

DOI:10.19322/j.cnki.issn.1006-4710.2020.01.007

HIRENASD 机翼静气弹问题的数值模拟方法研究

雷 帅¹, 王军利¹, 李托雷¹, 张文升¹, 冯博琳²

(1. 陕西理工大学 机械工程学院, 陕西 汉中, 723001; 2. 西北机电工程研究所, 陕西 咸阳, 712099)

摘要: 跨音速状态下由于激波、附面层干扰影响,使得流动控制方程非线性,导致线性化的气动弹性分析方法无法准确对机翼静气动弹性进行分析。针对弹性机翼跨声速非线性静气动弹性问题,本文采用三维可压 N-S 方程为控制方程,基于双向流固耦合分析方法,以 HIRENASD 机翼为研究对象,对不同攻角、不同 Mach 数下的静气动弹性变形进行数值模拟,通过仿真分析,得到了不同攻角、Mach 数对弹性机翼变形及应力特性的影响规律,并分析了非线性静气动弹性对机翼纵向气动特性的影响,可为相关飞行器的结构设计提供一定的依据。

关键词: HIRENASD 机翼; 跨音速; 非线性静气动弹性; 双向流固耦合; 结构特性及纵向气动特性
中图分类号: V211.1+7 **文献标志码:** A **文章编号:** 1006-4710(2020)01-0051-08

Research on numerical simulation method for HIRENASD wing static aeroelastic

LEI Shuai¹, WANG Junli¹, LI Tuolei¹, ZHANG Wensheng¹, FENG Bolin²

(1. Mechanical Engineering College, Shaanxi University of Technology, Hanzhong 723000, China;

2. Northwest Institute of Mechanical & Electrical Engineering, Xianyang 712099, China)

Abstract: In the transonic flow, due to the influence of shock wave and surface layer interference, the flow control equation is nonlinear, with the linear aeroelastic analysis method not accurately analyzing the static aeroelastic of the wing. Aiming at the problem of transonic nonlinear static aeroelastic of elastic wing, the three-dimensional compressible N-S equation is used as the governing equation. The two-way fluid-solid coupling analysis method is used to simulate the static aeroelastic deformation of HIRENASD elastic wing with different angles of attack and different Mach numbers. Through the simulation analysis, the influence curves of different angles of attacks and the Mach numbers on the deformation and stress characteristics of the elastic wing are obtained with the influence of nonlinear static aeroelasticity on the longitudinal aerodynamic characteristics of the wing analyzed, providing a certain basis for the structure design of the relevant elastic aircraft.

Key words: HIRENASD wing; transonic speed; nonlinear static aeroelastic; two-way fluid-solid coupling; structural characteristics and longitudinal aerodynamic characteristics

现代飞行器对高速度及低质量等性能要求不断提高,结构设计大量采用碳纤维复合材料。在飞行器的型号设计及新型飞行器研发过程中,经常会遇到各种各样的跨声速气动弹性问题,严重影响着飞行器的飞行性能,对飞机的飞行安全造成极大的危害^[1]。

跨音速状态下由于激波及附面层分离等干扰,流动控制方程的非线性使得传统的线性流场分析理论失效,跨音速非线性气动弹性的分析较为复杂。20 世纪很长一段时间国内外学者主要依靠试验方法进行跨音速气动弹性研究。由于模型设计与制作、测量技术难度大,实验成本高^[2-3],而空中飞行试

收稿日期: 2019-08-02; 网络出版日期: 2020-04-24

网络出版地址: <http://kns.cnki.net/kcms/detail/61.1294.n.20200423.1918.010.html>

基金项目: 陕西省科技厅重点研发资助项目(2017ZDXM-GY-138);陕西省科技厅工业科技攻关资助项目(2016GY-050);陕西省科技厅科学研究计划资助项目(2016JM1030);陕西省教育厅科学研究资助项目(16JK1139)

第一作者: 雷帅,男,硕士生,研究方向为非线性气动弹性。E-mail: 19891612521@163.com

通信作者: 王军利,男,博士,讲师,研究方向为机械振动及气动弹性。E-mail: wjl503@126.com

验危险系数高。因此,20 世纪末以来,随着计算流体力学的发展,数值模拟方法成为研究跨音速非线性气动弹性问题的有效方法^[4-5]。史爱明等^[6]采用有限体积法求解 Euler 方程和有限差分方法求解 N-S 方程对弹性机翼跨音速静气动弹性问题进行研究。郭承鹏等^[7]采用中心差分有限体积法求解 Euler/N-S 方程,结构影响系数法求解结构的弹性变形,CVT 实现流固耦合,对弹性后掠机翼跨音速静气动弹性问题进行研究。

本文采用可压 N-S 方程为控制方程,耦合结构运动方程,采用松耦合方法^[8-9],对 HIRENASD 机翼的非线性静气动弹性进行数值模拟,并分析了不同攻角、不同 Mach 数下,该机翼的结构特性以及非线性静气动弹性对机翼纵向气动特性的影响,可为相关机翼的结构设计提供依据。

1 计算方法

本文采用 Workbench 中的 Fluent 和 Static Structural 模块,基于松耦合的计算方法,对机翼的静气动弹性变形进行数值模拟。先采用 N-S 方程计算流场,当流场计算收敛后,再利用 GGI(General Grid Interface)插值方法将计算得到的气动力载荷传递到结构节点上,利用有限元方法对结构运动方程进行计算,得到机翼在气动载荷作用下结构的变形。如果结构变形不收敛,再利用 GGI 插值方法将结构节点上的变形传递到流场节点上,利用弹性光顺和局部重构技术对流场网格进行更新,之后对流场进行再次求解,反复迭代直至结构变形收敛为止。耦合计算流程见图 1。

