式变后掠3种变形形式的气动特性差异,对如图10所示的3种变后掠翼身组合体(外翼段翼型为NACA64a-210)进行同等气动参数条件下的宽速域绕流流场数值模拟分析,通过计算跨音速和超音速固定布局的气动特性,分析机翼准定常变后掠的情况。

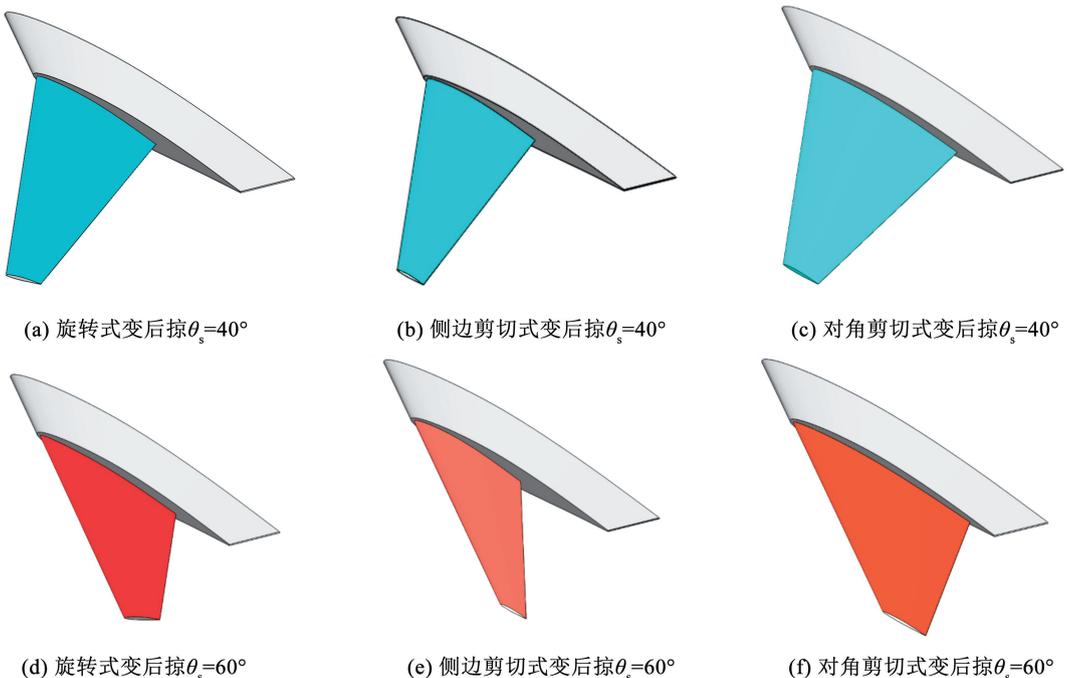


图10 3种布局方案的模型

Fig. 10 Models of three layout schemes

通过在跨音速和超音速速域内选取典型自由来流速度,采用 Fluent 软件对 3 种变形形式的机翼模型进行跨音速(40°后掠角)与超音速(60°后掠角)状态的气动性能仿真分析,仿真分析采用黏性可压缩流动的数值模拟方法,内边界为无滑移固壁边界条件,外边界为自由流边界条件。仿真分析的网格为结构与非结构混合网格,机翼翼根区域设定为三棱柱网格,并进行局部网格加密,机翼网格单元数为 500 万个左右,其计算网格见图 11。

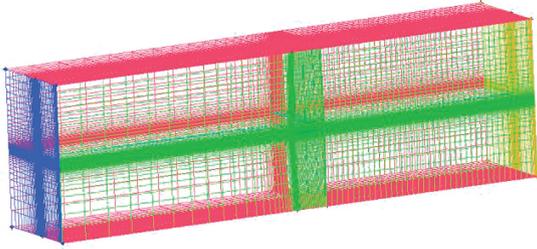


图 11 机翼的计算网格图

Fig. 11 Calculation grid diagram of wing

跨音速(40°后掠角)与超音速(60°后掠角)状态的气动性能仿真分析采用 $k-\omega$ SST 湍流模型,差

分格式分别采用 Roe 格式和 ASUM 格式。迭代步数设置为 1 000 步,在湍流变量与基本变量的残差比最初迭代时小 3 个量级以上,分析认为收敛到定常状态数值解。

