

多控制面对二元机翼静气弹特性的影响

马斌麟, 苏新兵, 冯浩洋, 王 宁

(空军工程大学航空航天工程学院, 西安, 710038)

摘要 基于 CFD/CSD 松耦合数值计算方法, 以加装前、后缘控制面且刚心靠后的二元机翼为模型, 在 $Ma=0.3$ 时, 针对多控制面对二元机翼气动特性和弹性变形特性的影响进行了计算和分析。结果表明, 控制面同向偏转时, 气动特性略差, 但扭转变形得到明显抑制, 扭转角峰值 θ_{\max} 相对于无控制面偏转时下降了 43.32%~62.92%; 控制面反向偏转时, 扭转变形特性差, 气动特性明显提高, 相对于无控制面偏转, 最大升力系数 $C_{l_{\max}}$ 增大了 42.96%~57.58%, 失速迎角提高了约 4° 。该研究可为多控制面在前掠机翼气动弹性主动控制中的应用提供参考。

关键词 二元机翼; 静气动弹性; 多控制面; 偏转方式; 扭转变形

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2017.03.004

中图分类号 V211.3 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2017)03-0021-06

Influence of Multi-control Surfaces on Static Aeroelasticity of Two-dimensional Wing

MA Binlin, SU Xinbing, FENG Haoyang, WANG Ning

(Aeronautics and Astronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: In view of influence of multi-control surfaces on static aeroelasticity of two-dimensional wing, the model used in this paper is based on two dimensional wing with leading-and trailing-edge control surfaces and the location of elastic axis at the back. Based on the CFD/CSD loose coupling static aeroelasticity numerical calculation method, the aerodynamic characteristics and torsional deformation of two-dimensional wing with different deflection modes of control surfaces are calculated and analyzed under condition of $Ma=0.3$. The results indicate that when leading-and trailing-edge control surface deflect clockwise, the aerodynamic characteristics is bad while torsional deformation characteristics is good, and peak of torsional angle (θ_{\max}) decreases about 43.32%~62.92% compared with the basic wing. When leading-edge control surface deflects anticlockwise, the situation is contrary, the maximum of lift coefficient ($C_{l_{\max}}$) increases about 42.96%~57.58% and stall angle of attack decreases about 4° . The study can provide reference for the application of multi-control surfaces on active control of aeroelasticity of forward swept wing.

Key words: two-dimentionalwing; static aeroelasticity; multi-control surfaces; deflection mode; torsional-deformation

收稿日期: 2016-12-15

基金项目: 国家自然科学基金(11402301); 陕西省自然科学基金基础研究计划(2015JM1005)

作者简介: 马斌麟(1994—), 男, 甘肃甘南人, 硕士生, 主要从事飞行器设计及静气动弹性研究. E-mail: mbinlin001@163.com

引用格式: 马斌麟, 苏新兵, 冯浩洋, 等. 多控制面对二元机翼静气弹特性的影响[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2017, 18(3): 21-26. MA Binlin, SU Xinbing, FENG Haoyang, et al. Influence of Multi-control Surfaces on Static Aeroelasticity of Two-dimensional Wing[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2017, 18(3): 21-26.

气动弹性问题是现代战斗机设计中需考虑的关键问题之一,气弹稳定性是飞行器能够安全和高性能飞行不可或缺的考虑方面^[1]。在飞行器定常飞行和缓慢机动的时候,许多气动弹性问题都可用静力学方法来处理^[2]。

主动气动弹性机翼(AAW, active aeroelastic wing)技术^[3-4]是美国自 20 世纪 80 年代提出的新一代飞行器设计技术。AAW 技术中采用多控制面联合偏转的方式,在设计中综合考虑空气动力、主动控制和结构设计等方面,将结构柔性这种不利因素转变为有利因素,使得飞行器的性能大大提高。AAW 技术方面,国外已经开展了大量的研究^[5-9],国内在近年来也开展了一些研究^[10-12]。国内外对 AAW 技术的研究大多致力于多控制面联合偏转对动气弹特性的影响,针对多控制面联合偏转对静气弹特性的影响研究较少。研究机翼的气动弹性静力学问题,以二元机翼作为讨论起点比较简洁^[1]。因此,以二元机翼模型为起点,研究多控制面联合偏转对机翼静气弹特性的影响具有重要意义。

