文章编号:1674-8190(XXXX)XX-001-09

大展弦比双尾撑布局飞行器的静气动弹性分析

吴泓宇[1],卫海粟[2],刘庆航[1],李霓[2]
(1.四川腾盾科技有限公司,成都 610037)
(2.西北工业大学 航空学院,西安 710072)

摘　要: 大展弦比双尾撑布局飞行器通过提升低速气动效率显著改善了飞行性能,但其柔性结构在气动载荷作用下的变形对气动特性和操稳特性产生了不可忽略的影响。为提高设计可靠性,针对静气动弹性对气动力特性的影响展开分析,采用三维气动网格与结构动力学模型,结合有限元仿真和网格变形技术,实现流固耦合的静气弹仿真。结果表明:静气弹变形显著改变了纵横向气动力特性及各操纵面舵效,其中升力线斜率增大10%~20%,焦点位置向前移动1%~8%平均气动弦长,侧向力系数斜率减小5%~10%,偏航力矩系数斜率减小10%~23%,滚转力矩系数斜率增加10%~34%,舵面效率变化范围为10%~40%。

关键词: 大展弦比双尾撑布局;静气动弹性;气动特性;舵面效率;流固耦合仿真
中图分类号: V211　　**文献标识码:** A
DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.XXXX.XX.01

Research on effects of static aeroelasticity on high-aspect-ratio-wing and twin-tail configuration aircraft

WU Hongyu[1], WEI Haisu[2], LIU Qinghang[1], LI Ni[2]
(1. Sichuan Tengden Sci—tech Innovation Co., Chengdu 610037, China)
(2. School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The high-aspect-ratio-wing and twin-tail configuration aircraft significantly can improve the flight performance by enhancing low-speed aerodynamic efficiency. However, the deformation of its flexible structure under aerodynamic loads has a non-negligible impact on aerodynamic characteristics and stability/control characteristics. To enhance design reliability, this study investigates the effects of static aeroelasticity on aerodynamic characteristics. A three-dimensional aerodynamic grid and a structural dynamics model were established, and fluid-structure coupling static aeroelastic simulations were conducted using finite element simulation and mesh deformation techniques. The results indicate that static aeroelastic deformation significantly alters the longitudinal and lateral aerodynamic characteristics as well as the control surface efficiency. Specifically, the lift slope increases by 10%~20%, the aerodynamic center shifts forward by 1%~8% of the mean aerodynamic chord, the side force coefficient slope decreases by 5%~10%, the yaw moment coefficient slope decreases by 10%~23%, the roll moment coefficient slope increases by 10%~34%, and the control surface efficiency varies by 10%~40%. This study provides a theoretical basis for the aeroelastic correction and optimization design of this configuration.

Key words: high-aspect-ratio-wing and twin-tail configuration; static aeroelasticity; aerodynamic characteristics; control surface efficiency; fluid-structure coupling simulation

收稿日期: 2025-03-19;　**修回日期:** 2025-06-19
通信作者: 吴泓宇(1992—),男,硕士,工程师。E-mail: 674736444@qq.com
引用格式: 吴泓宇,卫海粟,刘庆航,等. 大展弦比双尾撑布局飞行器的静气动弹性分析[J]. 航空工程进展,XXXX,XX(XX):1-9.
WU Hongyu, WEI Haisu, LIU Qinghang, et al. Research on effects of static aeroelasticity on high-aspect-ratio-wing and twin-tail configuration aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, XXXX, XX(XX): 1-9. (in Chinese)

0 引 言

为提高低速飞行器飞行性能，自20世纪90年代以来多采用大展弦比、柔性结构设计[1]，导致在飞行过程中机体受气动载荷产生明显变形，此时静气动弹性对气动力、载荷分布、舵面效率以及静态操稳特性等的影响不可忽略[2]，将飞行器简化为刚体的方式不再适用。因此在设计过程中应当将静气弹对飞行器的影响进行充分考虑[3]，对飞行器的刚性气动力数据库进行静气弹修正，提高后续飞行性能、载荷计算和操稳分析的准确性。近年来，大展弦比双尾撑“廿”式布局飞行器逐渐被广泛应用，目前国内外针对该布局已有较多的研究，Angga[4]、王晓璐等[5]通过三维数值仿真对气动特性和静稳定性进行了计算分析，表明该布局具有较好的稳定性；杨轩等[6]、肖志鹏等[7]通过二维涡格气动模型和梁、壳单元结构模型对双尾撑布局进行了静气弹分析，表明尾撑刚度对静稳定性、升降舵操纵效率有显著影响。

一般的，由于静气弹计算涉及流固耦合的多学科计算[8]，为提高计算效率，气动力采用涡格法进行数值求解[9-10]，但是涡格法的计算精度较低，难以满足日益精细化的工程设计要求。随着CFD技术[11-12]和网格变形方法的计算效率提升，采用面元法进行气动力数值计算已被广泛应用[13]。

本文以某大展弦比双尾撑飞行器为例，建立三维气动网格模型和结构动力学模型，通过气动力/结构耦合仿真计算的方式[14]，得到飞行器受载变形后全机升力、侧向力、三轴力矩以及舵面效率的变化规律，以期为大展弦比双尾撑布局设计提供了依据和参考。

1 仿真计算方法

1.1 气动力求解方法

气动数值仿真用于求解刚性和弹性变形后飞行器的全机气动力。仿真基于格心型的有限体积方法，采用守恒形式的N-S方程。

$$\frac{\partial}{\partial t}\iiint_V Q dV + \oiint_{\partial\Omega}[H(Q)\cdot\vec{n} - Q\upsilon_g\cdot\vec{n}]\mathrm{d}S = \oiint_{\partial\Omega} H_\upsilon(Q)\cdot\vec{n}dS \tag{1}$$

