

控制面偏转方式对前掠翼静气弹特性的影响

苏新兵¹, 王 宁¹✉, 马斌麟¹, 冯浩洋²

(1. 空军工程大学航空工程学院, 西安, 710038; 2. 93427 部队, 北京, 101100)

摘要 针对不同控制面偏转方式对弹性前掠翼静气弹特性的影响, 基于计算流体力学/计算结构力学(CFD/CSD)松耦合静气动弹性数值计算方法, 计算和分析了不同迎角、动压及马赫数条件下前、后缘控制面联合偏转对前掠翼模型的气动特性和弹性变形特性的影响。计算结果表明: 控制面偏转对前掠翼飞机静气动弹性特性影响较大; 当迎角变化, 同向偏转方式的气动特性和弹性变形特性较好, $\alpha=4^\circ$ 时, 弹性机翼的升阻特性较好; 当动压变化时, 反向偏转方式的气动特性和弹性特性占优, 最大升阻比较同向偏转提高约 7%, 反向偏转方式气动特性较好, 最大升阻比较同向偏转提高约 7%; 当马赫数变化时, 弹性机翼条件下 3 种模型分别在 $Ma=0.7$ 时升力系数达到最大值。计算结果可以为前掠翼飞机的实际应用提供参考。

关键词 前掠翼; 静气动弹性; 控制面偏转方式; CFD/CSD 松耦合

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2019.01.003

中图分类号 V211.24 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2019)01-0013-07

Numerical Study on Influence of Control Surfaces on Aero-elastic Characteristics of Forward-swept Wing

SU Xinbing¹, WANG Ning¹✉, MA Binlin¹, FENG Haoyang²

(1. Aeronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;
2. Unit 93427, Beijing 101100, China)

Abstract: A numerical simulation based on computational fluid dynamics/ computational structural dynamics (CFD/CSD) loose coupling static aero elastic numerical calculation method is presented for elastic forward-swept wing (FSW) with control surfaces for its aero-elastic characteristics. The calculation and analysis on aero-elastic characteristics of the elastic FSW with control surfaces are performed under conditions of different angle of attack, dynamic pressure and mach numbers. The calculation result shows that the control surface deflection has great influence on FSW static aero-elastic characteristics; the aerodynamic and elastic deformation characteristics of elastic FSW rank first when leading- and trailing-edge control surfaces deflect in same direction with different angles of attack, and the lift-drag characteristics of elastic FSW is fairly good when $\alpha=4^\circ$. The aerodynamic and elastic deformation characteristics of elastic FSW are quite good when leading- and trailing-edge control surfaces deflect in different direction with different dynamic pressure, and the maximum lift-drag ratio is ahead of about 7%; The lift coefficient of all elastic models is the best when $Ma=0.7$. The study provides reference for real use of FSW only.

收稿日期: 2018-01-26

作者简介: 苏新兵(1976—), 男, 陕西礼泉人, 副教授, 主要从事飞行器设计和计算流体力学研究。E-mail: sxinbing@sohu.com

引用格式: 苏新兵, 王宁, 马斌麟, 等. 控制面偏转方式对前掠翼静气弹特性的影响[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2019, 20(1): 13-19. SU Xinbing, WANG Ning, MA Binlin, et al. Numerical Study on Influence of Control Surfaces on Aero-elastic Characteristics of Forward-swept Wing[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2019, 20(1): 13-19.

Key words: forward-swept wing; static aero-elasticity; control surface deflection; CFD/CSD loose coupling

前掠翼(Forward-Swept Wing, FSW)飞机具有良好的气动性能和操纵性能,具有十分广阔的发展前景^[1-3]。但前掠翼布局固有的静气动弹性发散问题使前掠翼飞行器的发展受到很大阻碍^[4-5]。因此,为了尽快实现前掠翼布局的实际应用,研究前掠翼的静气动弹性问题很有必要。

现代飞行器的结构柔性趋于增大^[6],这也为前掠翼飞行器的静气动弹性问题带来了更大的挑战。针对前掠翼飞行器的静气动弹性问题,国内外进行了大量的研究。Livi Librescu^[7]等采用基于拉普拉斯变换的分析方法研究了前掠翼复合材料结构的静气弹响应;张华^[8]等采用计算流体力学/计算结构力学(CFD/CSD)松耦合方法求解了大展弦比柔性前掠翼的静气动弹性问题。