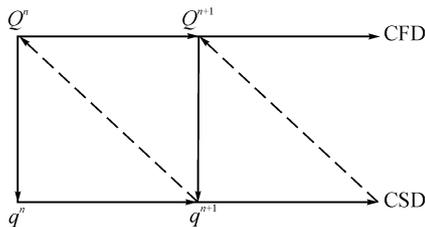


图 1 松耦合计算流程

Fig. 1 Loose coupling computing process

1.1 流场求解技术

在静气动弹性问题中,空气动力为定气动力,可以忽略加速度以及变形速度对气动力的影响。本文采用可压 N-S 方程为控制方程,在直角坐标系下其积分形式为^[10]:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} \bar{Q} d\Omega + \iint_{\partial\Omega} \bar{F} \cdot dS = \frac{1}{Re} \iint_{\partial\Omega} \bar{F}^v \cdot dS \quad (1)$$

$$\left\{ \begin{aligned} \bar{Q} &= \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{bmatrix}, \bar{F} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ \tau_{xx} & \tau_{yy} & \tau_{zz} \\ \tau_{xy} & \tau_{yx} & \tau_{zy} \\ \tau_{xz} & \tau_{yz} & \tau_{zx} \\ \varphi_x & \varphi_y & \varphi_z \end{bmatrix}, \\ \bar{F} &= \begin{bmatrix} \rho u & \rho v & \rho w \\ \rho u^2 + p & \rho uv & \rho wu \\ \rho uv & \rho v^2 + p & \rho vw \\ \rho uw & \rho vw & \rho w^2 + p \\ \rho uH & \rho vH & \rho wH \end{bmatrix} \end{aligned} \right. \quad (2)$$

式中: Re 为 Reynolds 数; ρ 为网格中心密度; u 、 v 、 w 为 x 、 y 、 z 三个方向的速度; p 为压强; E 为总能量; τ 为应力张量; φ 为热流量; H 为焓; \bar{Q} 为流场守恒变量项; Ω 为控制体; \bar{F} 为对流通量项; \bar{F}^v 为耗散通量项; $\partial\Omega$ 为控制体单元的边界; $d\Omega$ 为体积微元; dS 为面积微元的外法向面积向量。

引入 Stokes 假设和气体状态方程 $p = \rho RT$ 之后,该方程组变为封闭方程。选择 S-A 湍流模型^[11]对流场进行数值模拟,粘性项采用中心格式^[12]进行离散,对流项采用二阶精度的 Roe-FDS 迎风格式^[13]来离散。采用具有一阶精度的 LU-SGS 隐式时间离散方法进行推进求解^[14]。

1.2 结构求解技术

在气动载荷作用下结构的运动平衡方程式为:

$$M\ddot{u} + C\dot{u} + Ku = f \quad (3)$$

式中: u 为位移矢量; f 为外载荷矢量; M 为质量矩阵, C 为阻尼矩阵, K 为刚度矩阵。

由于结构变形缓慢,可以忽略其变形速度、加速度及时间对气动力的影响,于是式(3)可以简化为:

$$Ku = f \quad (4)$$

通过流场求解技术可以求得定常气动力 f , 再通过式(4)求得结构变形。

2 数值模型和网格生成

本文计算的机翼模型为 HIRENASD 机翼,图 2 为 HIRENASD 翼身组合模型的几何尺寸^[15],机翼为 BAC3-11/RES/30/21 翼型,参考面积为 0.3926 m^2 ,参考长度为 0.3445 m ^[16]。图 3 为机翼翼尖前缘点 A、翼尖后缘点 B、与实验数值进行对比的点 C 以及用于数据对比的 7 个展向位置 $2x/b$,分别为 0.069 、 0.14 、 0.32 、 0.46 、 0.66 、 0.89 和 0.95 。在 Workbench 中对机翼模型进行 Bool 运算得到机翼的流场空间,再对其进行网格划分。流场采用的是四面体非结构网格,对物面附近的网格进行了加密处理,划分好网格的

流域见图 4。生成的节点数为 291 980 个,网格数为 1 632 629 个,机身根部设置为对称边界条件,机翼与机身设置为壁面边界条件,其余边界设置为压力远场条件。图 5 为 HIRENASD 机翼模型的网格划分示意图,采用非结构四面体进行网格划分,生成的节点数为 90 963 个,网格数 51 747 个。机翼的材料为 18 镍马氏体时效钢。在机翼根部加一个固定约束,进行模态分析,将机翼的前 6 阶模态与文献[17]的实验值进行对比,见表 1,发现两者较为吻合,进而证明了材料属性等参数的设置与机翼结构求解方法的准确性。