1 计算方法及模型

1.1 计算方法

目前气动弹性耦合计算中较为通用的是松耦合技术,本文采用基于多面体网格的 CFD/CSD 松耦合静气弹计算方法,对带有前、后缘控制面的二元机翼进行数值模拟。CFD 求解器采用定常 Navier-Stokes 方程,控制方程使用有限体积法进行离散,采用 Spalart-Allmaras(S-A)湍流模型,离散时对流项采用二阶迎风格式,扩散项采用中心差分格式。流场网格采用计算效率高的多面体网格^[13]转化而成的二维多边形网格,利用多边形变形能力强的特点提高网格变形能力从而提高收敛性。CSD 求解器采用有限元方法,结构网格采用三角形网格。采用常体积转换(CVT)法对 CFD 和 CSD 网格节点上的气动力和位移进行数据传递,CFD 网格变形采用径向基函数^[14]方法。

使用 NACA0012 翼型的二维静气动弹性算例^[15]对本文所用的数值计算方法进行验证。将流场域进行多边形网格划分,对翼型结构进行三角形网格划分,网格划分后流场网格和结构网格单元数量分别为 19 347 和 3 253。

流场计算中边界条件为: $Ma = 0.15$, $\alpha = 5^\circ$, $Re = 6 \times 10^6$, $T = 293.15 \text{ K}$, $E = 108 \text{ GPa}$, $\mu = 0.33$, $\rho = 4\ 500 \text{ kg/m}^3$ 。

静气动弹性迭代平衡后,NACA0012 翼型前、

后缘相对于初始位置的变形量见表 1。本文方法计算结果与文献^[15]吻合较好,结果相差均在 6% 以内,因此可以说明本文计算方法的正确性。

表 1 NACA0012 翼型静气动弹性变形量比较

位置	本文	文献[15]	误差
前缘	5.625	5.763	2.39%
后缘	-4.537	-4.802	5.52%

1.2 计算模型

本文在静气动弹性计算中使用的二元机翼模型以 NACA64A010 翼型为基准,增加前缘和后缘控制面,控制面偏度均以顺时针偏转为正,见图 1。

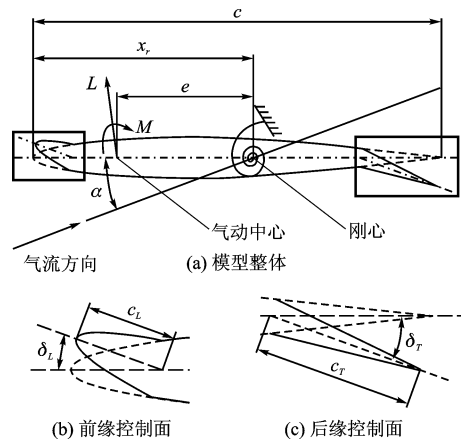


图 1 二元机翼模型

Fig. 1 The model of two-dimensional wing used in computation

模型弦长 $c = 10^3 \text{ mm}$,前缘控制面弦长 $c_L = 0.1c$,后缘控制面弦长 $c_T = 0.2c$,前缘控制面偏角 δ_L 和后缘控制面偏角 δ_T 变化范围均为 $\pm 20^\circ$,步长为 5° ,重心取至 $x_r = 0.55c$ 。

在本文中前、后缘控制面的联合偏转方式分同向偏转和反向偏转 2 种方式。同向偏转指前、后缘控制面均顺时针偏转;反向偏转指前缘控制面逆时针偏转,后缘控制面顺时针偏转,见图 2。

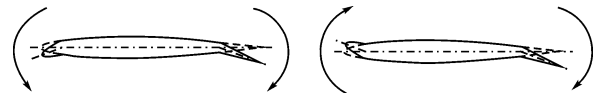


图 2 控制面联合偏转方式

Fig. 2 Deflection modes of control surfaces

在 CFD/CSD 耦合计算中,流场计算边界条件设为: $Ma_\infty = 0.3$, $Re = 4.66 \times 10^6$, $T_\infty = 288.15 \text{ K}$, $P_\infty = 1.013 \times 10^5 \text{ Pa}$ 。结构计算中的材料属性根据文献^[16]转化而来, $E = 3.151\ 06 \text{ GPa}$, $\mu = 0.31$, $\rho = 381.98 \text{ kg/m}^3$ 。结构模型中边界条件为将重心附近个网格节点固定约束。对流场区域和机翼结构分别进行多边形和三角形网格剖分,见图 3。