主动气动弹性机翼(AAW)技术^[9-11]为研究前掠翼飞机提供了一种新思路,将弹性变形问题转变为有利因素,从而达到改善前掠翼静气动弹性问题的目的。本文基于CFD/CSD松耦合方法^[12-13],通过对前掠翼加装控制面,计算和分析了不同迎角、动压以及马赫数条件下,不同控制面偏转方式对弹性前掠翼飞机静气动弹性特性的影响。

1 计算方法及验证

本文基于CFD/CSD松耦合的静气动弹性计算方法对几何模型进行数值仿真计算。该方法将流体控制方程和结构静力学方程耦合起来进行求解,流场模型和结构模型分别在CFD和CSD求解器中单独求解,在每一次迭代中,CFD求解器得到的气动力传递到结构网格,CSD求解器得到结构变形位移传递到流场网格,采用动网格技术^[14]对流场网格更新后进行下一次迭代,直至气动力和结构位移均收敛。

CFD气动力求解技术是CFD/CSD耦合计算的关键,流场数值计算中采用雷诺平均(RANS)三维Navier-Stokes(N-S)方程,在直角坐标系中,定义流动的速度分量为 (u, v, w) ,积分形式的守恒型三维N-S方程组可表示为:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} \mathbf{Q} dV + \iint_S (\mathbf{G} - \mathbf{F}^v) \cdot \mathbf{n} dS = 0 \quad (1)$$

式中: \mathbf{Q} 为解向量; \mathbf{G} 为无粘矢通量项; \mathbf{F}^v 为粘性矢通量项; Ω 为控制体; S 为控制体表面; \mathbf{n} 为边界的外法向量。

湍流模型选用Spalart-Allmaras(S-A)模型。CFD计算采用有限体积法,流场网格划分采用多面体网格^[15]。CSD计算采用有限元方法,CFD网格和CSD网格节点上的气动力和位移数据传递采用常体积转换(Constant Volume Transformation, CVT)方法,流域动网格技术采用径向基函数方法^[16]。

为了体现结果的真实性,使用HIRNASD气动弹性算例^[17]对上述方法进行验证。用多面体网格对流场进行网格剖分,对HIRENASD机翼结构进行四面体网格划分,流场网格和结构网格单元数量分别为3 972 383和186 894。

流场计算条件为 $\alpha=2^\circ$, $Ma=0.8$, $Re=2.35 \times 10^7$, $q/E=4.8 \times 10^{-7}$,其中 q 为流场计算中的动压, E 为杨氏弹性模量。

计算得到的机翼翼梢 $y/b=0.95$ 展位截面的压力系数曲线如图1所示,弹性状态下,计算得到的结果与实验值拟合较好,说明弹性状态下,机翼翼梢处变形较大,结果也更接近实际情况。由图1可知,本文所用的计算方法满足不同控制面偏转方式对前掠翼机翼静气动弹性特性的计算分析要求。

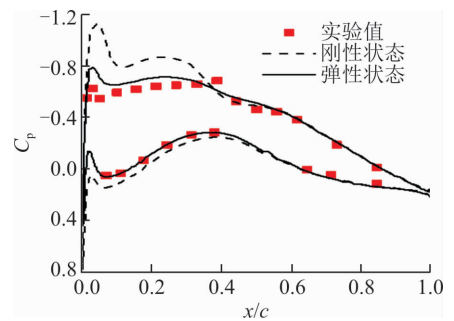


图1 $y/b=0.95$ 展位压力系数

2 计算模型

前掠翼(Forward Swept Wing, FSW)几何模型如图2、图3所示,机身整体为圆柱体带有座舱,机翼采用NACA 64A010翼型,展弦比为3.81,根稍比为0.40,展长为600 mm,翼梢弦长为89.94 mm,前缘前掠 40° ,后缘前掠 52.2° 所使用的模型控制面偏转方式见表1。

表1 计算模型简况 (°)

偏转方式	前缘控制面偏度	后缘控制面偏度
基准模型	0	0
同向偏转	10	10
反向偏转	-10	10



图 2 前掠翼计算模型示意

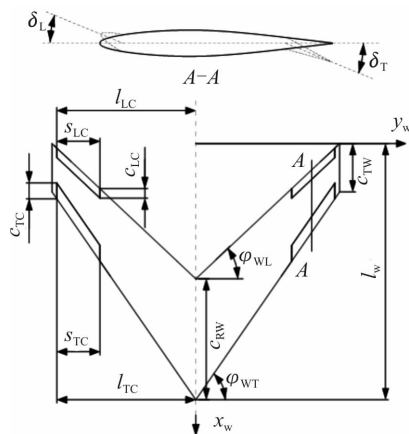


图 3 模型机翼几何轮廓

机翼为弹性,材料属性为 $E_1 = 0.89 \text{ GPa}$, $E_2 = 1.54 \text{ GPa}$, $\nu = 0.31$, $G = 2.6 \text{ GPa}$, $\rho_1 = 381.98 \text{ kg/m}^3$;其中, E_1 指弦向弹性模量, E_2 指轴向弹性模量, ν 是泊松比, G 为剪切模量。