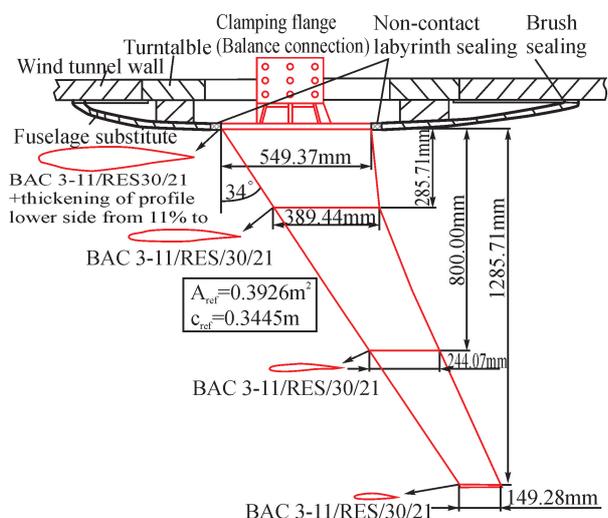


图 2 HIRENASD 翼身组合模型的几何尺寸
Fig. 2 Geometric dimensions of the HIRENASD wing body combination model

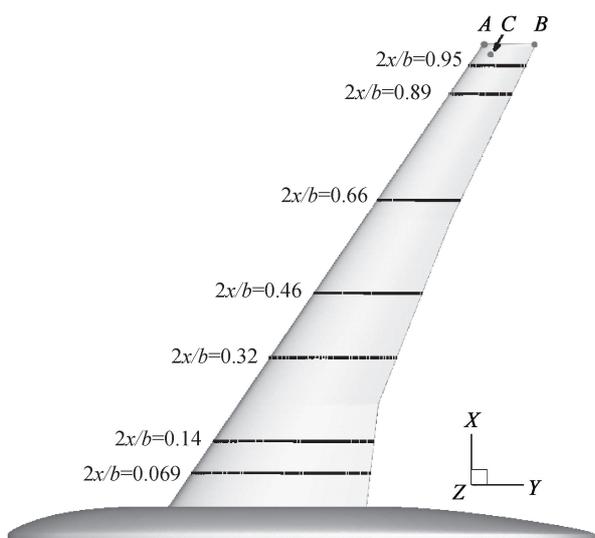
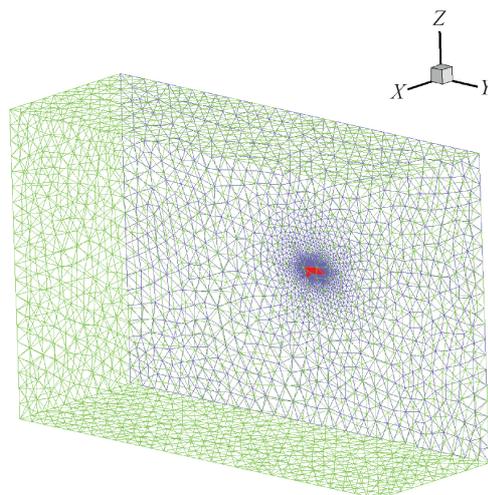
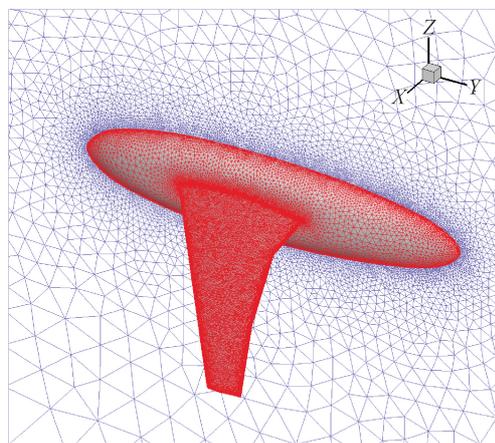


图 3 HIRENASD 机翼 7 个展向的位置
Fig. 3 Seven positions of the HIRENASD wing



(a) 机翼整体计算域网络



(b) 机翼附近局部网格

图 4 流场计算域及网格

Fig. 4 Calculation domain and mesh of flow field

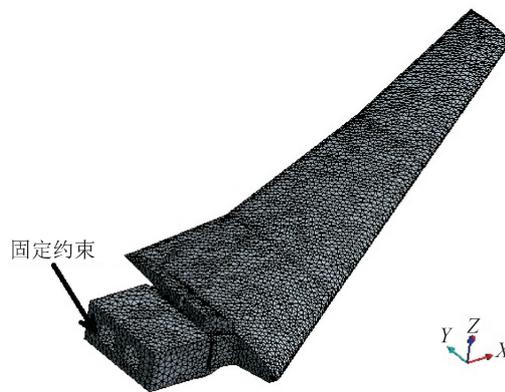
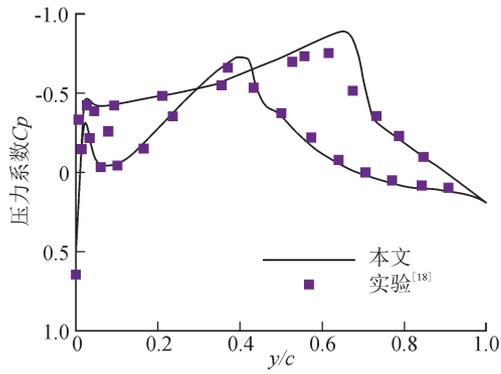


图 5 HIRENASD 机翼模型网格划分
Fig. 5 Wing flow field calculation domain and mesh division