3.1 气动特性差异

通过仿真获得了 3 种变后掠方式机翼在跨音速(0.8 Ma)机动状态和超音速(1.4 Ma)巡航状态的气动特性,对于旋转式变后掠翼,升力、阻力系数随机翼迎角的变化趋势与相关文献[4, 16~18]相同,气动特性数值上存在差异是由于飞行工况与机翼参数不同引起的。

如图 12 所示,机翼飞行速度为 0.8 Ma 时,在最大升阻比方面,对角剪切式变后掠方案比旋转式变后掠方案和侧边剪切式变后掠方案更优,但是 3 种方案最大升阻比相差较小,其数值差小于 5%,而且 3 种方案相同攻角情况下升阻比数值接近。在升力系数和阻力系数方面,对角剪切式变后掠方案比旋转式变后掠方案和侧边剪切式变后掠方案更低,其中阻力系数的差异主导了 3 种方案升阻比的差异。

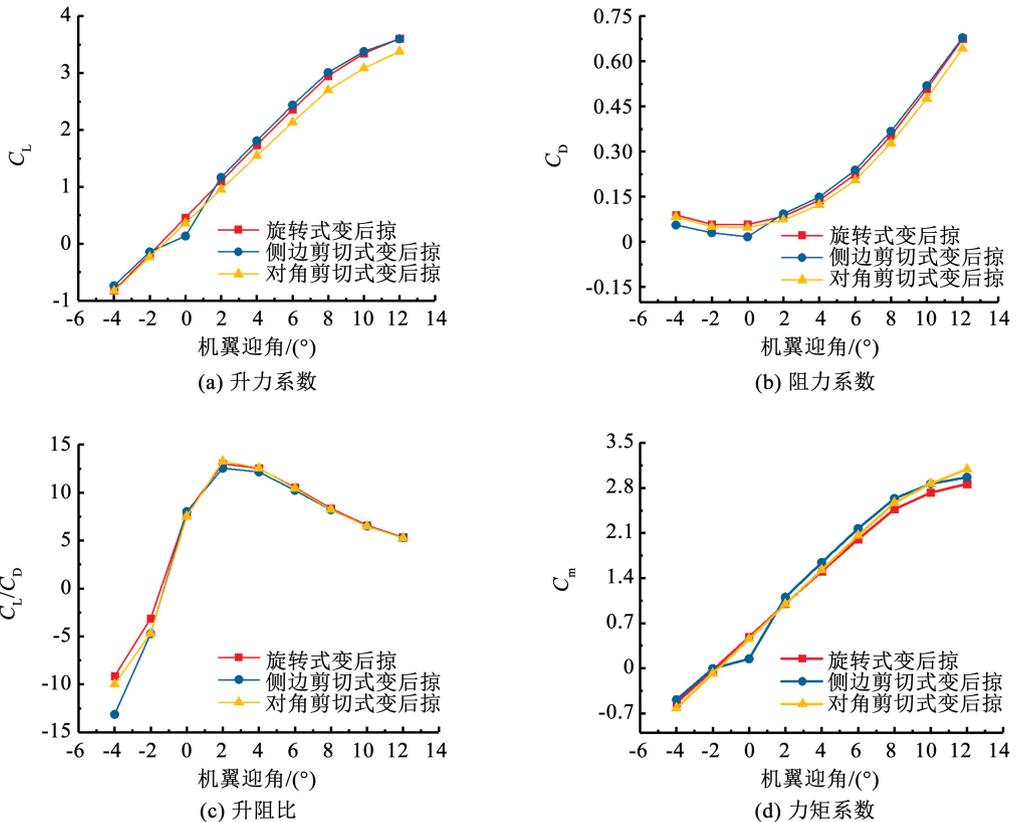


图 12 跨音速时 3 种变后掠方式的气动特性

Fig. 12 Aerodynamic characteristics of three variable-sweep modes in transonic flow

如图 13 所示,机翼飞行速度为 1.4 Ma、飞行攻角为 4°时,3 种变后掠方案气动升阻比最大,对角剪切式变后掠方案比旋转式变后掠方案和侧边剪切式

变后掠方案的升阻比分别提升了 4.88% 和 37.08%,增强了飞行器高速飞行能力。在飞行攻角从 -4°增大到 4°时,3 种变后掠方案气动升阻比均在增大,对

角剪切式变后掠方案增大的更多;而飞行攻角从 4° 增大到 12° 时,3种变后掠方案气动升阻比均在减小,对角剪切式变后掠方案减小的更多;这意味着不同攻角下对角剪切式变后掠方案升阻比变化大,能够适应更广泛的飞行条件,提高飞行器的机动性和