用多面体网格对计算模型流场域进行网格剖分,用四面体网格对机翼结构进行剖分,流场网格和结构网格单元数量分别为 300 万和 80 万,见图 4。

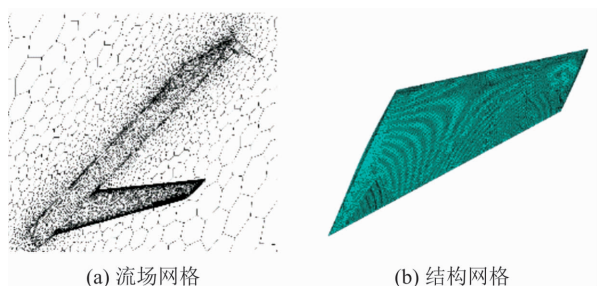


图 4 计算模型网格

3 结果与分析

3.1 不同迎角

在 $Ma = 0.6$, $Re = 2.32 \times 10^6$ 的条件下,采用 CFD/CSD 松耦合计算方法,对不同模型的静气动弹性特性随迎角的变化进行研究。

3.1.1 气动特性

由图 5(a)可知,弹性机翼的升力系数在小迎角时较刚性机翼大,大迎角时情况相反,这是由前掠机翼的正向扭转决定的,机翼的扭转变形导致机翼局部迎角增大,小迎角条件下,机翼未失速,迎角增大导致升力系数增大,迎角过大时,由于局部机翼达到失速迎角,过大的扭转变形会导致升力系数不增反降;无论是刚性机翼条件还是弹性机翼条件,控制面同向或者反向偏转均可使升力系数提高,大迎角下同向偏转方式比反向偏转的提升幅度略大。

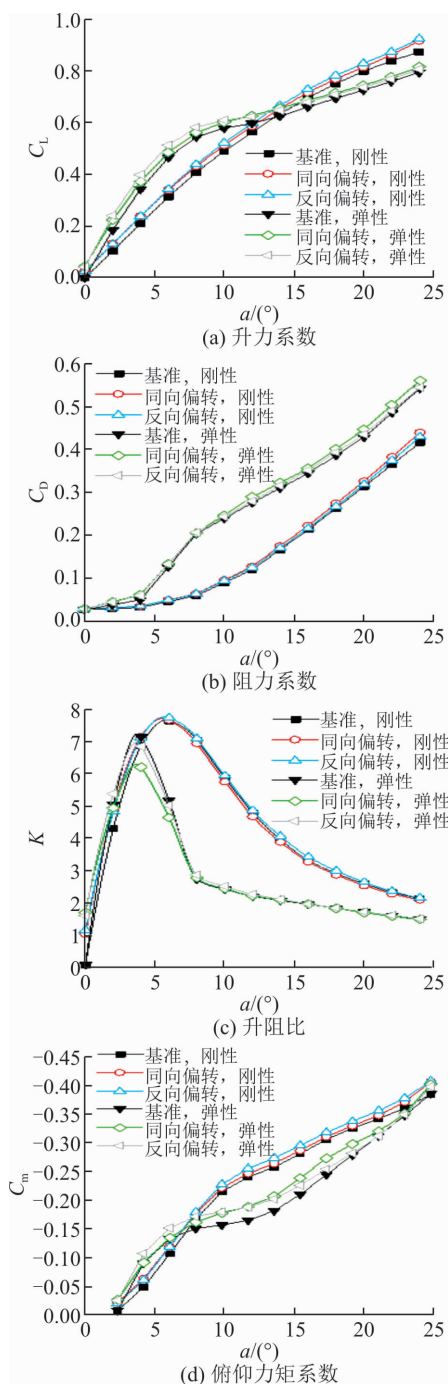


图 5 不同迎角模型的气动特性

由图 5(b)可知,弹性机翼的阻力系数大于刚性机翼,机翼的弹性变形会使迎风面积增大,从而增大了阻力系数。控制面偏转会造阻力系数增大,但阻力系数增幅较小。

由图 5(c)可知,弹性机翼的最大升阻比要小于刚性机翼,同时由于前掠机翼的正向扭转特性,使得弹性机翼在 $\alpha \approx 4^\circ$ 时获得最大升阻比,相比较于刚性机翼提前了大约 2° 。2 种偏转方式均使升阻比有一定的提高,但反向偏转的效率略高。

