DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2020.05.040

基于 CFD/CSD 耦合的全动平尾气动弹性特性研究

罗文莉,陆琪

(上海飞机设计研究院,上海 201210)

摘 要:针对飞行器全动平尾的流固耦合现象,基于 CFD/CSD 耦合的方法建立了气动力和结构模型,给出了平尾的气动力和结构响应曲线。分别在不同迎角下针对流场的压力分布响应和结构的应力响应进行了详细研究,解释了现象产生的原因。结果表明,考虑弹性后 0°迎角下平尾迅速收敛至 平衡位置,大迎角时的气动力和结构响应曲线均出现波动,随时间变化逐渐衰减至平衡位置。迎角 越大,初始振幅越大,气动力减小越明显,结构应力越大,但随时间衰减得越快。结构变形导致下表 面压力分布发生变化,对于平尾前缘、靠近翼根部分上偏压力增大,靠近翼尖部分下偏压力减小。平 尾后缘均上偏压力减少,使得平尾整体压力减小、升力系数降低。靠近翼轴处应力较为集中,而翼轴 上的应力较小。平尾上存在弯曲/扭转耦合现象,且迎角越大耦合越明显。 关键词:CFD;CSD;飞行器;水平尾翼;气动弹性

中图分类号:TP391.9 文献标志码:B 文章编号:1671-5276(2020)05-0150-04

Aeroelastic Characteristic Research of Fully Moving Horizontal Tail Based on CFD/CSD Coupling Method

LUO Wenli, LU Qi

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

Abstract: For the fluid-structure coupling phenomenon of fully moving horizontal tail of aircraft, the aerodynamic and structural model is established based on CFD/CSD coupling method, and the response curve of the tail is calculated. The aerodynamic pressure distribution and structural stress response at different angle of attack (AOA) are researched on in detail and the causes of its phenomenon are explained. The result shows that the horizontal tail converges rapidly to the equilibrium position at 0-degree AOA after considering elasticity. The aerodynamic and structural response curve fluctuate and gradually attenuate to the equilibrium position at high AOA. When the AOA is higher, with both the initial amplitude and structure stress large, the aerodynamic force decreases more obviously, but the response curve attenuates faster. The structure deformation results in the change of pressure distribution on the lower surface, which causes the overall pressure and lift coefficient of the tail decreases. Stress is more concentrated near the rotation axis while stress at the axis itself is lower. The bending and torsion coupling phenomenon exists on the tail and turns more obvious with AOA higher.

Keywords: CFD; CSD; aircraft; horizontal tail; aeroelastic

0 引言

对于多数常规飞行器建模,采用适当的刚体假设是合理 的。但是对于相对厚度较小的活动面,如水平尾翼来说,很容 易出现气动/结构耦合的现象,因此刚体假设是不可行的。 尤其是随着飞行速度的不断增大,气动弹性的影响已不容忽 视。因此,对于全动平尾的气动弹性研究是十分必要的。

关于气动弹性问题的研究从 20 世纪 50 年代开始兴起,由于计算能力的限制,那时的研究主要集中于风洞试验以及非定常气动理论。LAUTEN W T 等^[1]在气动弹性方面对 X-15 的全动水平尾翼缩比模型进行了风洞试验研究。基于活塞理论计算得到的颤振速度大约是试验得到速度的 4 倍。HEEG J 等^[2]对 6 种全动尾翼模型进行了风洞试验,主要针对翼型、翼轴刚度以及翼面质量分布进行了研究,全部试件的试验颤振速度均低于使用 2 阶活塞

理论计算得到的值。

随着计算能力的不断提高,非定常气动力的计算方法 逐渐由依靠理论分析转向了与 CFD 计算相结合的方法。 MCNAMARA J J 等^[3-4]基于活塞理论、牛顿理论、激波膨 胀波等非定常气动力方法计算了一种双楔形翼型的气弹 稳定性,并与基于求解 N-S 方程的 CFD 方法进行了对比, 结果表明使用 1 阶、2 阶活塞理论的误差较大,并说明了 黏性效应对于二维楔形薄翼型的影响基本可以忽略。