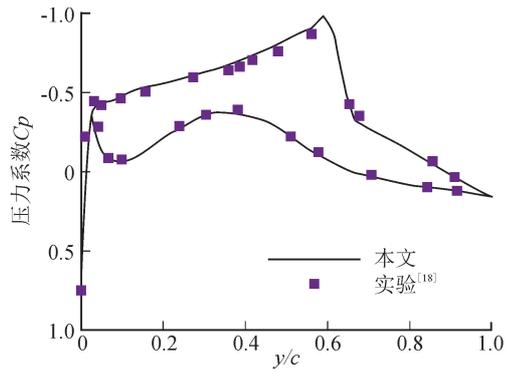
表 1 HIRENASD 机翼的前 6 阶模态

Tab.1 First 6 modes of the HIRENASD wing

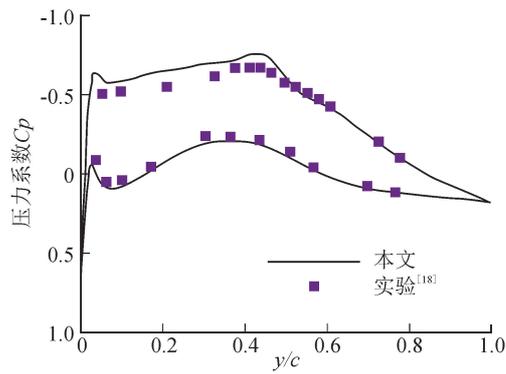
阶数 n	本文频率/HZ	文献 ^[17] 频率/HZ
1	26.7	26.5
2	86.5	86.0
3	157.9	156.9
4	190.7	189.3
5	278.7	272.9
6	324.5	321.8



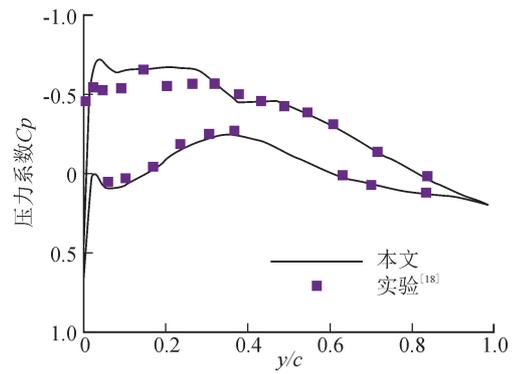
(a) 单位化弦长 $2x/b=0.14$



(b) 单位化弦长 $2x/b=0.32$



(c) 单位化弦长 $2x/b=0.66$



(d) 单位化弦长 $2x/b=0.95$

图 6 攻角为 1.5° 时不同展向位置压力系数分布与实验值^[18]

Fig.6 Comparison of calculated results with experimental results^[18] of pressure coefficient at different positions

通过对比发现数值模拟的结果与实验结果吻合度较好,证明了本文的方法可用于静气动弹性的研究。图 7 为攻角分别为 $-1.5^\circ, 0^\circ, 1.5^\circ, 3^\circ$ 和 4.5° 时,机翼翼尖前缘点 A 在 Z 方向的变形与实验数值的对比。发现实验数值与本文数值较为吻合,在攻角为 3° 时更加吻合。说明本文的数值模拟方法适用于非线性静气动弹性问题的分析。

4 跨音速静气动弹性数值模拟分析

4.1 研究不同攻角对机翼的影响

图 8 为 Reynolds 数为 7×10^6 , Mach 数为 0.8, 不同攻角下机翼翼尖前缘点 A 点和机翼翼尖后缘点 B 点两者在 Z 方向的变形情况。通过比较发现机翼翼尖前缘点 B 点的变形比机翼翼尖后缘点 A

3 数值计算方法验证

本文通过计算 Reynolds 数为 7×10^6 , Mach 数为 0.8, 攻角分别为 $-1.5^\circ, 0^\circ, 1.5^\circ, 3^\circ$ 和 4.5° 这 5 种情况,并将计算结果与文献[18]的实验值进行对比。攻角为 1.5° 时,将机翼 4 个展向位置 $2x/b$ 分别为 0.14、0.32、0.66、和 0.95 的压力系数与实验值进行对比,见图 6。

点的变形大,并且随着攻角的增加,B 点和 A 点之间的变形差也逐渐增大,机翼的负扭转角随之增大,因而机翼的有效攻角随之减小。

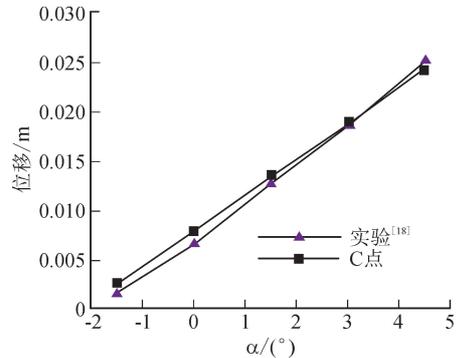


图 7 翼尖 C 点在 Z 方向的变形与实验数值

Fig.7 Deformation of the point C of the wing tip in the Z direction compared with the experimental value

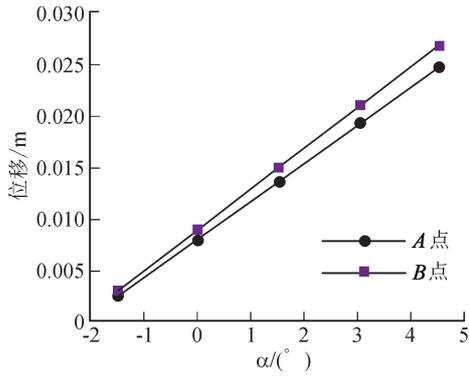


图8 翼尖前缘点A点与后缘点B点在Z方向的变形
Fig.8 Deformation of the point A of the leading edge of the wing tip and the point B of the trailing edge in the Z direction