由图 5(d)可知,无论弹性翼还是刚性翼,与基准模型相比,控制面偏转导致低头力矩增大。较小迎角时弹性机翼反向偏转的低头力矩更大,较大迎角时弹性机翼同向偏转的低头力矩更大。

3.1.2 弹性变形特性

控制面联合偏转时,计算得到模型的翼梢前缘挠度 w_T 和翼梢扭转角 θ_T 随迎角的变化规律见图 6。

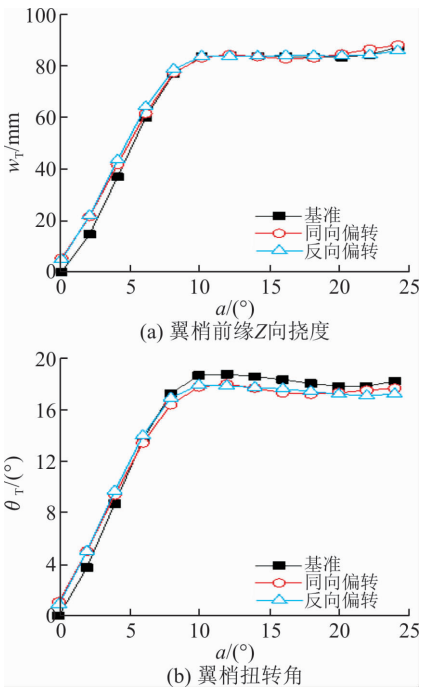


图 6 不同模型弹性变形随迎角的变化规律

由图 6 可知,相对于基本模型,同向和反向偏转模型在翼梢前缘挠度上相差不大,但 2 种偏转方式在大迎角条件下,都能有效减小翼梢扭转角,起到减小机翼扭转变形的作用。在小迎角条件下,2 种偏转方式也会导致机翼翼梢前缘挠度和翼梢扭转角略增加。

相比较于反向偏转,同向偏转在大迎角时弹性变形略有增加,主要是由于升力增量导致的。

当 $\alpha = 4^\circ$ 时,分别取 $y/b = 0.5, 0.8$ 处的压力系数进行比较分析,见图 7。可以看出,控制面偏转会

提高机翼表面压力系数,进而提高升力系数,且这种影响在机翼外侧体现较为明显,机翼内侧区域由控制面偏转带来的影响逐渐减弱,且前缘控制面的影响较后缘控制面更加明显。

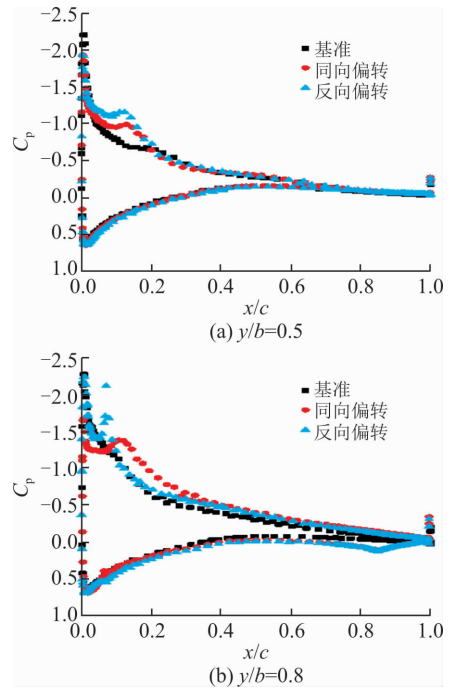


图 7 $\alpha = 4^\circ$ 时机翼沿展向剖面压力系数的分布

3.2 不同动压

为了进一步研究控制面偏转对静气动特性的影响,计算了 $\alpha = 4^\circ$ 时,控制面不同偏转方式随动压的变化。

3.2.1 气动特性

由图 8(a)可知,随着动压的不断提高,刚性机翼的升力系数基本保持不变,弹性机翼的升力系数不断增大且增幅也不断增大。相对于基准模型,2 种偏转方式升力系数都有较大提高;弹性条件下,反向偏转优于同向偏转方式。

由图 8(b)可知,刚性机翼下的阻力系数随动压的提高而减小,这是由于阻力的增幅小于动压的增幅,从而导致阻力系数减小。弹性机翼下的阻力系数随动压增大不断增大,且增幅不断提高,同向偏转的阻力系数较反向偏转要大。