此后,集合了 CFD 流场分析和结构有限元计算 (FEA)的 CAE 分析由于其在气弹分析中的先进性成为了 一股研究趋势。MCNAMARA J J 等^[5]对 X-33 进行了气 动弹性分析,使用 MSC. NASTRAN 进行模态分析。 GUPTA K K等^[6]分别采用了基于活塞理论、CFD 以及系 统识别等方法计算非定常气动力,结构采用有限元建模, 得到的结果表明飞行器在工作环境中定常区域内不会发

第一作者简介:罗文莉(1991—),女,安徽合肥人,工程师,硕士研究生,主要研究方向为 CFD/CSD 耦合方法。

生颤振现象。

采用常规的理论算法或是基于 CFD 的非定常气动力 算法无法考虑翼型的变形。对于结构模型的求解,国内外 大多理论方法均假设结构在静变形平衡位置附近作小幅 振动,采用线性结构振动方程,一些流固耦合降阶方法也 是基于线性考虑^[7]。然而近年来,国外很多学者提出了 HISSS/NASTRAN、CFL3D/GFEC、ZAERO/NASTRAN 等 CFD/CSD (Computational Fluid Dynamics/Computational Structural Dynamics) 耦合方法,开始将其应用在常规亚/ 超飞行器气弹分析中。CFD 采用精确的流动控制方程, CSD 建立非线性结构模型,基于 CFD/CSD 耦合分析具有 高精度,可用于复杂问题的研究。国内也有学者开展了相 关研究,张华等^[8]耦合 FLUENT/NASTRAN,详细研究了 机翼结构弹性对气动特性的影响,曾宪昂等^[9]基于 CFD/ CSD 耦合方法进行了某机翼的颤振分析。

1 计算方法

CFD/CSD 耦合方法遵守基本守恒原则,在流体与固体耦合交界面处,满足流体与固体应力、位移、温度等变量的相等或守恒。通过分离解法分别求解流体和固体控制方程,再通过流固耦合交界面进行计算结果的传递。只要流固耦合面完全对应,可以保证交界面上的参数从局部到全局精确传递。由于各自的物理属性,在进行数据传递时,并不是所有的变量都要进行传递。流体将力传递给固体,固体将位移传递给流体。使用动网格模拟流场形状由于边界运动而随时间的改变,从而捕捉平尾的结构变形。

本文采用 ANSYS 软件, CFD 计算基于有限体积法求 解非定常雷诺平均 N-S(RANS)方程。采用标准 k-s 湍 流模型结合壁面函数法,选择密度基隐式求解,对于空间 离散方法,扩散项的无黏通量项选取 AUSM 通量差分分裂 格式,而黏性通量项选取中心差分格式,对流项则使用 2 阶迎风格式。时间积分使用高斯赛德尔(gauss-seidel)方 法。CSD 计算基于有限元法,对固体结构进行离散,将连 续结构的无限维问题转化为与节点位移相关联的有限维 问题。固体运动方程可由拉格朗日方程得到:

 M x (t) +Cx(t) +Kx(t) = F(t)
 (1)

 其中:M 为质量矩阵;C 为阻尼矩阵;K 为刚度矩阵;F 为
 广义力;x 为节点位移向量。

2 建模

2.1 气动模型

本文计算的全动平尾和坐标系定义如图 1 所示, z 轴 垂直于 x 轴和 y 轴, 按右手定则给定正方向。翼根弦长 6.309 m, 平尾宽度 2.22 m, 翼型相对厚度 0.04 m, 翼面积 15.52 m²。



图1 平尾平面形状

计算域边界采用 pressure far-field 条件,高度为 30 km,压力、温度等气体参数由标准大气表查得。对平 尾周围流场进行网格划分,如图 2 所示。对称面上采用 对称边界条件,且在动网格设置中,对称面设置为可变形 面,将变形约束在面内。平尾上下表面、前后缘以及翼端 面为设置流固耦合面,设置计算时间步长为 0.001 s,最 大迎角取 40°。