适应性。在升力系数和阻力系数方面,对角剪切式变后掠方案比旋转式变后掠方案和侧边剪切式变后掠方案更低,其中阻力系数的差异主导了升阻比的差别。

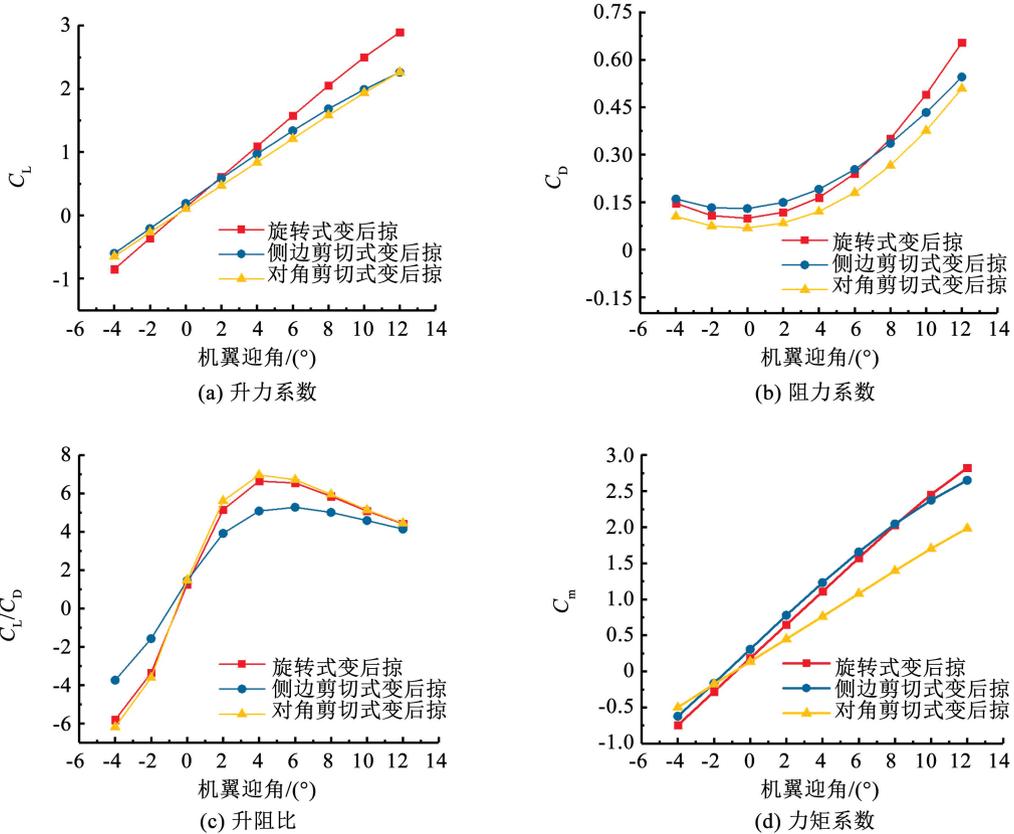


图 13 超音速时 3 种变后掠方式的气动特性

Fig. 13 Aerodynamic characteristics of three variable-sweep modes in supersonic flow

3.2 气动特性差异形成机理

为进一步研究 3 种变后掠方式机翼气动特性差异形成的机理,对比研究了机翼中间截面与近翼尖截面的流速情况。在 3 种变后掠方式机翼来流速度为 $1.4 Ma$ 时,距离翼根截面 $2.6 m$ 处中间截面以及距离翼根截面 $5.2 m$ 处靠近翼尖截面的速度云图见图 14。由图 14 可以看出,3 种变后掠方式机翼靠近翼尖截面处的流场有较大差别。旋转式变后掠方案的机翼翼型由于与气流方向有夹角,进而导致其翼尖截面出现了气流分离流动,其速度云图见图 14(a)。侧边剪切式与对角剪切式变后掠方案的机翼翼尖截面处翼型完整,并未出现气流分离流动,同时对角剪切式变后掠方案由于机翼翼型相对厚度更小、翼型前缘半径更小导致其流速变化更低,其速度云图见图 14(c)、14(e)。