图9为Mach数为0.8,攻角为 1.5° 时刚性机翼和弹性机翼的上表面压力系数云图,可以看出非线性静气动弹性对翼根的压力分布影响较小,对机翼上表面翼尖的影响较大,其负压范围减小。

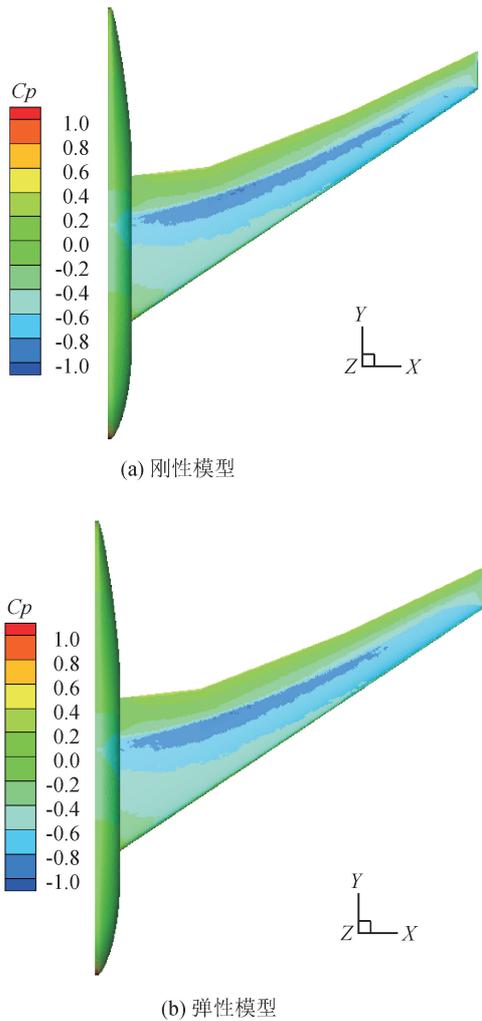


图9 静气动弹性对机翼上表面压力的影响
Fig.9 Effect of static aeroelasticity on the upper surface pressure of the wing

图10为Reynolds数为 7×10^6 ,Mach数为0.8,不同攻角下静气动弹性对机翼升力系数、阻力系数和升阻比的影响。

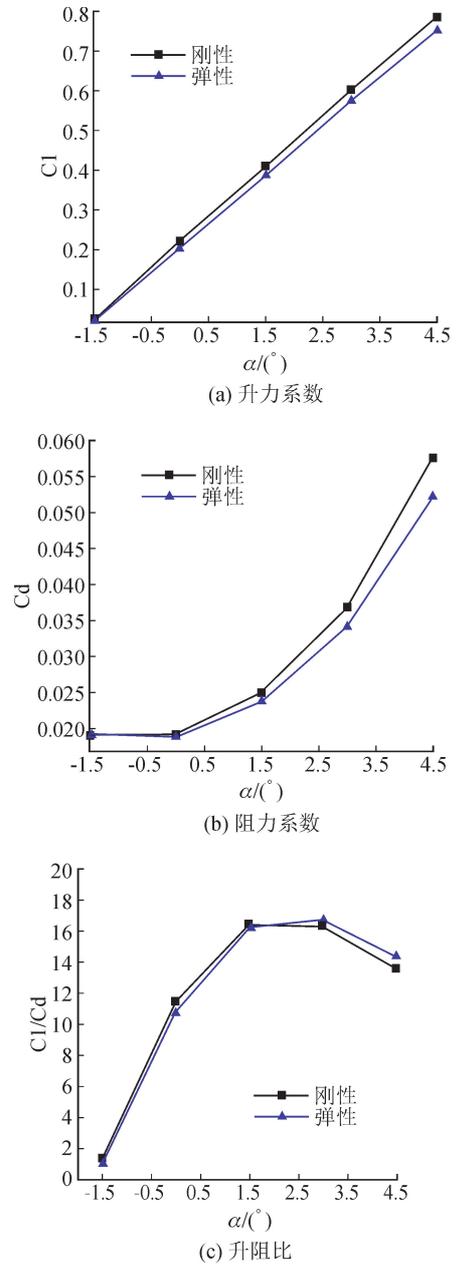


图10 非线性静气动弹性对机翼升力系数、阻力系数及升阻比的影响
Fig.10 Effect of nonlinear static aeroelasticity on lift coefficient, drag coefficient and lift-to-drag ratio of wing

由图10(a)可以看出变形后的升力系数小于变形前的升力系数,并且升力系数差值随着攻角的增大而增大。变形后机翼的有效攻角减小,越靠近翼尖,机翼有效攻角减小的越大,使得变形后机翼翼尖上表面的负压范围减小,导致变形后机翼的升力系数减小,攻角越大,有效攻角减小的越大,因而升力系数差值也越大。由图10(b)可以看出,变形后阻

力系数小于变形前阻力系数,并且阻力系数差值随着攻角的增大增大。随着攻角增大,升力系数减小,升致阻力减小,从而导致阻力系数减小,攻角越大,升力系数降低的幅度越大,因而阻力系数降低的幅度也越大。由图 10(c)可以看出攻角小于 2 时,变形后机翼的升阻比小于变形前机翼的升阻比,当攻角大于 2 时变形后机翼的升阻比大于变形前机翼的升阻比。