图 2 平尾附近流场网格划分

2.2 结构模型

采用直轴式全动平尾,即平尾与转轴组成整体相对垂 直于机身的转轴旋转。将转轴位置定于翼根 65%处,换 算为平均气动弦长的 43%。蒙皮厚度取 2 mm,翼轴长度 取 1 m。翼轴选择 TC4 钛合金材料,翼面蒙皮为镍合金 GH4169,平尾内部为全高度镍合金蜂窝结构。对平尾结 构进行网格划分,如图 3 所示,网格数为 28 000。其中翼 根处翼轴末端面固定,翼根面变形约束在面内,平尾上下 表面、前后缘以及翼端面设置为流固耦合面。同样设置时 间步长为 0.001 s。



对平尾进行模态分析,得到前4阶模态如图4所示, 其中黑色线框表示未变形的平尾,云图表示位移大小。各 阶模态、频率见表1。



表1 模态频率

模态	1 阶	2 阶	3 阶	4 阶
频率/Hz	12.56	19.46	38.65	47.22

3 气弹特性分析

3.1 气弹响应分析

分别计算平尾迎角为 0°~40°间隔 20°的情况,依次分析 平尾的气动参数以及结构参数响应,其中气动参数包括升阻 力系数,结构参数包括应力和平尾前缘点位移,初始值为不 考虑结构弹性时的值。0°迎角时的气弹响应如图 5 所示。



可以看出升阻力系数均很快收敛,并无明显波动。由于 采用对称翼型,0°迎角下升力系数为0,阻力系数也仅在10⁻⁴ 量级。考虑结构弹性之后升力系数几乎不变,阻力系数增加 30%,但幅值仍较小。结构响应结果同样可以看出,应力和位 移两者均很快收敛稳定。其中最大应力值为0.42 MPa,最大 位移值为0.03 mm,从量级上看,几乎可以忽略。

图 6 所示分别为 20°和 40°迎角下的气动响应结果。 可以看出,升阻力系数均出现波动,无相位差且呈收敛趋势。20°迎角下升力系数初始值为 0.282,收敛值约为 0.272,减小约 3.6%。阻力系数初始值为 0.106,收敛值约 为 0.101,减小约 4.7%。升阻力波动半衰时长约 0.726 s。 40°迎角下升力系数初始值为 0.666,收敛值约为 0.632,减 小约 5.1%。阻力系数初始值为 0.563,收敛值约为 0.526, 减小约 6.6%。升阻力波动半衰时长约 0.478 s。





图 7 所示分别为 20°和 40°迎角下的结构响应结果。 可以看出 20°迎角下平尾前缘点位移最大值约 120 mm,且 随时间逐渐衰减,收敛值约为 60 mm。在初始气动载荷的 作用下,结构的应力响应曲线迅速达到最大值,约 115 MPa。此后随着时间的增长,响应逐渐衰减,最后收敛 到约 63 MPa。40°迎角下位移最大值约 330 mm,且随时间 逐渐衰减,收敛值约为 97 mm。在初始气动载荷的作用 下,结构的应力响应曲线迅速达到最大值约 320 MPa,此 后随着时间的增长,响应逐渐衰减,最后收敛到约 190 MPa。

可见除 0°迎角迅速收敛至平衡位置以外,在大迎角 下平尾的升阻力系数以及前缘点位移、翼轴最大应力点等 效应力曲线均出现波动,随时间变化逐渐衰减至平衡位 置。迎角越大,初始振幅越大,升阻力减小的比例越大,但 衰减得越快。





图 7 大迎角下的结构响应

3.2 流动特性分析

图 8 所示为 0° 迎角下考虑结构弹性后翼根附近对称面以及平尾上、下表面的压力分布云图。可在 0° 迎角下上下表面的压力基本呈对称分布,因此升力系数几乎为 0。