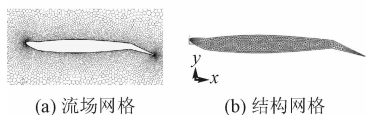


图 3 二元机翼静气弹计算网格

Fig. 3 The mesh used in static aeroelastic computation of two-dimensional wing

2 同向偏转

当前、后缘控制面联合偏转方式为同向偏转时, 取 $\delta_L = 10^\circ, \delta_T = 10^\circ; \delta_L = 10^\circ, \delta_T = 20^\circ$ 和 $\delta_L = 20^\circ, \delta_T = 10^\circ$ 不同偏度组合进行分析, 其中 δ_L 和 δ_T 分别代表前、后缘控制面的偏度, 顺时针偏转为正。

2.1 气动特性

控制面同向偏转时, 弹性二元机翼的升力系数 C_l 和阻力系数 C_d 见图 4。

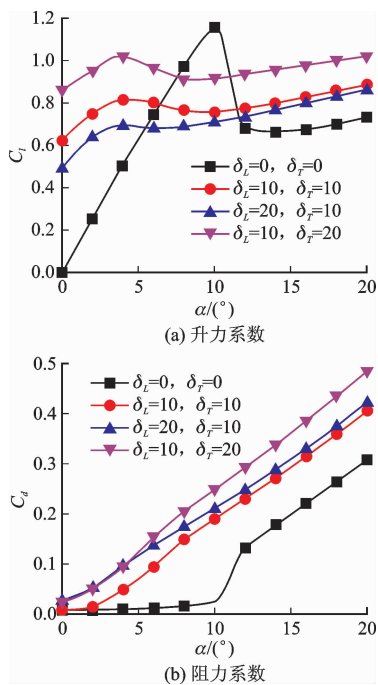


图 4 控制面同向偏转时的升力和阻力系数

Fig. 4 Lift and drag coefficient of model when control surfaces deflect syntropy

根据图 4, 控制面同向偏转时, 与 $\delta_L = \delta_T = 0^\circ$ 相比, 升力系数先增大, 后减小, 而后再增大, 失速迎角减小约 6° , 最大升力系数 $C_{l_{max}}$ 减小; 二元机翼的正扭转造成迎风面积增大, 阻力系数增大。

以 $\delta_L = \delta_T = 10^\circ$ 为例具体分析, 与 $\delta_L = \delta_T = 0^\circ$ 相比, $\alpha = 4^\circ$ 时的压力系数分布如图 5(a) 所示, 同向偏转时, 前、后缘控制面附近压强变化较为明显, 上翼面吸力和下翼面压力均增大, 因此升力增大; $\alpha = 8^\circ$ 时(图 6), 同向偏转时上翼面已出现流动分离, 而 $\delta_L = \delta_T = 0^\circ$ 的翼面流动无分离, 因此升力减小; $\alpha = 16^\circ$

时, 由图 6~7 可知两者均已失速, 且两者漩涡大小相当。 $\delta_L = \delta_T = 0^\circ$ 的后缘处漩涡涡心大约位于 $x/c = 1.2$ 处, 而 $\delta_L = \delta_T = 10^\circ$ 的涡心大约位于 $x/c = 1.4$ 处, 离后缘更远, 对升力影响更小, 此外压力系数分布如图 5(b), 同向偏转时下翼面中后部位压力增大, 上翼面除前缘控制面附近吸力略减小外其余部位吸力增大, 总体上升力增大。

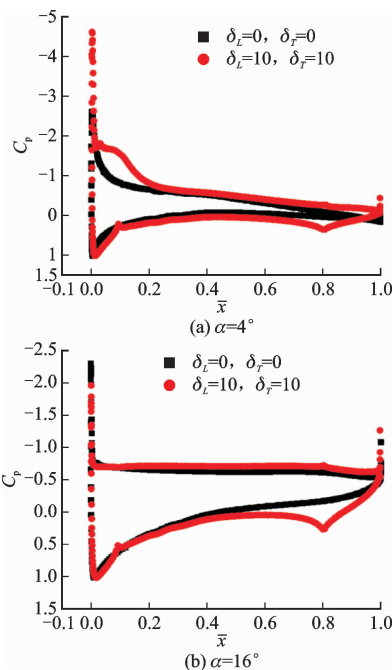


图 5 控制面同向偏转时的压力分布比较
Fig. 5 Comparison on pressure distribution when control surfaces deflect syntropy