4.2 研究不同 Mach 数对机翼的影响

本文计算了远场压强 88 500 Pa,攻角为 1.5°,Mach 数分别为 0.4、0.6、0.8、0.9、0.95、1.0、1.1、1.2、1.4、1.5、1.6、1.7 时,机翼在 Z 方向翼尖前缘点 A 点与翼尖后缘点 B 的变形情况。图 11 为不同 Mach 数下机翼在 Z 方的变形云图,由图可知机翼的最大变形出现在机翼翼尖后缘点。

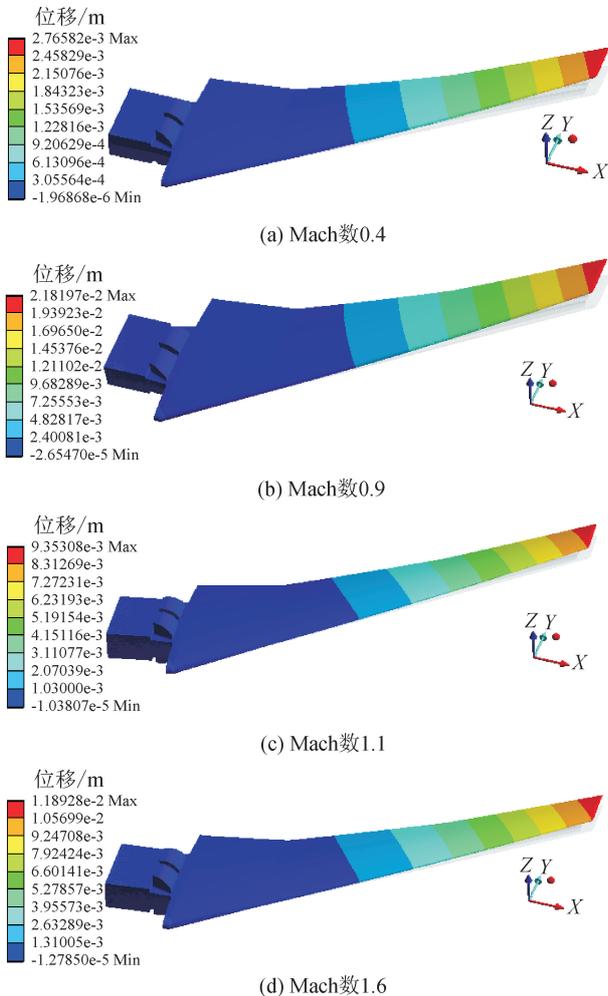


图 11 机翼沿 Z 轴变形云图
Fig. 11 Wing deformation in the Z direction

图 12 为 Mach 数为 0.8,攻角为 1.5°时刚性机翼和弹性机翼沿 3 个展向位置 $2x/b$ 分别为 0.069、0.46、和 0.89 压力的分布比较。从图 12 可以看出,

越靠近翼尖,变形后机翼的挠度越大。同时,越靠近翼尖,变形后机翼的负扭转角越大,使得变形后机翼前缘的压力范围明显减小。

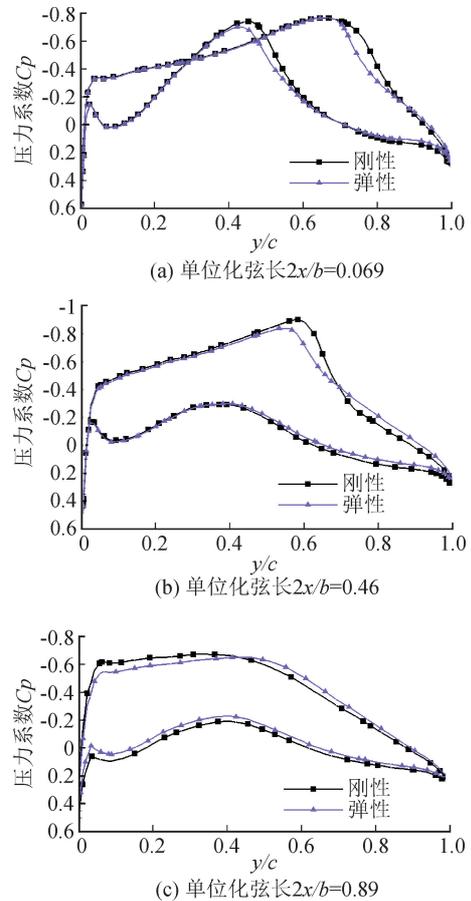


图 12 机翼变形前后不同展向位置
压力系数分布比较
Fig. 12 Comparison of pressure coefficient
distribution in different span positions
before and after wing deformation

图 13 为不同 Mach 数下翼尖前缘点 A 点与后缘点 B 点的变形情况,可以看出,在音速前后,机翼变形发生了突变。Mach 数小于 0.9 时,机翼翼尖 A、B 两点在 Z 方向的位移随着 Mach 数的增加而迅速增加。因为随着 Mach 数增大,机翼上表面膨胀波后移,逐渐形成激波,上表面负压增大,因而使得机翼变形迅速增大。Mach 数大于 0.9,小于 1.1 时,机翼翼尖 A、B 两点在 Z 方向的位移随着 Mach 数的增加而迅速减小。因为随着 Mach 数增大机翼上表面的激波后移,逐渐机翼下表面也出现激波,机翼下表面出现负压,因而机翼变形迅速减小。Mach 大于 1.1 时,机翼翼尖 A、B 两点在 Z 方向的位移随着 Mach 数的增加而缓慢增加。