如图 14 所示,3 种变后掠方式机翼的中间截

面处流场差别较小,其中旋转式变后掠方案的机翼翼型发生变化,侧边剪切式变后掠方案的机翼翼型相对厚度较高。与上述两种变形形式相比,对角剪切式变后掠方案的机翼翼型相对厚度更小导致其流速变化更低,其速度运动图见图 14(b)、14(d)、14(f)。在 3 种变后掠方式机翼来流速度为 $1.4 Ma$ 时,不同展向位置机翼截面的压力系数见图 15。3 种变后掠方式机翼距翼根 $5.2 m$ 的截面压力系数差别较大,旋转式变后掠方案在该截面机翼翼型不完整导致翼尖涡的出现,其余两种剪切式变后掠方案在该截面机翼翼型完整,不存在这种流动现象。3 种变后掠方式机翼在其余两个截面的压力系数差异较小,其中侧边剪切式变后掠方案的机翼翼型相对厚度较大,影响机身外侧流场,进而导致该方案的压力系数与其余两种方案的压力系数有一定差别。

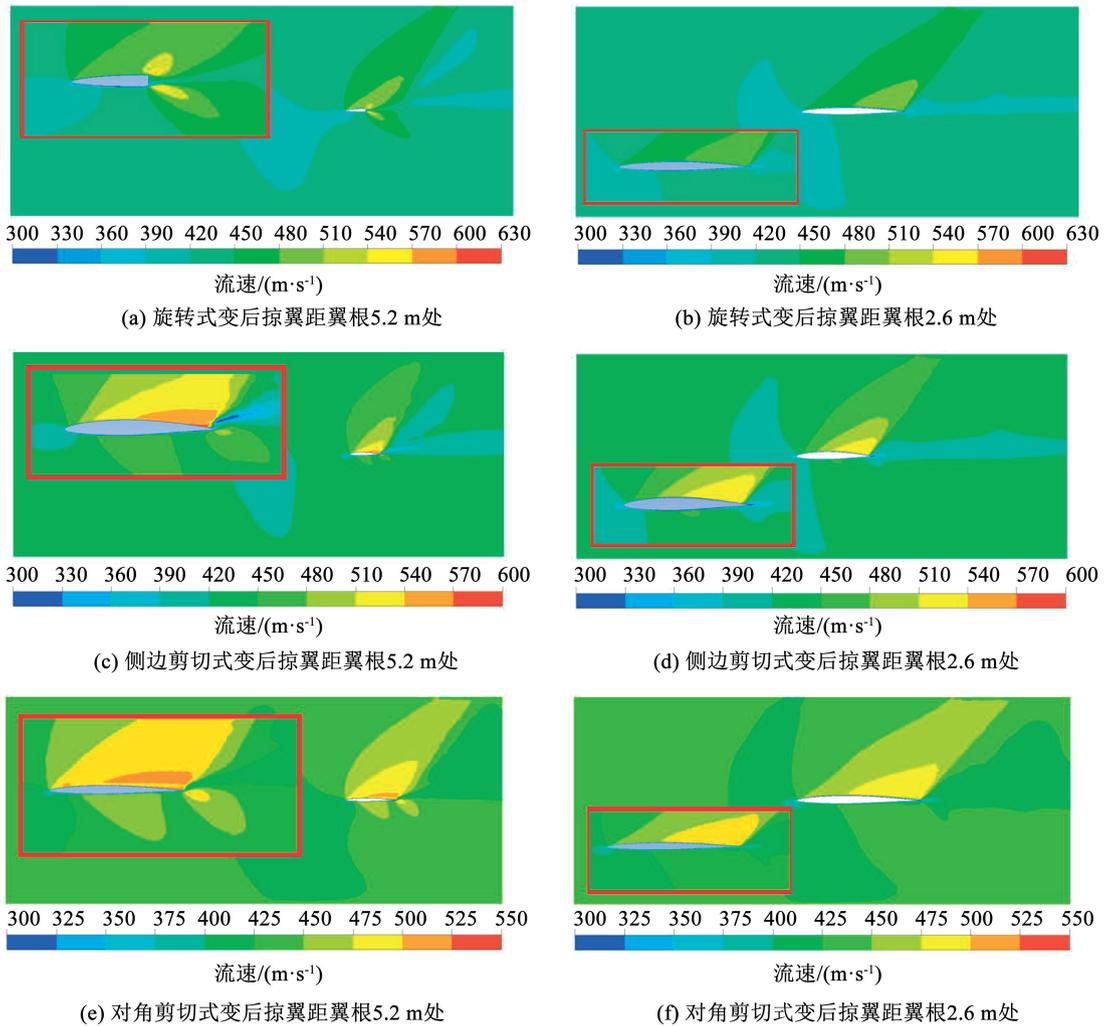


图 14 超音速状态机翼中间截面与翼尖截面的速度云图

Fig. 14 Velocity nephogram of wing middle section and wing tip section at supersonic speed