由图 8(c)可知,相对于基准模型,2 种偏转方式对升阻比都有较大提高,提升约 5%。其中,反向偏转方式的升阻性能最好,弹性条件下,最大升阻比比同向偏转提高约 7%。

由图 8(d)可知,刚性条件下,2 种偏转方式的俯仰力矩特性相差不大,低头力矩较基准模型都有较大提高。弹性条件下,反向偏转的低头力矩最大,气动性能最好。

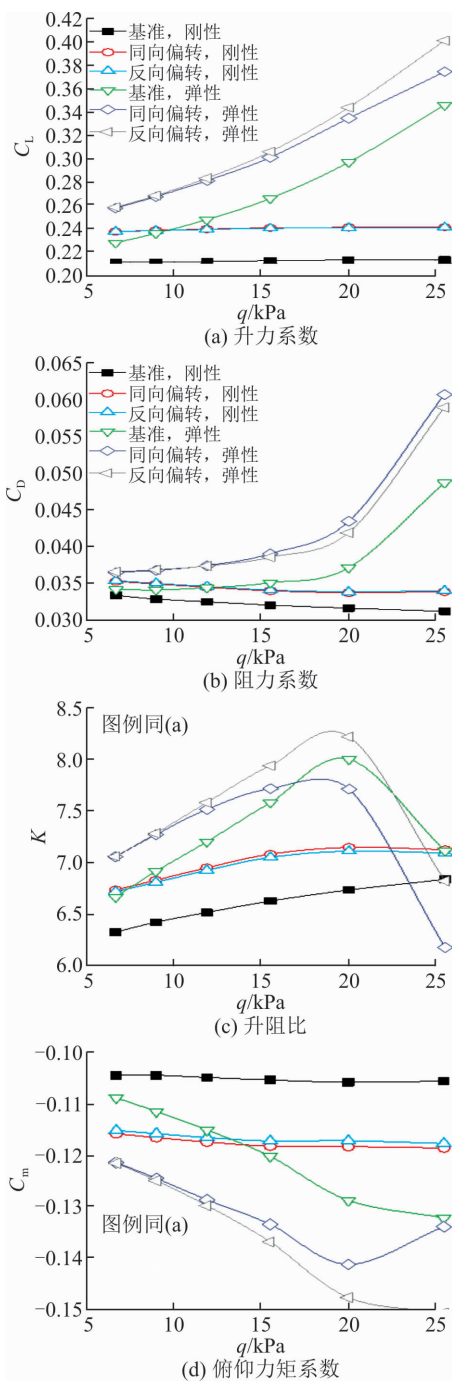


图 8 不同动压模型的气动特性

3.2.2 弹性变形

计算 3 种模型随动压变化的弹性变形特性,得到模型的翼梢前缘挠度 w_T 和翼梢扭转角 θ_T 随迎角的变化规律如图 9 所示。

由图 9 可知,当 $q < 24$ kPa 时,2 种偏转方式的翼梢前缘挠度和翼梢扭转角均比基准模型小。其中,同向偏转方式的弹性变形量略小,弹性特性相对较好。当 $q > 24$ kPa 时,2 种偏转方式的弹性变形量大于基准模型,这是由于升力的提升导致的。