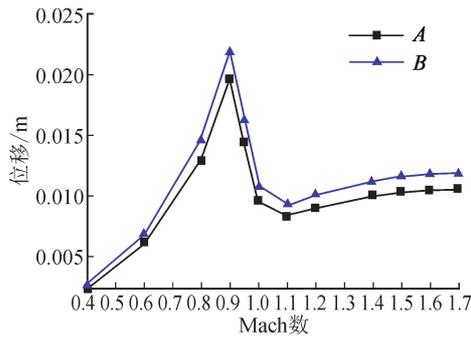


图 13 翼尖前缘点 A 点与后缘点 B 点的变形
Fig. 13 Deformation of the point A of the leading edge of the wing tip and point B on the trailing edge

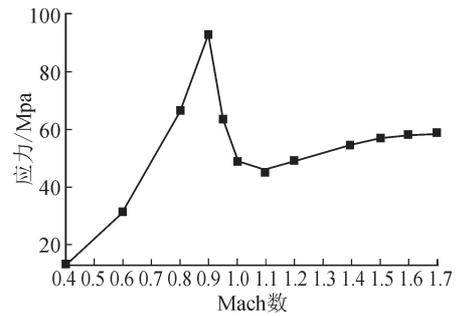


图 15 机翼最大应力曲线
Fig. 15 The maximum stress of wing

图 14 为不同 Mach 数下机翼的应力云图,由图 14 可知机翼的最大应力出现在机翼的中部。机翼最大应力曲线见图 15,由图 15 可知机翼的最大应力随着 Mach 数的增加其变化趋势与机翼翼尖在 Z 方向的变形趋势相同。Mach 数小于 0.9 时,机翼的最大应力随着 Mach 数的增加而迅速增加;Mach 数大于 0.9,小于 1.1 时,机翼的最大应力随着 Mach 数的增加而迅速减小;Mach 数大于 1.1 时,机翼的最大应力随着 Mach 数的增加而缓慢增加。

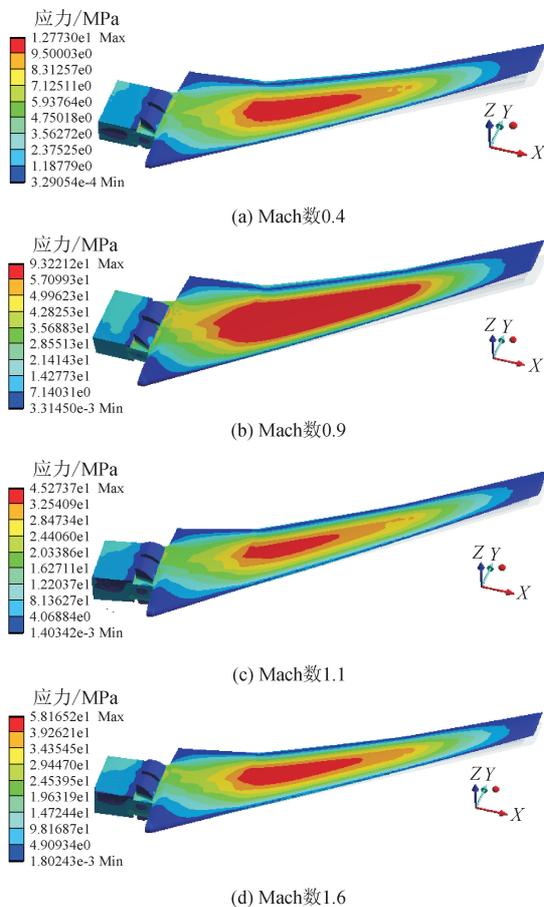


图 14 机翼应力云图
Fig. 14 Stress distribution of the wing

5 结论

本文采用双向流固耦合方法,先对 HIRENASD 机翼在 Mach 数为 0.8,5 种攻角下的非线性静气动弹性进行了数值模拟。计算结果与实验值进行对比吻合良好,证明本文的数值模拟方法适用于非线性静气动弹性的研究。然后对该弹性机翼在攻角 1.5°,远场压强 88 500 Pa,6 种不同 Mach 数下的机翼弹性变形进行了分析,得出以下结论。

- 1) 随着攻角的增大,机翼翼尖后缘点 B 点的变形比前缘点 A 点的变形大,机翼的升力系数增大,阻力系数增大。静气动弹性使得机翼的升力系数减小,导致升致阻力减小,从而导致阻力系数减小。
- 2) 静气动弹性变形对机翼翼根的压力分布影响较小,并使得机翼上表面外侧的负压范围减小。
- 3) Mach 数小于 0.9 时,机翼在 Z 方向的变形和最大应力随着 Mach 数的增加迅速增加。在音速附近,机翼的变形和最大应力发生了突变。Mach 数大于 1.1 时,随着 Mach 数的增大,机翼在 Z 方向的变形和最大应力均缓慢增大。机翼的最大变形出现在机翼翼尖的后缘点,而最大应力出现在机翼的中部。

参考文献:

[1] 王军利,冯博琳,黄崇莉,等. 超临界机翼的静气动弹性特性研究[J]. 国际航空航天科学,2016,4(3):68-74.
WANG Junli, FENG Bolin, HUANG Chongli, et al. Investigations of static aeroelasticity characteristics for supercritical wing[J]. Journal of Aerospace Science and Technology, 2016, 4(3): 68-74.

[2] BALLMANN J, DAFNIS A, BRAUN C, et al. The HIRENASD project: high Reynolds number aerostructural dynamics experiments in the European transonic wind tunnel (ETW)[C]//ICAS 2006-726, 2006.