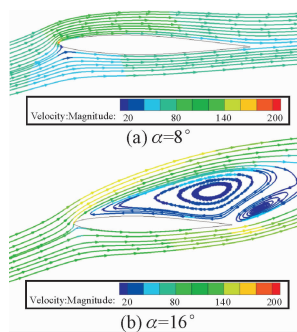


图 6 $\delta_L = \delta_T = 0^\circ$ 时的流线图
Fig. 6 Streamline of model when $\delta_L = \delta_T = 0^\circ$

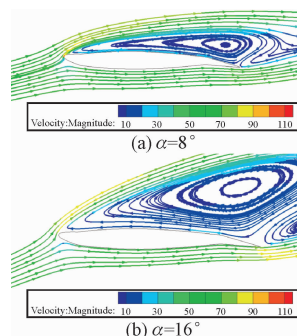


图 7 $\delta_L = \delta_T = 10^\circ$ 时的流线图
Fig. 7 Streamline of model when $\delta_L = \delta_T = 10^\circ$

控制面同向偏转时,弹性二元机翼的俯仰力矩系数 C_m 和压心距前缘点位置 x_f 见图 8。

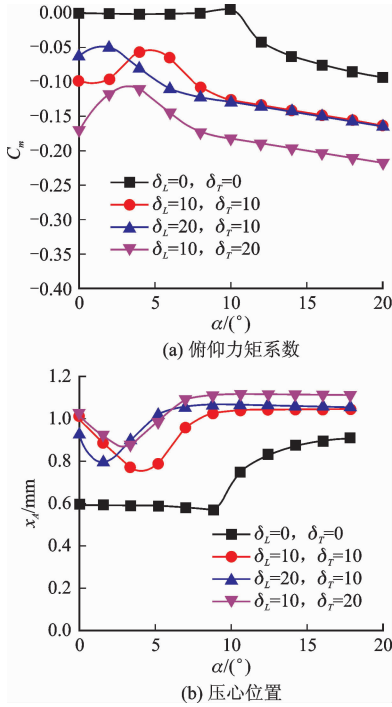


图 8 控制面同向偏转时的俯仰力矩系数和压心位置
Fig. 8 Pitch moment coefficient and Location of pressure of model when control surfaces deflect syntropy

当前、后缘控制面同向偏转时,随 α 的增大,压心先移,低头力矩减小,而后又后移,低头力矩增大。与 $\delta_L = \delta_T = 0^\circ$ 相比,压心位置后移幅度较大,低头力矩大幅增加。

2.2 弹性变形特性

控制面同向偏转时,弹性二元机翼的扭转角度 θ 随迎角 α 的变化见图 9。

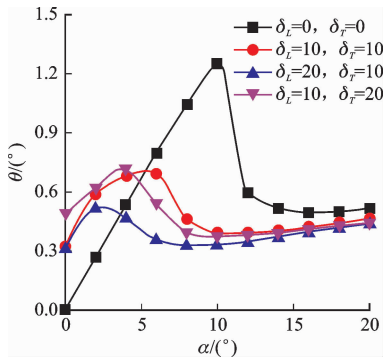


图 9 控制面同向偏转时二元机翼的扭转角度
Fig. 9 Twist angle of model when control surfaces deflect syntropy

由图 9,与 $\delta_L = \delta_T = 0^\circ$ 相比,当 $\alpha < 5^\circ$ 左右时,扭转角度 θ 增大, $\alpha > 5^\circ$ 左右时,扭转角度 θ 减小,3 种偏度组合下扭转角峰值 θ_{\max} 减小 44.82%、62.92%