式中：$\boldsymbol{Q}$为守恒变量$Q=[\rho \quad \rho u \quad \rho v \quad \rho w \quad \rho E]^T$；$H$为无粘通量；$H_\upsilon$为黏性通量；$\vec{n}$为控制体单元边界面$\partial\Omega$的外法矢。

无粘通量采用Roe通量差分分裂方法，黏性项采用中心型格式，时间项采用隐式LU-SGS算法，基于任意网格单元形状的隐式有限体积算法进行仿真分析，得到物面气动载荷[15]。

1.2 结构变形求解方法

求解结构变形的仿真方法主要基于线性弹性力学和有限元方法(FEM)[16]，通过将气动载荷加载到结构动力学模型上，求解节点变形位移。

静力分析的基本方程源于线性弹性力学，主要包括平衡方程、几何方程和本构方程。

$$\nabla\cdot\sigma + f = 0 \tag{2}$$

$$\varepsilon = \frac{1}{2}[\nabla u + (\nabla u)^T] \tag{3}$$

$$\sigma = C:\varepsilon \tag{4}$$

式中：σ为应力张量；f为体积力向量；∇为散度算子；ε为应变张量；u为位移向量；∇u为位移梯度；C为材料的弹性刚度张量。

将以上方程通过有限元方法，将连续体离散化为有限数量的单元，通过插值函数近似位移场，将偏微分方程转化为线性代数方程组，最终归结为求解线性方程组：

$$Ku = F \tag{5}$$

式中：$\boldsymbol{K}$为全局刚度矩阵；$\boldsymbol{u}$为节点位移向量；$\boldsymbol{F}$为节点力向量。

通过稀疏矩阵和并行计算高效求解静力分析线性方程组，得到全机变形位移量。

1.3 网格变形方法

本文采用径向基函数插值法(Radial Basis Function，RBF)实现气动网格的变形[17]。通过RBF对结构动力学模型的网格节点位移进行插值(或拟合)，利用构造出来的径向基函数序列将节点的位移效应光滑地分散到整个气动力网格区域的节点上，实现全机网格的变形。径向基函数的基本形式[18]为：

$$f(x) = \sum \lambda_i \Phi(\| x - x_i \|) \tag{6}$$

式中：$f(x)$为节点位移量；λ_i为第i个插值点的权重；$\Phi(\| x - x_i \|)$为插值采用的基函数。

径向基函数插值法适用于结构和非结构网

格,在静气弹、颤振等流固耦合问题上已经得到广泛应用[19]。

通过上述计算方法可以进行气动力、惯性力和结构力之间的交互,实现静气动弹性的求解,具体流程如图1所示。

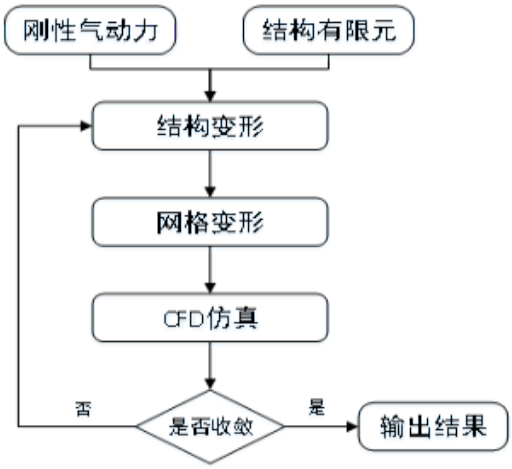


图1　计算流程框图

Fig. 1　Flowchart of the computational process

2　研究对象建模

2.1　模型简介

本文研究的某大展弦比双尾撑飞行器机长7.8 m,翼展14.7 m,机高2.7 m,最大起飞质量为1 200 kg,最大飞行速度为280 km/h。

2.2　气动力模型

建立无人机刚性外形的气动计算网格,如图2所示。计算网格采用非结构混合网格,物面采用各向异性三角形网格,并控制网格长宽比不超过20,物面附近采用三棱柱模拟附面层流动,空间采用四面体网格填充以对空间流场各向同性区域进行模拟,在过渡区域运用金字塔网格。对流动变化大、流动敏感区域,如翼面前后缘等部位进行了局部加密处理。构建疏、中、密三套计算网格,网格量分别约1 000万、1 600万、2 200万,升力系数、阻力系数、俯仰力矩系数收敛过程如图3~图5所示,三套网格计算所得气动力均较好收敛,较密网格与中等网格计算数据基本一致,本文选取中等网格开展后续仿真计算。

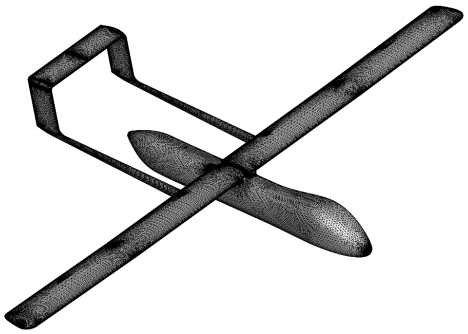


图2　大展弦比双尾撑布局飞行器气动模型

Fig. 2　Aerodynamic model of the high-aspect-ratio-wing & twin-tail configuration aircraft