为了进一步分析流动机理,取 $q = 20$ kPa 时弹性机翼 $y/b = 0.5$ 和 $y/b = 0.8$ 时的压力系数见图 10。

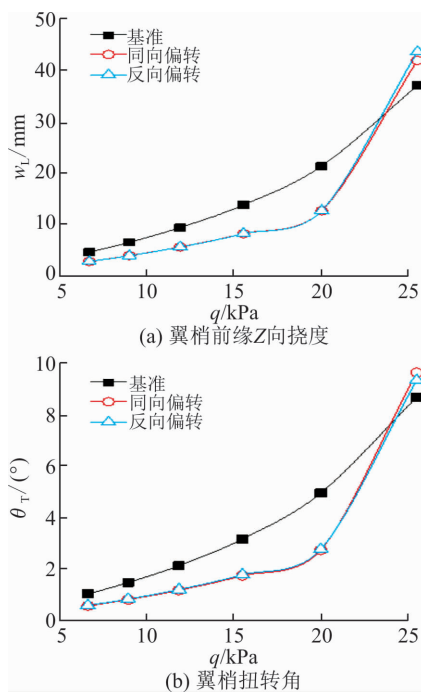


图 9 不同模型弹性变形随动压的变化规律

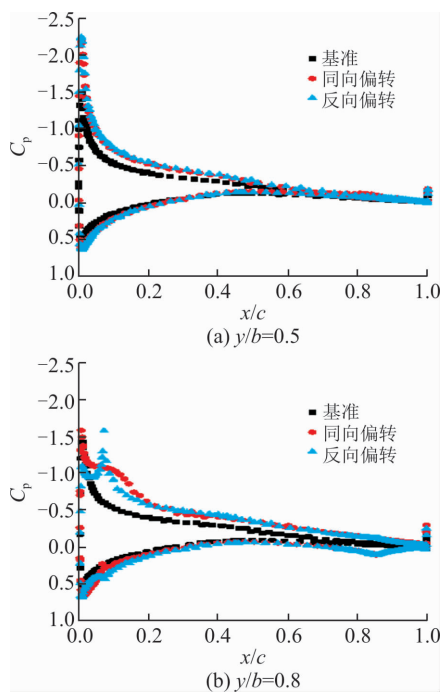


图 10 $q = 20$ kPa 时机翼沿展向剖面压力系数的分布

由图 10 可知,当 $y/b = 0.8$ 时,控制面偏转会导致前缘出现“吸力峰”,后缘压力系数也略有增加,但效率远低于前缘偏转。当 $y/b = 0.5$ 时,控制面偏转带来的压力系数提升也大大降低。

3.3 不同马赫数

进一步计算当 $\alpha = 4^\circ$ 时,不同控制面偏转方式随马赫数变化对前掠机翼的静气动弹性特性的影响。

3.3.1 气动特性

由图 11(a)可知,刚性条件下,升力系数随马赫数的增加逐渐增加,但增幅较小,其中 2 种偏转方式

的升力系数基本一致,较基准模型升力系数提升约12.5%。弹性条件下,当 $Ma < 0.7$ 时,升力系数随马赫数增加不断增大,且增幅逐渐增大;当 $Ma > 0.7$ 时,升力系数开始随马赫数增加而降低;当 $Ma = 0.7$ 时,3种模型升力系数均达到最大值。这是因为升力的非线性增长导致的,随着马赫数的增大,动压呈二次函数式增长,从而导致升力系数下降。

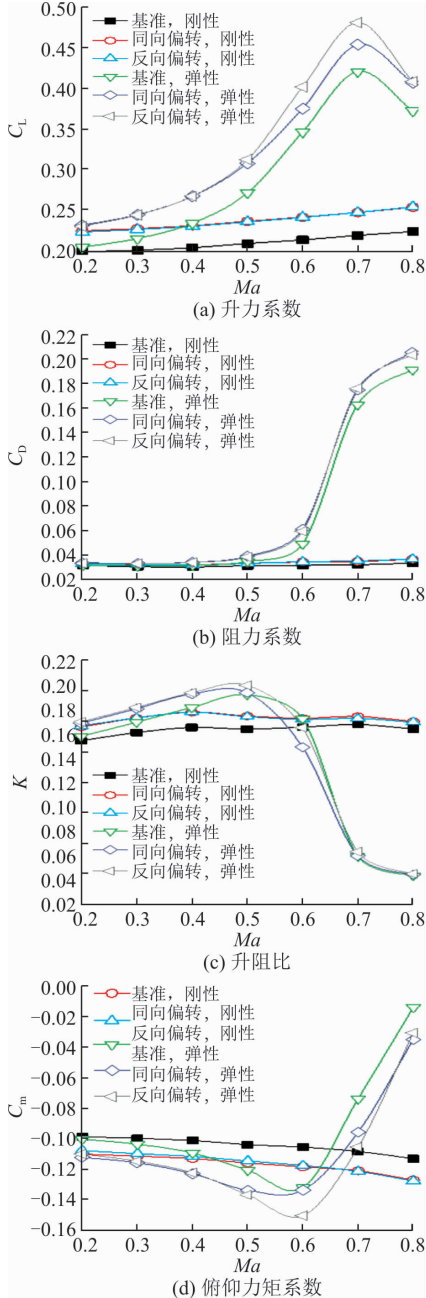


图 11 不同模型的气动特性

由图 11(b)可知,刚性条件下,阻力系数随马赫数基本不变,控制面偏转使阻力系数增加但增幅较小。弹性条件下,当 $Ma < 0.6$ 时,阻力系数增长缓慢;当 $Ma > 0.6$ 时,弹性变形增大,阻力系数急速增加,其中控制面偏转带来的阻力系数增量也在增大。