和 43.32%。

扭转角 θ 大小和扭转力矩 T 的大小相关,对于本文中的计算模型,为在刚心处固定约束的弹性体,因此易知:

$$T \propto \theta \quad (1)$$

θ 和 T 呈正相关,同时由图 1(a)可知:

$$T = Le \cos \alpha \quad (2)$$

式中: L 为升力; e 为压心与刚心的间距。根据式 (1) 和前文中的气动特性分析,同向偏转时,与 $\delta_L = \delta_T = 0^\circ$ 相比, $\alpha < 5^\circ$ 时升力 L 增大,压心后移, e 减小,而 L 的增幅大于 e 减小的幅度,故 T 增大,扭转角 θ 增大; $\alpha > 6^\circ$ 时升力 L 先减小后增大,压心后移, e 减小,而 L 后来的增幅小于 e 减小的幅度,故 T 一直减小,扭转角 θ 减小。

3 反向偏转

当前、后缘控制面联合偏转方式为反向偏转时,同样取 $\delta_L = -10^\circ, \delta_T = 10^\circ, \delta_L = -10^\circ, \delta_T = 20^\circ$ 和 $\delta_L = -20^\circ, \delta_T = 10^\circ$ 不同偏度组合进行分析,控制面顺时针偏转为正。

3.1 气动特性

控制面反向偏转时,弹性二元机翼的升力系数 C_l 和阻力系数 C_d 见图 10。

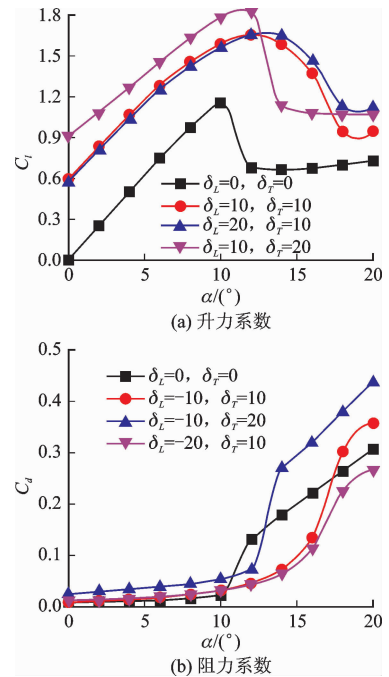


图 10 控制面反向偏转时的升力和阻力系数
Fig. 10 Lift and drag coefficient of model when control surfaces deflect contrary

图 10 中控制面反向偏转时,与 $\delta_L = \delta_T = 0^\circ$ 相比,弯度增大,升力系数增大,失速迎角增大 $2^\circ \sim 4^\circ$,

最大升力系数 $C_{l_{max}}$ 增大 42.96%、42.98% 和 57.58%；二元机翼正扭转造成迎风面积增大,小迎角时阻力系数增大,大迎角时压差阻力增速较快。

同样以 $\delta_L = -10^\circ, \delta_T = 10^\circ$ 为例具体分析升力特性,与无控制面偏转相比, $\alpha = 8^\circ$ 时,两者均未失速(图 7 和图 11),压力系数分布如图 12(a)所示,控制面反向偏转时上翼面吸力和下翼面压力均增大,升力增大。 $\alpha = 16^\circ$ 时,由图 7 和 11 可知,两者均失速,后缘处漩涡涡心位置相当,但 $\delta_L = -10^\circ, \delta_T = 10^\circ$ 的漩涡明显小于 $\delta_L = \delta_T = 0^\circ$,对升力影响小,此外由图 12(b)的压力系数分布,控制面反向偏转时同样上翼面吸力和下翼面压力均增大,升力增大。

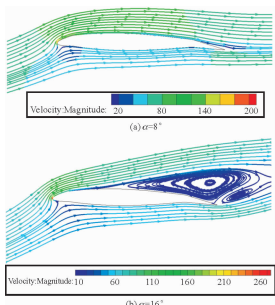


图 11 $\delta_L = -10^\circ, \delta_T = 10^\circ$ 时的流线图

Fig. 11 Streamline of model when $\delta_L = -10^\circ, \delta_T = 10^\circ$

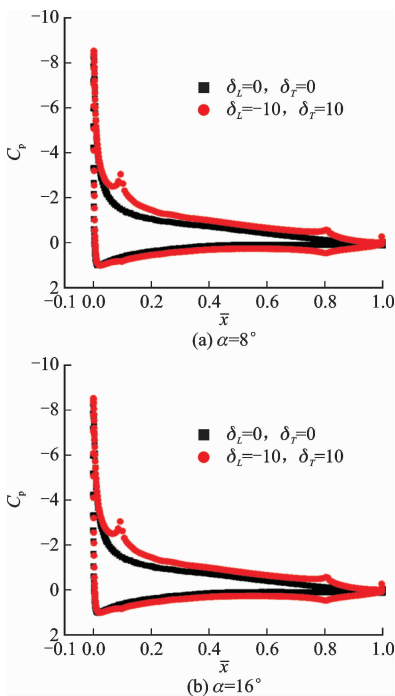


图 12 控制面反向偏转时的压力分布比较

Fig. 12 Comparison on pressure distribution when control surfaces deflect contrary