图9所示为20°迎角时,初始流场与平衡位置所对应 的平尾下表面压力分布云图以及平尾变形示意图。可以 看出,结构变形导致下表面的压力分布发生变化。相比初 始位置,平衡位置对应的平尾下表面后缘膨胀区低压区域 扩大,平尾前缘高压区靠近前缘,使得翼尖处的高压区域 明显缩小。

由平尾变形示意图可以看出,平衡时平尾发生扭转。 从正视图可以看出 50%展长以内的部分前缘向上偏转, 相对迎角增大,从而使得激波偏折角增大,波后压力增大, 因此造成高压区前移。而 50%展长以外的部分前缘向下 偏转,相对迎角减小,相应的激波后压力减小。从后视图 可以看出平尾后缘均向上偏转,相对迎角增加,从而增大 偏折角,但此时前方激波经过最大厚度处产生膨胀波,偏 折角增大反而造成压力减小。综上,翼根前缘处压力的增 大无法弥补翼尖前缘以及整个平尾后缘压力的降低,因此 整体压力减小,升力系数降低。

图 10 给出了一个典型的振荡周期内平尾结构变形以 及表面压力分布云图的变化过程。取 0.03 s~0.08 s,间隔 0.01 s 的 6 个时刻。可以明显看出平尾前缘扭转和翼尖弯 曲变形。变形最大时升力系数最小,对应地,变形最小时 升力系数最大。



图 10 平尾结构变形和表面压力分布云图

3.3 结构特性分析

图 11 所示为 0°迎角时平尾的等效应力分布,可以看 出,翼轴处应力分布较为集中,且应力最大出现在翼轴的 x 向与平尾相连接处。根据前文压力分布特点可以得出 0°迎角下平尾结构受到的力主要是阻力,集中在 x 轴方 向,而在 z 向由于上、下表面对称升力为 0,因此应力较小。



图 11 结构应力(0°迎角)

图 12 为 20°和 40°迎角下变形最大时对应的等效应 力分布云图,可以看出,靠近翼轴处应力较为集中,而翼轴 上的应力较小。迎角越大,最大应力越大。平尾内部最大 应力在 40°时达到 1.9 GPa,已经达到所用镍合金材料的 (下转第 168 页)

6 结语

变电站智能化检修调试平台的应用能够保证精密试验仪器在变电站内平稳越障,平台具备带电区域感知、智能供电的功能。工程应用结果验证了平台的有效性,显著提升了变电站电气试验、继电保护工作效率,进一步提升了工作的安全性。基于本平台的核心技术可以进一步改进、转化应用到其他领域,如精密仪器、优质电源、工业生产、生活日用、医疗器械等领域,满足这些领域人员和物品平稳转移、精密仪器安全运输及设备多元用电需求。

参考文献:

- [1] DING T, LI C, YAN C, et al. A bilevel optimization model for risk assessment and contingency ranking in transmission system reliability evaluation [J]. IEEE Transactions on Power Systems, 2017,32(5):3803-3813.
- [2] CUI Hantao, LI Fangxing, FANG Xin, et al. Bi-level arbitrage potential evaluation for grid-scale energy storage considering wind power and IMP smoothing effect [J]. IEEE Transactions on Sustainable Energy, 2018,9(2): 707-718.
- [3] 杨晓辉,尹玉君,寇晓适. 基于风险评估的特高压受端电网输

电设备检修策略研究[J]. 电力工程技术,2017,36(2):1-5.