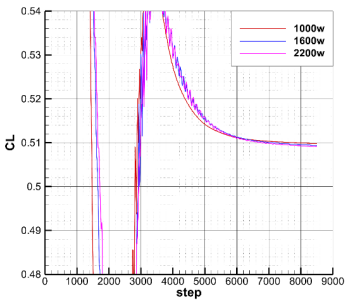


图3　升力系数收敛曲线

Fig. 3　Convergence curve of lift coefficient

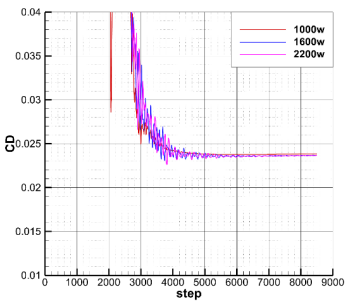


图4　阻力系数收敛曲线

Fig. 4　Convergence curve of drag coefficient

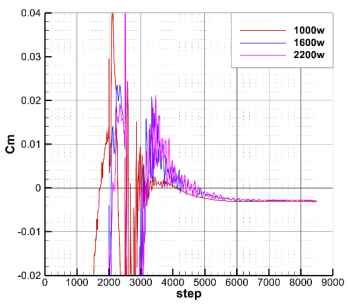


图5　俯仰力矩系数收敛曲线

Fig. 5　Convergence curve of pitching moment coefficient

此外，通过CFD计算和风洞试验结果，可进一步证实气动仿真计算结果的可靠性，如图6所示。

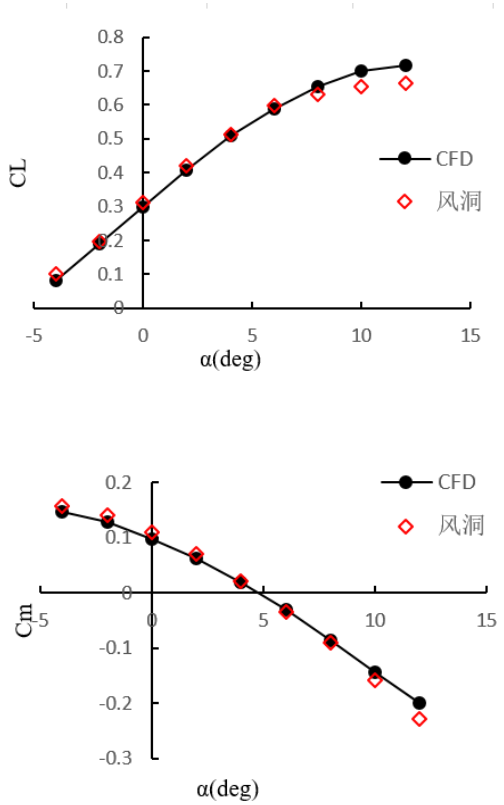


图6 风洞试验与CFD结果对比
Fig. 6 Wind tunnel test vs. CFD results

2.3 结构动力学模型

全机动力学有限元模型如图7所示。考虑到翼面的弯曲和扭转变形对气动力的影响不可忽略，因此机翼和尾翼主要由壳单元构建而成，而机身和尾撑简化为梁单元构建而成。经对比分析，模态固有频率和振型与地面试验结果基本一致，典型模态频率对比如表1所示。

表1 典型模态频率对比
Table 1 Comparison of typical modal frequencies

模态	仿真频率/Hz	试验频率/Hz	误差/%
机翼对称一弯	2.72	2.87	5.4
机翼反对称一弯	4.21	4.51	7.2
机翼对称一扭	38.80	41.21	6.2
机翼反对称一扭	29.85	31.98	7.1
尾撑对称一弯	3.63	3.44	−5.1
尾撑反对称一弯	5.29	4.91	−7.1

在加载气动载荷时，机翼和尾翼的载荷经过插值计算后，以压强的形式作用在壳单元表面，对于作用在机身和尾撑上的分布力，可以等效为作用在节点上的力和力矩。并应用惯性释放方法自动配平飞行器刚体运动自由度上的受载，该方法可避免未配平载荷导致的错误传力路线和约束点局部不合理变形。

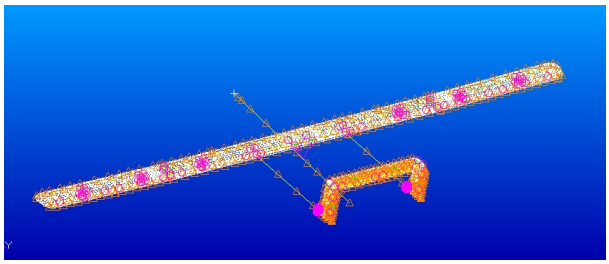


图7 大展弦比双尾撑布局飞行器结构动力学模型
Fig. 7 Structural dynamics model of the high-aspect-ratio-wing & twin-tail configuration aircraft

3 静弹性影响分析

3.1 计算状态

本文进行静弹分析的主要工况矩阵：Ma 为0.10、0.15、0.20、0.25，H 为0、2、4、6、8 km，静弹分析状态点如图8所示。通过仿真计算得到不同高度、马赫数的静弹性气动力和刚性气动力的关系，进而对弹性引起的气动力影响进行分析。

