

垂尾跨声速弹性载荷研究

周罡刚, 陈涛*, 徐敏

(西北工业大学航天学院,陕西西安,710072)

摘要 研究了战斗机垂尾在跨声速范围的非线性气动弹性行为和弹性载荷特性。针对飞机垂尾,计算了飞机垂尾的颤振边界,通过 CFD/CSD 耦合时域内推进结构运动方程,得到弹性结构的响应历程,并记录每一时刻的气动载荷和结构惯性载荷,将气动载荷信息转换到 CSD 的结点上,加载到结构模型上进行瞬态响应分析,得到结构的动应力响应,计算给出了 0° 侧滑角时不同马赫数下的颤振边界和 $Ma=0.9$ 、侧滑角 2° 和 10° 时的非定常气动载荷与非定常惯性载荷和弹性载荷的时域响应,分析了惯性载荷、气动载荷和弹性载荷对颤振的影响以及方向舵对垂尾颤振的影响。

关键词 CFD/CSD 耦合;非线性气动弹性;弹性载荷;弹性机翼

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2014.01.005

中图分类号 V211 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2014)01-0020-04

A Study of Elastic Load for Vertical Tail in A State of Transonic Speed

ZHOU Gang-gang, CHEN Tao*, XU Min

(School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: This study focuses on nonlinear behavior of aeroelasticity and dynamic elastic load of vertical tail on fighter aircraft in a state of transonic speed. A time domain coupled CFD/CSD strategy is introduced and a method of calculating elastic load is presented by using this strategy. The analysis is based on numerical results of flutter boundary of 0° sideslip angle under different mach numbers and unsteady aeroelastic load at 0.9 Mach, sideslip angle of 2° and 10° , and the effect of rudder on flutter is detected. Dynamic responses of inertial load and elastic load are also available.

Key words: coupled CFD/CSD; nonlinear aeroelasticity; elastic load; elastic wing

动载荷计算是结构动态设计的关键技术之一,现代战斗机的飞速发展对机动性、操纵性的要求越来越高,飞机在大机动过程中弹性变形及其结构响应显示出严重的非线性载荷特性——非线性弹性载荷,因此,飞行载荷计算必须考虑结构柔性非线性的

耦合因素。

传统动载荷计算方法是根据动响应通过频域或时域识别方法来确定动载荷^[1]。20 世纪 80 年代,俄罗斯开发了多学科飞机设计的综合性设计软件 ARGON。90 年代后期,美国 MSC 公司开发了

收稿日期:2012-12-19

基金项目:国家自然科学基金资助项目(90816008,11202165)

作者简介:周罡刚(1977—),男,四川宜宾人,硕士,主要从事飞行器设计研究。

* 通信作者:陈涛(1989—),男,博士生,主要从事飞行器设计研究。E-mail: nwpuchentao@126.com

引用格式:周罡刚,陈涛,徐敏.垂尾跨声速弹性载荷研究[J].空军工程大学学报:自然科学版,2014,15(1):20-23. ZHOU Ganggang, CHEN Tao, XU Min. A study of elastic load for vertical tail in a state of transonic speed[J]. Journal of air force engineering university: natural science edition, 2014, 15(1): 20-23.

MSC.FLIGHT LOADS 软件进行气动/结构一体化耦合计算的综合分析。这 2 个软件的缺点在于气动力采用平板面元法计算,没有考虑气动力与结构耦合的非线性弹性载荷。李天、邓立东^[2-3]在计算飞行载荷时提出了飞机弹性效应对载荷有较大的影响,并采用结构模态法的思想,建立了线性飞机弹性运动方程,并推导出气动导数、弹性影响系数和弹性压力分布,对刚性飞机气动力数据进行修正。由于采用风洞实验数据,解决了非线性气动力问题。Baluch 等人^[4]研究了结构弹性对动载荷和结构优化的影响,罗永要等^[5]分析了混流式水轮机转轮在动载荷作用下的应力特性。

这些方法均未充分考虑气动/弹性结构耦合因素的非线性、非定常气动力问题,特别是无法应用到跨声速范围。因此,本文研究了采用基于 CFD (Computational Fluid Dynamics) 耦合 CSD (Computational Structure Dynamics)^[6-8]的非线性气动弹性数值计算技术,研究了战斗机垂尾在跨声速范围的非线性气动弹性行为和弹性载荷特性。研究成果可为飞行器气动弹性分析,结构设计、结构强度校核、控制系统设计以及飞行故障分析提供计算手段,为飞行器飞行弹性载荷的进一步应用打下基础。

1 CFD/CSD 耦合算法

1.1 计算结构动力学

飞机尾翼的结构动力学方程可用矩阵形式^[9]描述为:

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{q}} + \mathbf{C}\dot{\mathbf{q}} + \mathbf{K}\mathbf{q} = \mathbf{Q}^F \quad (1)$$