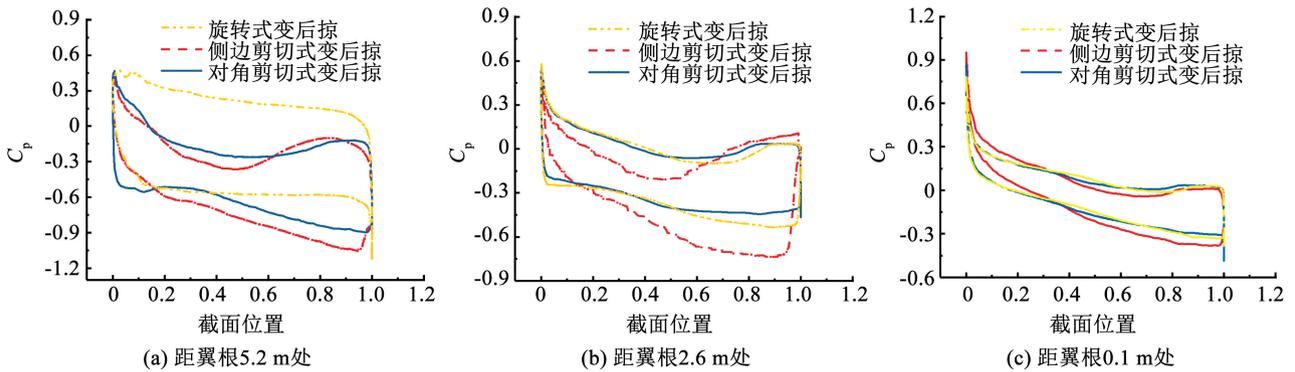


图 15 3 种变形方式机翼截面压力系数

Fig. 15 Pressure coefficient of wing section under three deformation modes

4 对角剪切式变后掠翼优化

基于飞行器飞行工况,为满足飞行器在亚音速起降、跨音速机动、超音速巡航这 3 种状态下的气动特性,对对角剪切式变后掠方案中的平行四边形单元长宽比参数进行优化。以飞行器超音速巡航

状态下机翼面积、展弦比、根弦长为优化目标,以后掠角 θ_s 和平行四边形单元的长宽比 L_2/L_1 为设计变量,对对角剪切式变后掠翼进行优化设计。基于式(1)~(14)进行分析,得到对角剪切式变后掠翼优化模型为

$$\left. \begin{aligned}
 &\min S_{f_3} \text{ (超音速状态)} \\
 &\max \Delta \lambda_{f_3} \\
 &\max \Delta b_{0s} \\
 &\text{s. t. } \theta_s \subseteq [20^\circ, 60^\circ] \\
 &\quad L_2/L_1 \subseteq [0.94, 5.00]
 \end{aligned} \right\} \quad (15)$$

非支配遗传算法相比于传统的遗传算法增加了密度值估计、快速非支配排序以及经营策略,计算效果极大增强。因此,本文采用了非支配遗传算法对对角剪切式变后掠翼优化模型进行多目标优化,种群数量设置为200,迭代代数设置为300,优化后的Pareto曲线见图16。

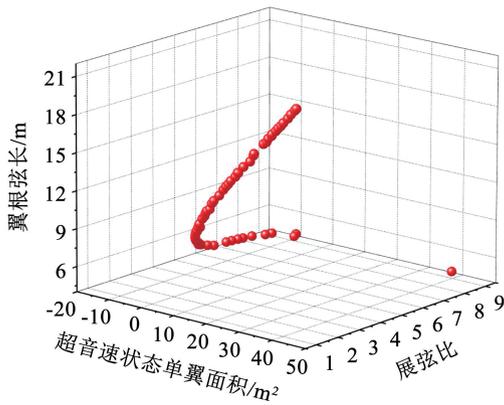


图16 对角剪切式变后掠翼变形能力 Pareto 曲线

Fig. 16 Pareto curve of deformability for the diagonal shear variable-sweep wing

根据图16可以看出,对角剪切式变后掠翼的最大后掠角面积与翼根弦长为正相关,而最大后掠角面积与展弦比最小值为负相关。优化可行解见表1,由于最大后掠角面积与展弦比在实际飞行中对飞行器气动性能影响大,故选取 $\theta_s = 59.1^\circ$, $L_2/L_1 = 1.35$ 作为后掠角和平行四边形单元长宽比的最优解。