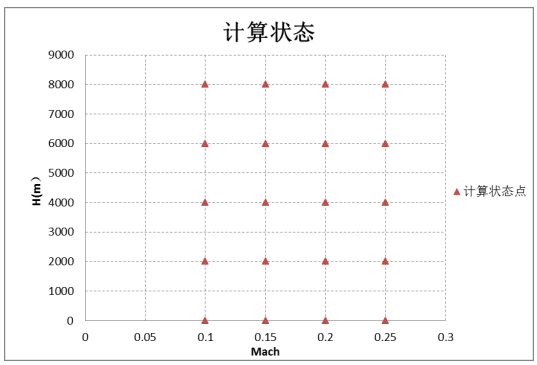


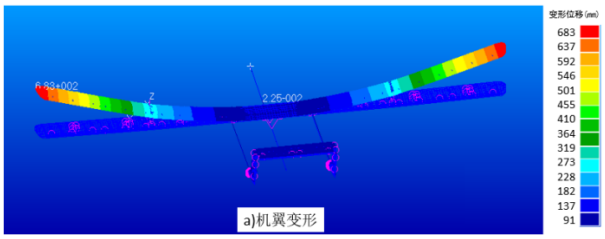
图8 静弹分析状态点
Fig. 8 Static aeroelastic analysis conditions

3.2 静弹变形的主要特点

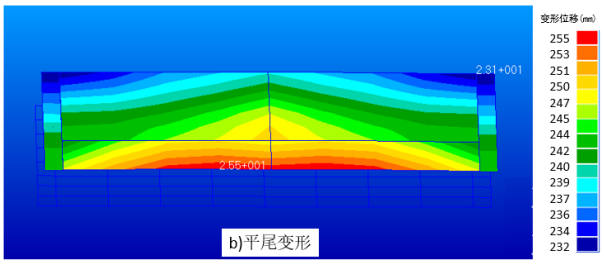
1）纵向静弹变形

在 Ma=0.15，H=0 km 状态下，模型纵向静弹变形特征如图9所示，在此计算工况下，机翼翼尖在升力方向的最大变形量约680 mm。此外，在

机翼产生变形后,机翼上产生了一定范围的压力增加,这主要是由于机翼产生了正扭转变形所致,这种静弹特性将对全机气动力、载荷、发散等产生影响。对于平尾,由于尾撑变形的影响,其变形特征为整体上移,且表现为负扭转变形,故平尾变形后压力减小。



(a) 机翼变形



(b) 平尾变形

图 9　纵向典型状态下静弹变形

Fig. 9　Static aeroelastic deformation in typical longitudinal condition

在此状态下的刚性体升力系数与弹性体升力系数如图 10 所示,可以看出:升力系数在 $-2^{\circ}\sim6^{\circ}$ 迎角内线性度较好,此范围内刚性和弹性升力线斜率可认为是一个定值。

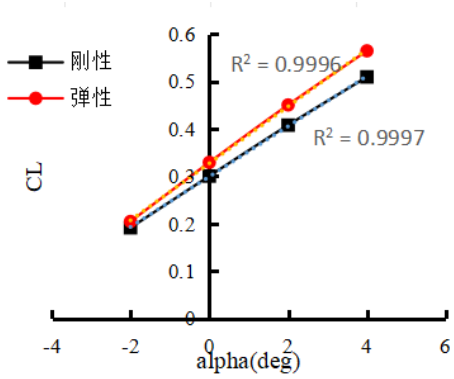
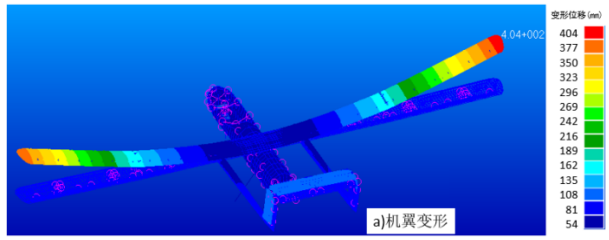


图 10　升力系数对比

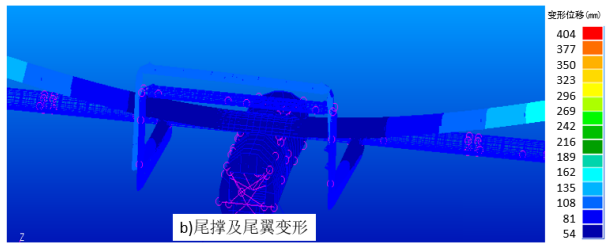
Fig. 10　Comparison of lift coefficients

2) 横航向静弹变形

在 $Ma=0.15$, $H=0$ km 状态下,模型横航向静弹变形特征如图 11 所示,在带侧滑角时,机翼产生了不对称的变形,左机翼在升力方向的变形量略大于左机翼。而尾翼部件在纵横向载荷(迎角、侧滑角)的共同作用下,产生了向左侧及向上的静弹变形。



(a) 机翼变形



(b) 平尾变形

图 11　横航向典型状态下静弹变形特征

Fig. 11　Static aeroelastic deformation characteristics in typical lateral-directional condition

在此状态下刚性体与弹性体的横航向气动力系数如图 12～图 15 所示,可以看出:横航向气动力系数在 $0\sim10^{\circ}$ 侧滑角以及 $0\sim10^{\circ}$ 副翼舵偏内线性度较好,此范围内刚性和弹性气动力系数斜率可认为是一个定值。