由图 11(c)可知,刚性条件下,升阻比随马赫数增加基本不变,2种偏转方式都能提高升阻比。弹

性条件下升阻比的变化规律主要受阻力系数的影响,当 $Ma > 0.6$ 时,阻力系数的剧增导致升阻比出现骤降,其中反向偏转的升阻比较好。

由图 11(d)可知,刚性条件下俯仰力矩系数变化较小。刚性条件下,3种模型低头力矩均先增大后减小,在 $Ma = 0.6$ 时,达到最大值,其中反向偏转俯仰特性最好。

3.3.2 弹性变形

由图 12可知,2种偏转方式的翼梢前缘挠度较基准模型略有增加,但翼梢扭转角降低,同向偏转方式的翼梢前缘挠度和翼梢扭转角都比反向偏转方式的低。

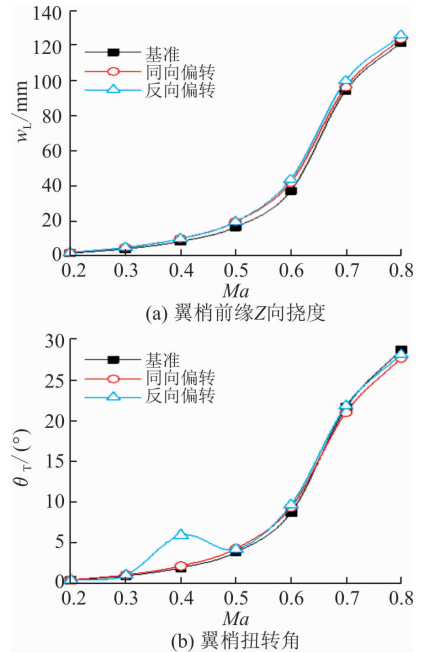


图 12 不同模型弹性变形随马赫数的变化规律

取 $Ma = 0.5$ 时弹性机翼 $y/b = 0.5$ 和 $y/b = 0.8$ 时的压力系数如图 13所示。

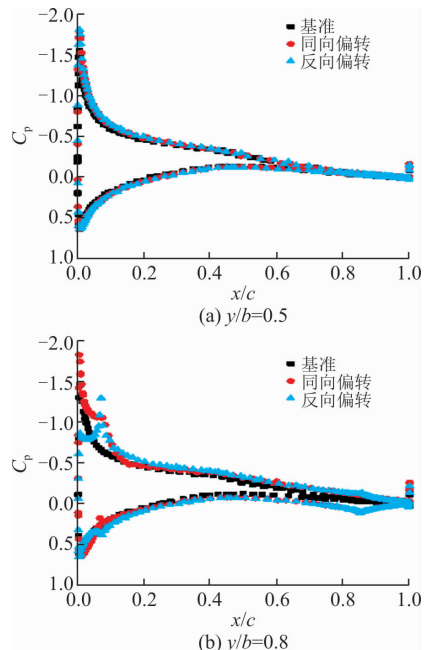


图 13 $Ma = 0.5$ 时机翼沿展向剖面压力系数的分布

由图 13 可知,当 $Ma=0.5$ 时,取 $y/b=0.8$,与基准模型相比控制面偏转会导致前缘吸力增大,后缘压力系数增加幅度偏小。整体压力系数略有提升。当 $y/b=0.5$ 时,控制面偏转带来的压力系数提升较小。

4 结论

1) 相比较于刚性机翼,弹性机翼的气动特性呈现明显差异;相比较于基准模型,控制面偏转的气动特性和弹性变形特性有明显提升;

2) 不同迎角条件下,控制面向向偏转模型的静气动弹性特性比反向偏转模型略好;

3) 不同动压条件下,反向偏转模型的气动特性较好,最大升阻比较同向偏转提高约 7%,且 2 种偏转方式的弹性变形特性相近,且优于基准模型;

4) 不同马赫数条件下,弹性机翼条件下 3 种模型分别在 $Ma=0.7$ 时升力系数达到最大值,且反向偏转的气动性能最好,3 种模型的弹性变形特性相近。

通过计算不同迎角、动压和马赫数条件下,前、后缘控制面联合偏转对前掠翼模型的气动特性和弹性变形特性的影响,验证了机翼控制面偏转对弹性前掠翼静气动弹性特性改善的可行性,对下一步研究加装鸭翼、边条翼等多种条件改善其静气弹特性提供了方法思路,也为前掠翼布局飞行器的工程应用提供了参考。

参考文献 (References):