表1 对角剪切式变后掠翼超音速状态变形能力优化可行解
Tab. 1 Feasible solutions to the variability optimization of diagonal shear variable-sweep wing

序号	$\theta/(\circ)$	L_2/L_1	变形面积/m ²	展弦比	翼根弦长/m
1	59.372 01	0.940 02	41.891 36	1.284 42	21.593 92
2	58.164 65	0.950 16	25.105 86	1.738 05	16.307 34
3	58.965 49	0.972 25	15.714 25	2.048 10	13.642 37
4	59.241 89	1.000 18	10.288 47	2.306 74	12.052 24
5	58.571 61	1.059 00	4.549 30	2.742 33	10.261 03
6	57.833 74	1.157 69	-0.053 27	3.226 07	8.836 81
7	58.612 92	1.230 29	-2.017 84	3.381 30	8.315 84
8	59.100 10	1.349 61	-4.144 94	3.613 85	7.712 83
9	59.131 23	1.434 73	-5.202 95	3.765 39	7.398 26
10	59.069 39	1.531 30	-6.130 39	3.917 85	7.118 33

根据对角剪切式变后掠翼优化结果,拓扑 $L_2/L_1 = 1.35$ 的平行四边形单元,构建单自由度梯形翼骨架机构,骨架机构由翼身连接板、前缘、翼肋、翼梁、辅助支撑肋板等组成,通过电机和导轨滑块机构带动骨架剪切变形实现后掠角的变化,为维持机翼外形变形过程光滑联系采用凯夫拉/碳纤维混杂复合蒙皮,其详细结构组成见图17。

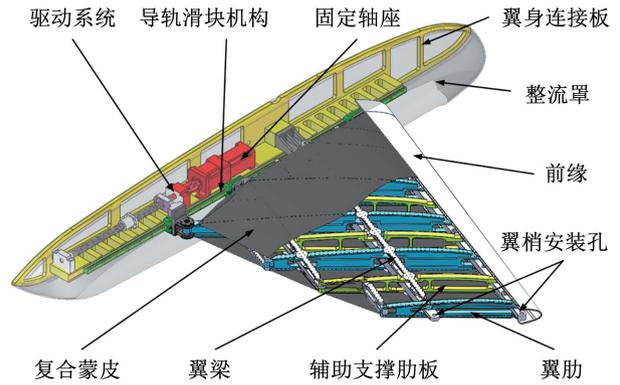


图17 变形翼蒙皮-骨架系统组成

Fig. 17 Composition diagram of morphing wing skin-skeleton system

为了测试对角剪切式变后掠翼样机在低速气动载荷作用下的变形能力和气动性能,对其进行如图18所示的低速风洞试验。



(a) 后掠角20°状态



(b) 后掠角60°状态

图18 不同后掠角变后掠翼气动实验图

Fig. 18 Pneumatic experiment diagram of variable-sweep wing with different sweep angles

对角剪切式变后掠翼样机固定在风洞半模天平上,在 $0.15 Ma$ 风速下改变风洞半模天平的转角来模拟机翼攻角的变化。试验结果显示:在机翼攻角 $-4^\circ \sim 12^\circ$ 的变化范围内,对角剪切式变后掠翼顺利完成多次连续变后掠试验,变形功能满足低速状态下的变形需求,并得到不同后掠角条件下随迎角变化的机翼样机升力系数与阻力系数,其曲线见图 19。