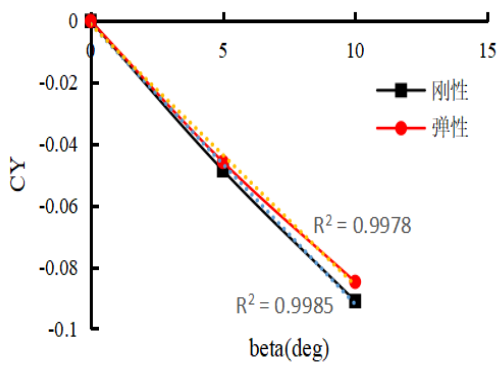


图 12　侧向力系数对比

Fig. 12　Comparison of side force coefficients

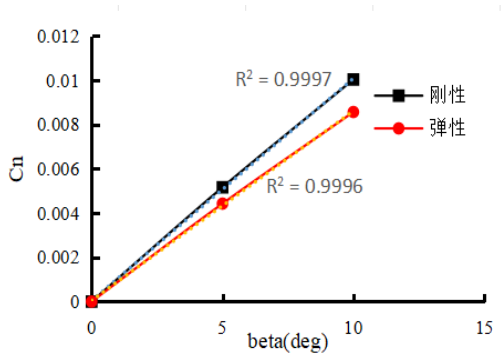


图 13 偏航力矩系数对比

Fig. 13 Comparison of yaw moment coefficients

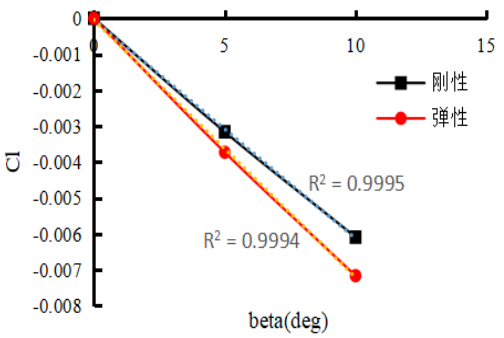


图 14 滚转力矩系数对比

Fig. 14 Comparison of roll moment coefficients

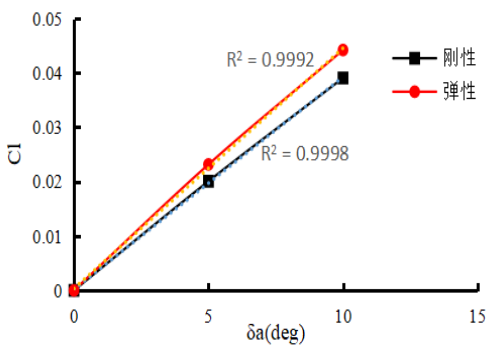


图 15 副翼舵效对比

Fig. 15 Comparison of aileron efficiency

3）双尾撑结构变形

双尾撑是该型无人机布局上的显著特征，为研究双尾撑的变形特点，除上述纵横向典型工况下的变形特征外，还计算了升降舵及方向舵偏舵10°情况下尾撑的变形特征，如图 16～图 17 所示，可以看出：升降舵下偏后，平尾部件升力增大，使尾翼部件整体上移，且表现为负扭转变形。方向舵右偏后，垂尾部件侧向力增大，使尾翼部件整体左移。

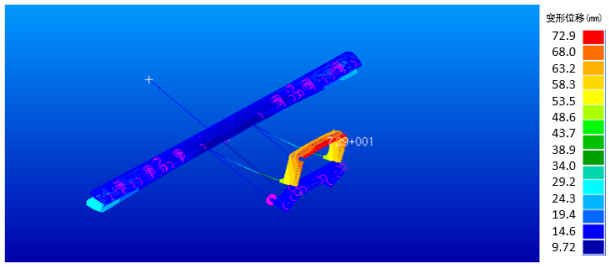


图 16 升降舵载荷作用下的变形

Fig. 16 Deformation under elevator load

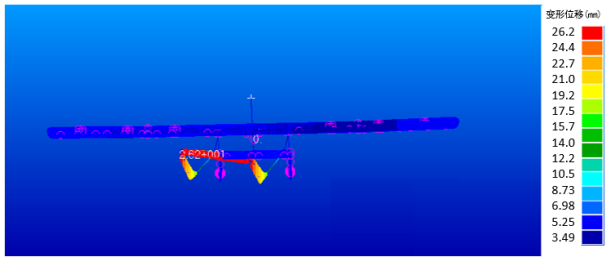


图 17 方向舵载荷作用下的变形

Fig. 17 Deformation under rudder load

此状态下方向舵舵效和升降舵舵效如图 18～图 19 所示，可以看出：舵偏在 0～10°范围内的气动力系数线性度较好，此范围内刚性和弹性气动力系数斜率可认为是一个定值。

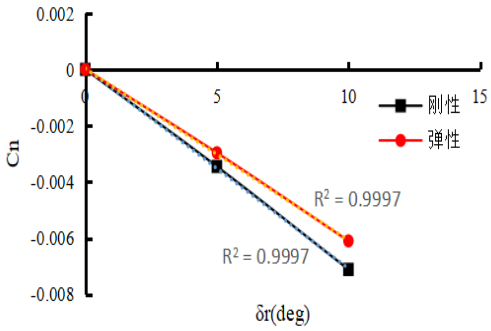


图 18 方向舵舵效对比

Fig. 18 Comparison of rudder efficiency

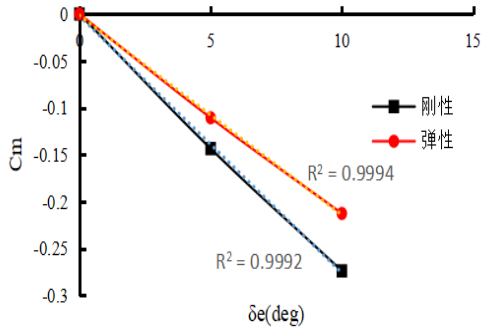


图 19 升降舵舵效对比

Fig. 19 Comparison of elevator efficiency

3.3　全机气动力静弹分析

飞行器在－4～6°迎角、±10°侧滑角以及±10°舵偏范围内基本是线性的,也是飞行器常用范围,而本文的研究范围也仅限于线性范围内,因此选取每个高度/马赫数计算的迎角为0°、4°;计算的侧滑角为0°、10°;计算舵偏均为0°、10°。在此范围内可认为刚性和弹性的气动力斜率为常值,因而弹性修正系数亦均为定值。