控制面反向偏转时,弹性二元机翼的俯仰力矩系数 C_m 和压心距前缘点位置 x_A 见图 13。

当前、后缘控制面反向偏转时,压心位置变化更加剧烈,压心先前移而后又后移,低头力矩先减小后增大。由于压心位置变化剧烈,与 $\delta_L = \delta_T = 0^\circ$ 相比,

随 α 的增大,压心先后移再略前移,然后又后移,低头力矩几乎一直增大。

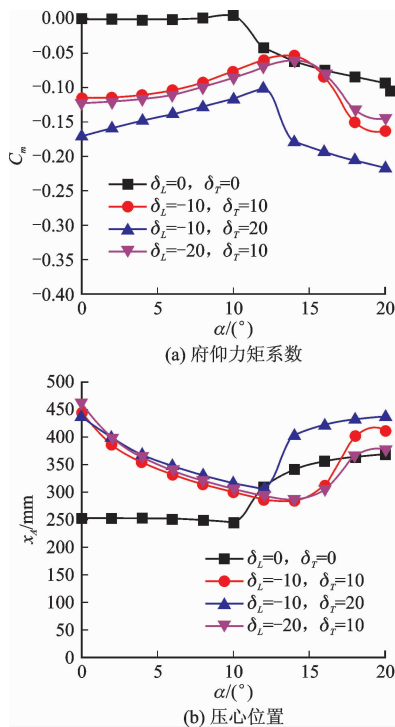


图 13 控制面反向偏转时的俯仰力矩系数和压心位置

Fig. 13 Pitch moment coefficient and Location of center of pressure of model when control surfaces deflect contrary

3.2 弹性变形特性

控制面反向偏转时,弹性二元机翼的扭转角度 θ 随迎角 α 的变化见图 14。

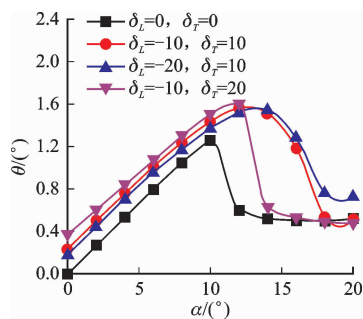


图 14 控制面反向偏转时二元机翼的扭转角度

Fig. 14 Twist angle of model when control surfaces deflect contrary

由图 14 可看出,与 $\delta_L = \delta_T = 0^\circ$ 相比,前、后缘控制面反向偏转时,扭转角 θ 增大,且扭转角峰值 θ_{max} 增大较多。同样根据式(2),由前面的气动特性分析,相对于 $\delta_L = \delta_T = 0^\circ$,虽然在多数迎角下压心位置后移,即 e 减小,但是升力系数始终是增大的,升力的增幅大于 e 减小的幅度,故 T 增大,扭转角 θ 增大。

4 结论

1)前、后缘控制面的联合偏转会对弹性二元机翼的气动特性和弹性变形特性产生较大影响,且不同的偏转方式造成不同的影响。

2)控制面同向偏转时,弹性二元机翼气动特性有所变差,但扭转变形特性明显变好。扭转变形得到了有效抑制,扭转角峰值 θ_{\max} 相对于无控制面偏转的机翼下降了43.32%~62.92%。

3)控制面反向偏转时,扭转变形特性差,气动特性明显变好。相对于无控制面偏转的机翼,最大升力系数 $C_{l_{\max}}$ 增大了42.96%~57.58%,失速迎角提高了约4°。