[3] 朱世权,李海元,陈志华,等. 弹性机翼静气动弹性数值研究[J]. 工程力学,2017,34(增刊 1):326-332.

- ZHU Shiquan, LI Haiyuan, CHEN Zhihua, et al. Investigations of characteristics of static aeroelasticity for elastic wing [J]. *Engineering Mechanics*, 2017, 34 (S1): 326-332.
- [4] YANG Lan, XIE Changchuan, YANG Chao, et al. Nonlinear static areoelastic analysis of high-aspect ratio wing based on CFD/CSD coupling solution[C]//IFASD 2017-221, 2017.
- [5] 张强, 祝小平, 周洲, 等. 基于 CFD/CSD 耦合的连结翼静气动弹性计算研究[J]. *西北工业大学学报*, 2016, 34 (3): 437-442.
- ZHANG Qiang, ZHU Xiaoping, ZHOU Zhou, et al. Numerical research on static aeroelasticity of joined wing based on CFD/CSD coupling [J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 34(3): 437-442.
- [6] 史爱明, 杨永年, 王刚. 弹性机翼跨音速静气动弹性问题研究[J]. *工程力学*, 2006, 23(5): 173-176.
- SHI Aiming, YANG Yongnian, WANG Gang. Investigations of characteristics of static aeroelasticity for elastic wing in transonic flow [J]. *Engineering Mechanics*, 2006, 23(5): 173-176.
- [7] 郭承鹏, 董军, 杨庆华, 等. 基于 Euler/N-S 方程的跨音速非线性静气动弹性问题研究[J]. *航空计算技术*, 2006, 36(6): 40-44.
- GUO Chengpeng, DONG Jun, YANG Qinghua, et al. An analysis method of transonic non-linear aeroelastic problem based on Euler/N-S equations [J]. *Aeronautical Computing Technique*, 2006, 36(6): 40-44.
- [8] 郭双枫, 李宁, 刘乃飞, 等. 流固耦合作用下大型地下厂房围岩稳定性分析[J]. *西安理工大学学报*, 2018, 34 (1): 20-28.
- GUO Shuangfeng, LI Ning, LIU Naifei, et al. Surrounding rock stability analysis of large underground powerhouse under fluid-solid coupling interaction [J]. *Journal of Xi'an University of Technology*, 2018, 34 (1): 20-28.
- [9] 郑小波, 罗兴琦, 邬海军. 轴流式叶片的流固耦合振动特性分析 [J]. *西安理工大学学报*, 2005, 21 (4): 342-346.
- ZHENG Xiaobo, LUO Xingqi, WU Haijun. Analysis of fluid-solid coupling dynamic characteristics for the axial flow blades [J]. *Journal of Xi'an University of Technology*, 2005, 21(4): 342-346.
- [10] 周强, 李东风, 陈刚, 等. 基于 CFD 和 CSM 耦合的通用静气弹分析方法 [J]. *航空动力学报*, 2018, 33(2): 355-363.
- ZHOU Qiang, LI Dongfeng, CHEN Gang, et al. General static aeroelasticity analysis method based on CFD/CSM coupling [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2018, 33(2): 355-363.
- [11] 张仪, 王晓东, 胡昊, 等. 湍流模型对湍流射流 CFD 模拟的影响 [J]. *推进技术*, 2016, 37(6): 1049-1054.
- ZHANG Yi, WANG Xiaodong, HU Hao, et al. Effects of turbulence models on CFD simulations of turbulent jet [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(6): 1049-1054.
- [12] 胡凡, 范锐军. 改进的动网格方法在航空气弹计算中的应用 [J]. *机械设计与制造工程*, 2015, 44 (3): 60-64.
- HU Fan, FAN Ruijun. Application of improved dynamic unstructured grids in aeroelastic model [J]. *Machine Design and Manufacturing Engineering*, 2015, 44(3): 60-64.
- [13] 米百刚, 詹浩, 朱军. 基于 CFD 数值仿真技术的飞行器动导数计算 [J]. *空气动力学学报*, 2014, 32 (6): 834-839.
- MI Baigang, ZHAN Hao, ZHU Jun. Calculation of dynamic derivatives for aircraft based on CFD technique [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2014, 32 (6): 834-839.
- [14] 黄江涛, 高正红, 苏伟. 几种典型迎风格式的分析与比较 [J]. *航空计算技术*, 2008, 38(1): 1-5, 22.
- HUANG Jiangtao, GAO Zhenghong, SU Wei. Investigations and compare of several typical upwind schemes [J]. *Aeronautical Computing Technique*, 2008, 38(1): 1-5, 22.
- [15] BALLMANN J, DAFNIS A, KORSCHH, et al. Experimental analysis of high Reynolds number aero-structural dynamics in ETW [C]//AIAA 2008-841, 2008.
- [16] HEGG J, BALLMANN J, BHATIA K, et al. Plans for an aeroelastic prediction workshop [C]//IFASD 2011-110, 2011.
- [17] RITTER M. Static and forced motion aeroelastic simulations of the HIRENASD wind tunnel model [C]//AIAA 2012-1633, 2012.
- [18] CHWALOWSKI P, FLORANCE J P, HEEG J, et al. Preliminary computational analysis of the HIRENASD configuration in preparation for the aeroelastic prediction workshop [C]//IFASD 2011-108, 2011.

(责任编辑 王绪迪)