1) 基本纵向静弹影响

典型纵向静弹结果如图20～图21所示。

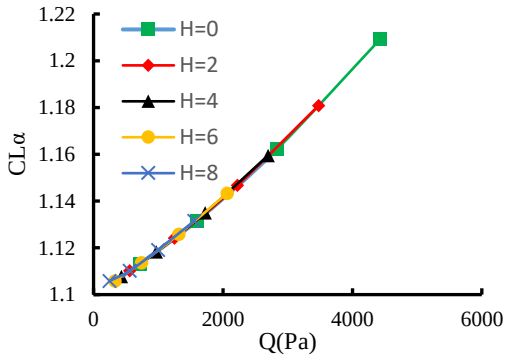


图20　升力线斜率静弹修正系数

Fig. 20　Static aeroelastic correction coefficient for lift slope

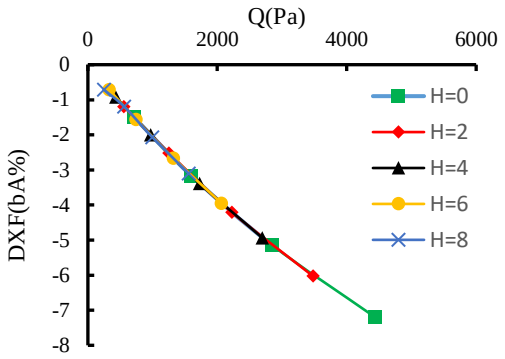


图21　焦点移动量

Fig. 21　Shift of aerodynamic center

升力线斜率的弹性修正系数KCL_{α}(弹性升力线斜率与刚性升力线斜率比值)的变化如图20所示:受弹性变形影响,升力线斜率比刚性增大10%～20%。由于亚声速下可忽略空气压缩性,不同高度、马赫数情况下,升力线弹性修正系数曲线基本呈线性,且随速压变化曲线基本重合,修正系数随速压增加而增加。升力线斜率增加将导致升力对攻角变化更为敏感,对纵向短周期模态产生较大影响,尤其是在湍流或阵风条件下,可能导致飞行不稳定。

全机焦点(升力增量作用点)的变化量DXF如图21所示:受弹性变形影响,全机焦点向前移动1%～8%平均气动弦长,该影响将导致全机纵向静安定度减小。且在不同高度、马赫数下均呈现速压越大,焦点前移量越大。

2) 基本横航向静弹影响

典型横航向静弹结果如图22～图24所示。从图中可以看出:受弹性变形影响,全机侧向力系数斜率KCY_{β}(弹性侧向力斜率与刚性侧向力斜率比值)和偏航力矩系数斜率KCn_{β}(弹性偏航力矩斜率与刚性偏航力矩斜率比值)相较刚性气动力均有所减小,KCY_{β}减小量约5%～10%,KCn_{β}减小量约10%～23%;而滚转力矩系数斜率KCl_{β}(弹性滚转力矩斜率与刚性滚转力矩斜率比值)有所增加,增加量约10%～34%,且均表现为低空大表速下的影响最为明显。横航向气动力系数的变化将引起飞行器的侧向过载、偏航稳定性和滚转稳定性发生改变,对全机载荷以及横航向模态产生重要影响。