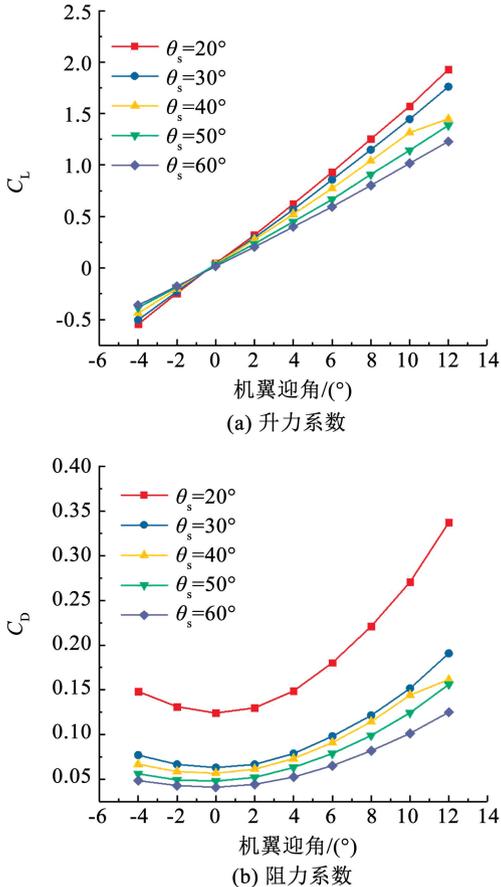


图 19 $0.15 Ma$ 下机翼升力系数与阻力系数随迎角变化实验曲线图

Fig. 19 Lift and drag coefficient of morphing wing varying with angle of attack at $0.15 Ma$

根据图 19 可以看出,在 $0.15 Ma$ 条件下,对角剪切式变后掠翼的升力系数随着攻角的增大而增大,而阻力系数则随着攻角的增大先减小后增大。对角剪切式变后掠翼升力曲线斜率随着后掠角的增大而降低;而且阻力系数随着后掠角的增大也在逐渐减小,其主要原因是机翼后掠角增大会降低展弦比和翼型相对厚度。

5 结论

1) 在后掠角从 20° 变化到 60° 的过程中,与其他两种变后掠方式相比,对角剪切式变后掠在变形后可以获得更小的展弦比、相对厚度和更大的单翼面积,同时可通过平行四边形单元长宽比对上述参数进行调节,具体表现为:在机翼后掠角一定的条件

下,随着平行四边形单元长宽比的增大,对角剪切式变后掠翼展弦比和翼型相对厚度在逐渐增大;当平行四边形单元长宽比 $L_x/L_y < 2.747$,随着机翼后掠角的逐渐增大,单翼面积先增大后减小;当平行四边形单元长宽比 $L_x/L_y \geq 2.747$,随着机翼后掠角的逐渐增大,单翼面积在逐渐减小。

2) 对比其他两种变后掠方式,对角剪切式变后掠的升阻比特性更优,而且阻力系数主导了升阻比的差异。在 $0.8 Ma$ 、后掠角 40° 时,3 种方案最大升阻比相差较小,其数值差小于 5%,而且 3 种方案相同攻角情况下升阻比数值接近;在 $1.4 Ma$ 、后掠角 60° 时,对角剪切式变后掠方案升阻比优势明显,不同攻角下对角剪切式变后掠方案升阻比变化大,能够适应更广泛的飞行条件,对于更需要跨声速机动与超声速巡航的飞行器而言,对角剪切式变后掠方式能够带来更好的气动性能。

3) 3 种变后掠方式所引起的气动特性差异,一是由于旋转式变后掠的机翼翼型未沿气流方向,导致其翼尖截面处出现了分离流动,并且其在近翼尖位置处截面翼型不完整,可能产生翼尖涡,使压力系数产生差异;二是相比于上述两种变形形式,对角剪切式变后掠翼型相对厚度较低、流速变化较小,使机翼中间截面处流场和压力系数产生差异。

4) 基于非支配遗传算法对对角剪切式变后掠翼进行参数优化,可得到最优可行解 $\theta_s = 59.1^\circ$, $L_2/L_1 = 1.35$,此时最大后掠角面积、展弦比相对较小,变形翼具有较优综合气动性能。基于优化结果研制的蒙皮-骨架式变形翼样机在 $0.15 Ma$ 风速风洞试验中具有全迎角范围下的良好变形性能,同时得益于变形过程中展弦比、翼型的相对厚度的降低,机翼阻力系数随着后掠角增大而减小。