- [1] SPACHT G. The Forward Swept Wing-A Unique Design Challenge[C]//Aircraft Systems Meeting, Aircraft Design and Technology Meeting, <https://doi.org/10.2514/6.1980-1885>. 1980.
- [2] 张彬乾, LASCHKA B. 前掠翼气动特性研究[J]. 西北工业大学学报, 1989, 7(3): 321-328.
ZHANG B Q, LASCHKA B. On Forward-Swept Wing's Aerodynamic Characteristics [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 1989, 7(3): 321-328. (in Chinese)
- [3] BREITSAMTER C, LASCHKA B. Vortical Flowfield Structure at Forward Swept-Wing Configurations[J]. Journal of Aircraft, 2001, 38(2): 193-207.
- [4] 胡海岩, 赵永辉, 黄锐. 飞机结构气动弹性分析与控制研究[J]. 力学学报, 2016(1): 1-27.
HU H Y, ZHAO Y H, HUANG R. Studies on Aeroelastic Analysis and Control of Aircraft Structures[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2016(1): 1-27. (in Chinese)
- [5] 杨超. 飞行器气动弹性原理[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2011: 2-10.
YANG C. Principle of Aircraft Aeroelasticity [M]. Beijing: Press of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011: 2-10. (in Chinese)
- [6] 万志强, 唐长红, 邹丛青. 柔性复合材料前掠翼飞机静气

- 动弹性分析[J]. 复合材料学报, 2002, 19(5): 118-124.
WAN Z Q, TANG C H, ZOU C Q. Static Aeroelastic Characteristics Analysis of a Flexible Forward-Swept Composite Aircraft[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2002, 19(5): 118-124. (in Chinese)
- [7] LIBRESCU L, THANGJITHAM S. Analytical Studies on Static Aeroelastic Behavior of Forward-Swept Composite Wing Structures[J]. Journal of Aircraft, 1991, 28(2): 151-157.
- [8] 张华, 马东立, 马铁林. 弹性变形对柔性机翼气动特性影响分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2008, 34(5): 487-490.
ZHANG H, MA D L, MA T L. Analysis of Aerodynamics Characteristic of Flexible Wing Caused by Deflection[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(5): 487-490. (in Chinese)
- [9] PERRY B III, COLE S R, MILLER G D. Summary of an Active Flexible Wing Program[J]. Journal of Aircraft, 1995, 32(1): 10-15.
- [10] 杨超, 肖志鹏, 万志强. 主动气动弹性机翼多控制面配平综合优化设计[J]. 工程力学, 2011, 30(12): 244-249.
YANG C, XIAO Z P, WAN Z Q. Integrated Optimization Design of Multiple-Control-Surface Trim for Active Aeroelastic Wing [J]. Engineering Mechanics, 2011, 30(12): 244-249. (in Chinese)
- [11] DOWELL E H, BLISS D B, CLACK R L. Aeroelastic Wing with Leading-and Trailing-Edge Control Surfaces [J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(3): 559-565.
- [12] CARNIE G, NIN Q. Fluid-Structure Interaction of HALE Wing Configuration with an Efficient Moving Grid Method[C]//46th AIAA Aero Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada: AIAA, 2008.
- [13] GARCIA J A. Numerical Investigation of Nonlinear Aeroelastic Effects on Flexible High-Aspect-Ratio Wings[J]. Journal of Aircraft, 2005, 42(4): 1025-1036.
- [14] 张伟伟, 高传强, 叶正寅. 气动弹性计算中网格变形方法研究进展[J]. 航空学报, 2014, 35(2): 303-319.
ZHANG W W, GAO C Q, YE Z Y. Research Progress on Mesh Deformation Method in Computational Aeroelasticity[J]. Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica, 2014, 35(2): 303-319. (in Chinese)
- [15] 冯浩洋. 基于多面体网格的前掠翼静气弹特性研究[D]. 西安: 空军工程大学, 2016: 69-71.
FENG H Y. Numerical Study on Static Aeroelastic Characteristics of Forward-Swept Wing Based on Polyhedral Mesh[D]. Xi'an: Air Force Engineering University, 2016: 69-71 (in Chinese)
- [16] GUMEROV N A, DURAISWAMI R. Fast Radial Basis Function Interpolation via Preconditioned Krylov Iteration[J]. SIAM Journal on Scientific Computing, 2007, 29(5): 1876-1899.
- [17] BALLMANN J, DAFNIS A, KORSCH H, et al. Experimental Analysis of High Reynolds Number Aero-Structural Dynamics in ETW[C]// The 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting. Reno, Nevada: AIAA, 2008, 841: 7-10.