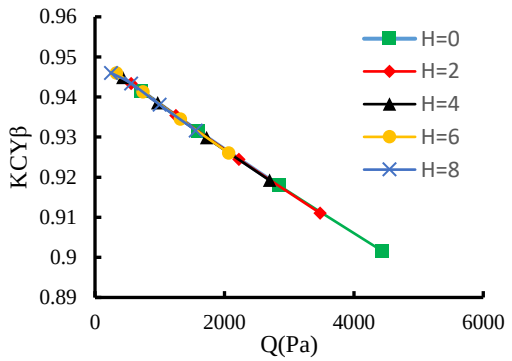


图22　侧向力斜率静弹修正系数

Fig. 22　Static aeroelastic correction coefficient for side force slope

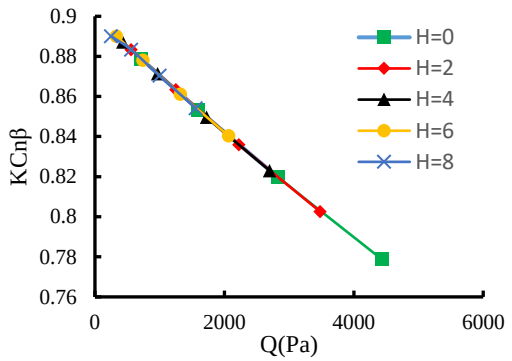


图23　航向稳定性导数静弹修正系数

Fig. 23　Static aeroelastic correction coefficient for yaw stability derivative

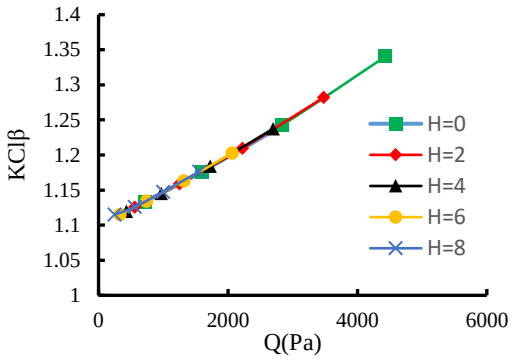


图 24 滚转稳定性导数静弹修正系数

Fig. 24 Static aeroelastic correction coefficient for roll stability derivative

3）偏舵静弹影响

副翼、方向舵和升降舵偏舵情况下的弹性变形影响如图 25～图 27 所示。

副翼效率 $KCl_{\delta a}$（弹性副翼舵效与刚性副翼舵效比值）的变化如图 25 所示，可以看出：受弹性变形影响，副翼效率增加约 10%～18%，具体表现为在不同高度、马赫数下，副翼效率均随速压增加而增加。

方向舵效率 $KCn_{\delta r}$（弹性方向舵舵效与刚性方向舵舵效比值）的变化如图 26 所示，可以看出：受弹性变形影响，方向舵效率减小约 10%～22%，具体表现为在不同高度、马赫数下，方向舵效率均随速压增加而减小。

升降舵效率 $KCm_{\delta e}$（弹性升降舵舵效与刚性升降舵舵效比值）的变化如图 27 所示，可以看出：受弹性变形影响，升降舵效率减小约 10%～40%，具体表现为在不同高度、马赫数下，升降舵效率均随速压增加而减小。

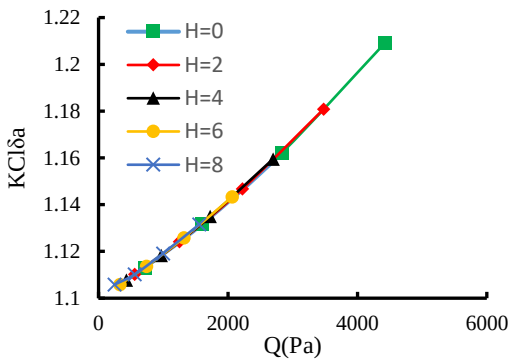


图 25 副翼效率静弹修正系数

Fig. 25 Static aeroelastic correction coefficient for aileron efficiency

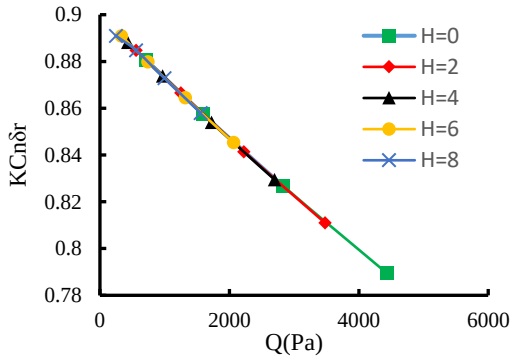


图 26 方向舵效率静弹修正系数

Fig. 26 Static aeroelastic correction coefficient for rudder efficiency

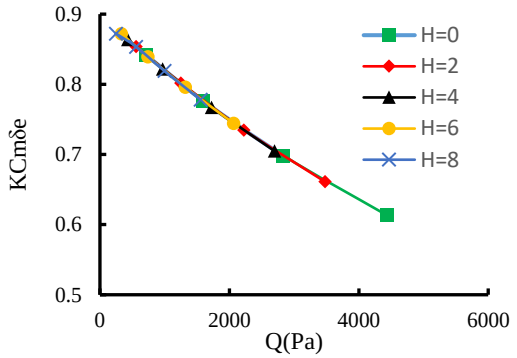


图 27 升降舵效率静弹修正系数

Fig. 27 Static aeroelastic correction coefficient for elevator efficiency

4 结 论

1）与常规大展弦比飞行器不同，大展弦比双尾撑布局飞行器由于其独特的结构形式，导致尾翼的受载变形将通过尾撑传递给机翼，引起机翼的上反以及扭转变形，从而对全机基本纵横向气动力产生明显影响，导致全机升力线斜率增大 10%～20%，焦点位置向前移动 1%～8% 的平均气动弦长。侧向力系数斜率减小 5%～10%，偏航力矩系数斜率减小 10%～23%，滚转力矩系数斜率增加 10%～34%。

2）尾翼受载后，不仅引起翼面自身发生结构变形，还将导致尾撑的变形，进而对尾翼产生空间上的平动和转动变形，导致方向舵效率减小 10%～22%，升降舵效率减小 10%～40%。

3）对于低速不可压流，飞行器纵横向气动特性及舵效的静气弹修正系数在不同高度、马赫数下可简化为随速压的单变量线性函数，且速压越大影响越显著。

参 考 文 献

[1] 赵冉,陶杨,张峻鸣,等. 面向初步设计的一种高效静气动弹性分析方法[J]. 机械科学与技术,2024,43(5):891-896.
ZHAO Ran, TAO Yang, ZHANG Junming, et al. A high-efficiency method for static aeroelasticity analysis in preliminary design[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2024, 43(5): 891-896. (in Chinese)

[2] 尼早,黄一桓,谢海军. 民用飞机大展弦比大柔性机翼高速静气动弹性载荷风洞试验[J/OL]. 空气动力学学报,2025:1-11. (2025-03-13). https://kns.cnki.net/kcms/detail/51.1192.TK.20250313.0926.002.html. NI Zao, HUANG Yihuan, XIE Haijun. High-speed wind tunnel test of static aeroelastic load for large aspect-ratio and high flexible wing of civil aircraft[J/OL]. Acta Aerodynamica Sinica, 2025: 1-11. (2025-03-13). https://kns.cnki.net/kcms/detail/51.1192.TK.20250313.0926.002.html. (in Chinese)