- [4] 张煦,张向伍. 计及运行工况影响的电力设备检修策略分析 [J]. 电力系统保护与控制,2017,45(1):74-80.
- [5] 陈昊,徐晶冉,徐雯,等. 一种多功能变电检修测试平台的研制[J]. 机械制造与自动化,2017,46(5):239-242.
- [6] 徐晶冉,徐雯,朱振伟,等. 适应复杂工况的可攀越式继电保 护测试平台[J]. 江苏电机工程,2016,35(3):53-56.
- [7] 刘勇,陈海滨,刘方. 基建现场巡检无人机智能感知系统的研 究与应用[J]. 电力系统保护与控制,2018,46(15):155-161.
- [8] 陈昊,张海华,陈玮光. 基于 UWB/SINS 组合的行人导航研究 [J].导航定位与授时,2020,7(2):65-71.
- [9] 邬雄,万保权. 输变电工程的电磁环境[M]. 北京:中国电力 出版社,2009.
- [10] TAN F., CHEN H., ZHANG Z., et al. A control strategy of modular multilevel converters for motor operating at low frequency[C]. Guangzhou: 2018 International Conference on Power System Technology, 2018: 2371-2376.
- [11] 陈昊,李颖,张钊,等. 单相接地故障零序电流增益分析[J]. 现代电力,2013,30(5):46-49.

收稿日期:2019-06-24

(上接第153页)

屈服强度极限,理论上说材料已经破坏,由于采用线弹性 材料,计算结果可能较实际结果偏大,但为了保险起见,实 际结构设计时应在翼轴与内部蜂窝接触部位附近加固,防 止蜂窝结构破坏。



图 12 大迎角下的等效应力分布云图

4 结语

本文采用 CFD/CSD 流固耦合法对一种典型全动平尾 进行了气动弹性数值模拟。给出了不同迎角下平尾的气 动弹性响应,并分别针对流场和结构响应做出了分析,结 果表明:

除0°迎角迅速收敛至平衡位置以外,其余各迎角时的气动力和结构响应曲线均出现波动,随时间变化逐渐衰减至平衡位置。迎角越大,初始振幅越大,气动力减小的比例越大,结构应力越大,但随时间衰减得越快。

2)结构变形导致下表面压力分布发生变化。靠近翼 根部分前缘上偏,压力增大。靠近翼尖部分前缘下偏,压 力减小。后缘均上偏,压力减小。整体压力减小,升力系 数降低。迎角越大,现象越明显。

3) 靠近翼轴处应力较为集中,而翼轴上的应力较小。 平尾存在弯曲/扭转耦合现象,随时间逐渐收敛至平衡位 置,但相对初始位置的变形随迎角增大而增大。

参考文献:

- LAUTEN W T, LEVEY G M, ARMSTRONG W O. Investigation of an all-movable control surface at a mach number of 6.86 for possible flutter[J]. Technical Report Archive & Image Library, 1958, 14(5): 19-22.
- [2] HEEG J, ZEILER T A, POTOTZKY A S, et al. Aerothermoelastic analysis of a NASP demostrator model [C]. California: 34th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, 1993.
- [3] MCNAMARA J J, CROWELL A R, FRIEDMANN P P, et al. Approximate modeling of unsteady aerodynamics for hypersonic aeroelasticity[J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(6): 1932-1945.
- MCNAMARA J J, FRIEDMANN P P. Aeroelastic and aerothermoelastic analysis in hypersonic flow: past, present, and future
 [J]. AIAA Journal, 2011, 49(6): 1089-1122.
- [5] MCNAMARA J J, FRIEDMANN P P, POWELL G K, et al. Three-dimensional aeroelastic and aerothermoelastic behavior in hypersonic flow [C]. Texas: 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ ASC Structures, Dynamics & Materials Conference, 2005.
- [6] GUPTA K K, VOELKER L S. Aeroelastic simulation of hypersonic flight vehicles [J]. AIAA Journal, 2012, 50(3): 717-723.
- [7] 林谢昭,胡振明. 流固耦合模型的适应性 POD 降阶方法研究 现状[J]. 机械制造与自动化,2017,46(4): 78-83.
- [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.
- [9] 曾宪昂,徐敏,安效民,等. 基于 CFD/CSD 耦合算法的机翼颤 振分析[J]. 西北工业大学学报,2008(1): 79-82.

收稿日期:2020-06-12