本文的计算结果表明,前、后缘控制面的联合偏转会对弹性二元机翼的气动特性和弹性变形特性产生较大影响,且不同的联合偏转方式造成不同的影响。在研究多控制面对二元机翼静气动弹性特性的影响时,除控制面联合偏转方式外,还有如控制面弦长、几何形状、缝隙大小等都会对二元机翼的静气弹特性产生影响,因此还需进一步研究上述其他参数对二元机翼静气弹特性的影响,从而为研究多控制面联合偏转对前掠翼静气弹特性的影响,以及在前掠翼气动弹性主动控制中的应用提供参考。

参考文献(References):

- [1] 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.
YANG C. Principle of Aircraft Aeroelasticity [M]. Beijing: Press of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)
- [2] RODDEN W P. Theoretical and Computational Aeroelasticity [M]. Camanllo, California: Crest Pub, 2011.
- [3] PENDLETON E, GRIFFIN K E, KEHOE M W, et al. A Flight Research Program for Active Aeroelastic Wing Technology [R]. AIAA 96-1574.
- [4] ANDERSEN G, FORSTER E, KOLONAY R. Multiple Control Surface Utilization in Active Aeroelastic Wing Technology [J]. Journal of Aircraft, 1997, 34(4): 552-557.
- [5] DOWELL E H, BLISS D B, CLARK R L. Aeroelastic Wing with Leading and Trailing-edge Control Surfaces [J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(3): 559-565.
- [6] GASPARI A D, RICCI S, RICCOBENE L, et al. Active Aeroelastic Control over a Multisurface Wing: Modeling and Wind-tunnel Testing [J]. AIAA Journal, 2009, 47(9): 1995-2010.
- [7] SINGH K V, MCDONOUGH L A, KOLONAY R,

- et al. Receptance-based Active Aeroelastic Control Using Multiple Control Surfaces [J]. Journal of Aircraft, 2014, 51(1): 335-342.
- [8] LI D, GUO S, ABURASS T O, et al. Active Control Design for an Unmanned Air Vehicle with a Morphing Wing [J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal, 2016, 88(1): 168-177.
- [9] SCOTT R C, HOADLEY S T, WIESEMAN C D, et al. Benchmark Active Controls Technology Model Aerodynamic Data [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2000, 23(5): 914-921.
- [10] 陈磊, 吴志刚, 杨超, 等. 多控制面机翼阵风减缓主动控制与风洞试验验证 [J]. 航空学报, 2009, 30(12): 2250-2256.
CHEN L, WU Z G, YANG C, et al. Active Control and Wind Tunnel Test Verification of Multi-control Surfaces Wing for Gust Alleviation [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(12): 2250-2256. (in Chinese)
- [11] 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(12): 244-249.
YANG C, XIAO Z Q, WU Z G. Integrated Optimization Design of Multiple-control-surface Trim for Active Aeroelastic Wing [J]. Engineering Mechanics, 2011(12): 244-249. (in Chinese)
- [12] 杨超, 宋晨, 吴志刚, 等. 多控制面飞机的全机颤振主动抑制设计 [J]. 航空学报, 2010, 31(8): 1501-1508.
YANG C, SONG C, WU Z G, et al. Active Flutter Suppression of Airplane Configuration with Multiple Control Surfaces. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(8): 1501-1508. (in Chinese)
- [13] 冯浩洋, 苏新兵, 马斌麟, 等. 多面体网格在静气动弹性计算中的应用 [J]. 飞行力学, 2016, 34(4): 24-28.
FENG H Y, SU X B, MA B L, et al. Static Aeroelastic Computation with Polyhedron Grid [J]. Flight Dynamics, 2016, 34(4): 24-28. (in Chinese)
- [14] GUMEROV N A, DURAI SWAMI R. Fast Radial Basis Function Interpolation via Preconditioned Krylov iteration [J]. SIAM Journal on Scientific Computing, 2007, 29(5): 1876-1899.
- [15] 孙晨宇. 飞机机翼的流、固、热多物理场耦合计算 [D]. 兰州: 兰州理工大学, 2012: 35-39.
SUN C Y. Numerical Simulation of Fluid, Solid, Heat Multiple Physical Fields in Airfoil [D]. Lanzhou: Lanzhou University of Technology, 2012: 35-39. (in Chinese)
- [16] GOURA G S L. Time Marching Analysis of Flutter Using Computational Fluid Dynamics [D]. Scotland, UK: University of Glasgow, 2001.

(编辑: 姚树峰)