[3] 卢勇,程攀,刘晓燕. 基于CFD方法的机翼外形静气弹修正[J]. 科技信息,2013(18):388-389.
LU Yong, CHENG Pan, LIU Xiaoyan. Aeroelastic correction of wing shape based on CFD method[J]. Science & Technology Information, 2013(18): 388-389. (in Chinese)

[4] SEPTIYANA A, RAMADIANSYAH M L, JAYANTI E B, et al. Static stability analysis on twin tail boom UAV using numerical method[C]// The 8th International Seminar on Aerospace Science and Technology - Isast 2020, Bogor, Indonesia. AIP Publishing, 2021: 030002.

[5] 王晓璐,李卓远,陆文龙,等. 双尾撑倒V尾无人机气动特性及静稳定性计算分析[J]. 航空工程进展,2023,14(6):99-108.
WANG Xiaolu, LI Zhuoyuan, LU Wenlong, et al. Aerodynamic characteristics and static stability computations analysis of a twin-boom UAV with inverted V-tail[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(6): 99-108. (in Chinese)

[6] 杨轩,何景武,夏盛来. V型尾翼布局弹性体飞机操纵性分析[J]. 飞机设计,2013,33(2):13-16.
YANG Xuan, HE Jingwu, XIA Shenglai. Analysis of the control characteristics of V-empennage flexible wing aircraft[J]. Aircraft Design, 2013, 33(2): 13-16. (in Chinese)

[7] 肖志鹏,万志强,梁猛,等. 双尾撑布局飞机飞行载荷分析[J]. 北京航空航天大学学报,2008,34(4):456-459.
XIAO Zhipeng, WAN Zhiqiang, LIANG Meng, et al. Flight loads analysis of a twin-tailboom aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(4): 456-459. (in Chinese)

[8] 杨超,吴志刚. 飞行器气动弹性原理[M]. 3版. 北京:北京航空航天大学出版社,2024:1-2.

[9] 朱江辉,王富生,王安强,等. 大展弦比复合材料机翼静气动弹性参数分析[J]. 机械设计与制造,2011(2):186-188.
ZHU Jianghui, WANG Fusheng, WANG Anqiang, et al. The parameters of aeroelastic characteristics analysis of high-aspect-ratio composite wings using nastran[J]. Machinery Design & Manufacture, 2011(2): 186-188. (in Chinese)

[10] 王丽莎,曹旭,石晓锋,等. 大展弦比桁架支撑机翼静气动弹性问题研究[J]. 航空科学技术,2019,30(7):27-32.
WANG Lisha, CAO Xu, SHI Xiaofeng, et al. Static aeroelastic analysis of high-aspect-ratio truss-braced wing[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(7): 27-32. (in Chinese)

[11] GUO T Q, LU D X, LU Z L, et al. CFD/CSD-based flutter prediction method for experimental models in a transonic wind tunnel with porous wall[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2020, 33(12): 3100-3111.

[12] YE K, CHEN S B, YE Z Y. Numerical investigation of nonlinear aeroelastic characteristics of a supersonic drag-reduction spike[J]. Computers & Fluids, 2024, 273: 106201.

[13] SUN J L, ZHOU Z, TENGIS T, et al. Analysis of static aeroelastic characteristics of distributed propulsion wing[J]. Aerospace, 2024, 11(12): 1045.

[14] 赵旸,张淼,刘铁军,等. 一种考虑静气动弹性的气动特性修正方法[J]. 航空计算技术,2016,46(5):89-91.
ZHAO Yang, ZHANG Miao, LIU Tiejun, et al. Aerodynamic characteristics correction with aeroelasticity[J]. Aeronautical Computing Technique, 2016, 46(5): 89-91. (in Chinese)

[15] 陈坚强,吴晓军,张健,等. FlowStar:国家数值风洞(NNW)工程非结构通用CFD软件[J]. 航空学报,2021,42(9):625739.
CHEN Jianqiang, WU Xiaojun, ZHANG Jian, et al. FlowStar: General unstructured-grid CFD software for national numerical windtunnel(NNW) project[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(9): 625739. (in Chinese)

[16] 赵胜璞,王睿青,张晓天,等. 航天器结构设计与分析软件发展[J]. 载人航天,2023,29(5):673-683.
ZHAO Shengpu, WANG Ruiqing, ZHANG Xiaotian, et al. Development of software for structural design and analysis of spacecraft[J]. Manned Spaceflight, 2023, 29(5): 673-683. (in Chinese)

[17] 杨超,邹志诚,谢长川,等. RBF动网格技术研究进展及其气动弹性应用[J]. 航空学报,2025,46(5):112-133.
YANG Chao, ZOU Zhicheng, XIE Changchuan, et al. Research progress of RBF dynamic mesh technology and its application in aeroelasticity[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2025, 46(5): 112-133. (in Chinese)

[18] RENDALL T C S, ALLEN C B. Unified fluid - structure interpolation and mesh motion using radial basis functions[J]. International Journal for Numerical Methods in Engineering, 2008, 74(10): 1519-1559.

[19] 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 Weiwei, GAO Chuanqiang, YE Zhengyin. Research progress on mesh deformation method in computational aeroelasticity[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(2): 303-319. (in Chinese)

(编辑:丛艳娟)