参考文献

- [1] LI Daochun, ZHAO Shiwei, DA RONCH A, et al. A review of modelling and analysis of morphing wings[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2018, 100: 46. DOI: 10.1016/j.paerosci.2018.06.002
- [2] 肖洪, 杨广, 郭宏伟, 等. 飞行器变形翼研究现状与展望[J]. 机械工程学报, 2023, 59(19): 1
XIAO Hong, YANG Guang, GUO Hongwei, et al. Application status and future prospect of aircraft morphing wing[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2023, 59(19): 1. DOI: 10.3901/JME.2023.19.001
- [3] HONG C, CHEPLAK M, CHOI J Y, et al. Flexible multi-body design of a morphing UCAV[C]//AIAA 3rd "Unmanned Unlimited" Technical Conference, Workshop and Exhibit. Reston: AIAA, 2004: 6595. DOI: 10.2514/6.2004-6595
- [4] BÉGUIN B, BREITSAMTER C, ADAMS N. Aerodynamic investigations of a morphing membrane wing[J]. AIAA Journal, 2012, 50(11): 2588. DOI: 10.2514/1.J051772

- [5]田应仲,姜汉斌. 可变后掠机翼变形机理及气动特性研究[J]. 计量与测试技术, 2022, 49(1): 31
TIAN Yingzhong, JIANG Hanbin. Research on deformation mechanism and aerodynamic characteristics of variable swept wing[J]. Metrology & Measurement Technique, 2022, 49(1): 31. DOI:10.15988/j.cnki.1004-6941.2022.1.009
- [6]GREATWOOD C, WALDOCK A, RICHARDSON T. Perched landing manoeuvres with a variable sweep wing UAV[J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 71: 510. DOI: 10.1016/j.ast.2017.09.034
- [7]MANCHESTER Z R, LIPTON J I, WOOD R J, et al. A variable forward-sweep wing design for enhanced perching in micro aerial vehicles [C]//55th AIAA Aerospace Sciences Meeting. Reston: AIAA, 2017; 0011. DOI: 10.2514/6.2017-0011
- [8]DI LUCA M, MINTCHEV S, HEITZ G, et al. Bioinspired morphing wings for extended flight envelope and roll control of small drones [J]. Interface Focus, 2016, 7(1): 20160092. DOI: 10.1098/rsfs.2016.0092
- [9]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. Reston: AIAA, 2007: 1707. DOI: 10.2514/6.2007-1707
- [10]GRANT D, ABDULRAHIM M, LIND R. Flight dynamics of a morphing aircraft utilizing independent multiple-joint wing sweep [C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2006: 6505. DOI:10.2514/6.2006-6505
- [11]ROJRATSIRIKUL P. Bio-inspiration in the wings of man-made flyers [J]. Journal of Research and Applications in Mechanical Engineering, 2013, 1(3): 1
- [12]BAI Songnan, DING Runze, CHIRARATTANANON P. A micro aircraft with passive variable-sweep wings [J]. IEEE Robotics and Automation Letters, 2022, 7(2): 4016. DOI: 10.1109/LRA.2022.3149034
- [13]LU Chengyang, ZHANG Xiaotian, LI Ruizhi, et al. Proof-of-concept study of flexible lattice variable sweptback wing [J]. AIAA Journal, 2023, 61(3): 1129. DOI: 10.2514/1.J062178
- [14]KEIHL M M, BORTOLIN R S, SANDERS B, et al. Mechanical properties of shape memory polymers for morphing aircraft applications [C]//Smart Structures and Materials 2005: Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies. San Diego: SPIE, 2005: 143. DOI: 10.1117/12.600569
- [15]BASAERI H, ZAKERZADEH M, YOUSEFI-KOMA A, et al. Hysteresis modeling, identification and fuzzy PID control of SMA wire actuators using generalized Prandtl-Ishlinskii model with experimental validation [J]. Journal of Computational Applied Mechanics, 2019, 50(2): 263. DOI: 10.22059/JCAMECH.2019.259087.288
- [16]LEI Yuchang, ZHANG Dengcheng, ZHANG Yanhua, et al. Numerical study on aerodynamic characteristics of variable-sweep morphing aircraft at transonic speeds [J]. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2020; 751(1): 012001. DOI: 10.1088/1757-899x/751/1/012001
- [17]SU Xinbing, JIANG Wen, ZHAO Xiwei. Study on the influence of swept angle on the aerodynamic characteristics of the cross-section airfoil of a variable swept-wing aircraft [J]. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2019, 685(1): 012016. DOI: 10.1088/1757-899x/685/1/012016
- [18]LIU Bei, LIANG Hua, HAN Zhonghua, et al. Surrogate-based aerodynamic shape optimization of a sliding shear variable sweep wing over a wide Mach-number range with plasma constraint relaxation [J]. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2023, 66(3): 43. DOI: 10.1007/s00158-023-03507-x

(编辑 张 红)