式中: \mathbf{M} 、 \mathbf{C} 、 \mathbf{K} 分别为结构质量矩阵、阻尼矩阵和刚度矩阵; \mathbf{q} 为结构实际位移; \mathbf{Q}^F 为结构外载荷。结构动力学求解采用振型叠加法。用结构模态对式(1)进行归一化处理得:

$$\bar{\mathbf{M}}\ddot{\boldsymbol{\xi}} + \bar{\mathbf{C}}\dot{\boldsymbol{\xi}} + \bar{\mathbf{K}}\boldsymbol{\xi} = \bar{\mathbf{Q}}^F \quad (2)$$

式中: $\boldsymbol{\Phi}$ 为结构模态; $\bar{\mathbf{M}} = \boldsymbol{\Phi}^T \mathbf{M} \boldsymbol{\Phi}$, $\bar{\mathbf{C}} = \boldsymbol{\Phi}^T \mathbf{C} \boldsymbol{\Phi}$, $\bar{\mathbf{K}} = \boldsymbol{\Phi}^T \mathbf{K} \boldsymbol{\Phi}$, 分别为广义质量矩阵、广义阻尼矩阵和广义刚度矩阵; $\boldsymbol{\xi}$ 为广义位移,需满足: $\mathbf{q} = \boldsymbol{\Phi} \boldsymbol{\xi}$; $\bar{\mathbf{Q}}^F = \boldsymbol{\Phi}^T \mathbf{Q}^F$, 为广义力。

1.2 计算流体动力学

对于方程(1)的右端非定常气动载荷项 \mathbf{Q}^F , 采用 CFD 方法求解。流场控制方程采用积分形式的 Euler 方程:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \bar{\mathbf{U}} dV + \int_{\Omega} \mathbf{F} dS = 0 \quad (3)$$

式中: Ω 为控制体积; dS 为控制体表面的外法向面积矢量; $\bar{\mathbf{U}}$ 为单位体积内质量、动量和能量组成的通量变量; \mathbf{F} 为通过控制体表面的无粘通量。空间离散项采用 Van Leer 格式,时间离散采用 LU-SGS 方法。

1.3 CFD/CSD 耦合方法

采用松耦合策略,分别在时域求解流体和结构动力学方程,通过插值技术交换流场和结构信息,交错时间推进得到系统的时域响应。

2 载荷计算方法

2.1 惯性载荷、弹性载荷计算

不考虑结构阻尼的结构动力学方程为:

$$\mathbf{K}\delta(t) + \mathbf{M}\ddot{\delta}(t) = \mathbf{F}(t) \quad (4)$$

式中: $\delta(t)$ 为 t 时刻的位移; $\mathbf{F}(t)$ 为 t 时刻的外力,即气动载荷。

通过 CFD/CSD 耦合求解获得各时刻结构节点上位移和位移加速度之后,就可以提取惯性载荷 $F_I(t)$ 和弹性载荷 $F_E(t)$:

$$\begin{aligned} F_I(t) &= \mathbf{M}\ddot{\delta} \\ F_E(t) &= \mathbf{K}\delta(t) \end{aligned} \quad (5)$$

2.2 气动载荷计算

气动载荷的提取有 2 种方法^[10],从结构信息中提取的方法为:

$$\mathbf{F}_A(t) = \mathbf{M}\ddot{\delta}(t) + \mathbf{K}\delta(t) \quad (6)$$

从气动信息中提取时直接取物面网格上的压强乘以网格面积即可:

$$\mathbf{F}_A(t) = P(t)A \quad (7)$$

需要注意的是:从结构信息中提取的气动载荷位于结构网格节点上,而从气动信息中提取的气动载荷则位于气动网格节点/面心上。

耦合求解过程中涉及到流场、结构的信息交换,动态网格插值是广泛采用的方法。本文采用分片 IPS(Infinite Plate Spline)插值方法分别计算垂尾安定面和舵面处的位移,并结合 TFI(Transfinite Interpolation)动网格插值技术得到了带舵偏的动网格插值结果。

3 结构模型

采用某型号飞机的垂尾作为结构计算模型。该垂尾被简化为骨架结构,采用 Nastran 计算其模态和固有频率。表 1 为结构前 5 阶模态特性。

表 1 结构前 5 阶模态特性

Tab. 1 The first 5 orders of the structural modal

模态阶数	广义质量	广义刚度	频率/Hz
1	1	5.609E+3	1.191E+1
2	1	1.210E+4	1.751E+1
3	1	5.705E+4	3.801E+1
4	1	6.303E+4	3.996E+1
5	1	1.469E+5	6.100E+1

4 算例及分析

计算马赫数分别为 0.6、0.8、0.9、1.0、1.3、1.7。图 1 给出了侧滑角为零时 CFD/CSD 耦合计算的颤振动压与 Nastran 计算结果的比较。

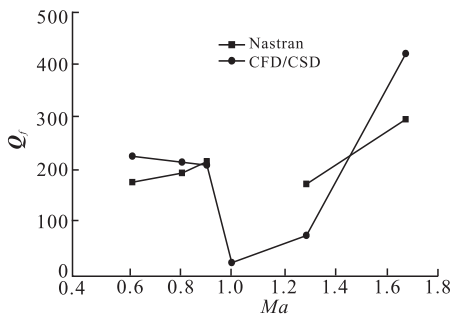
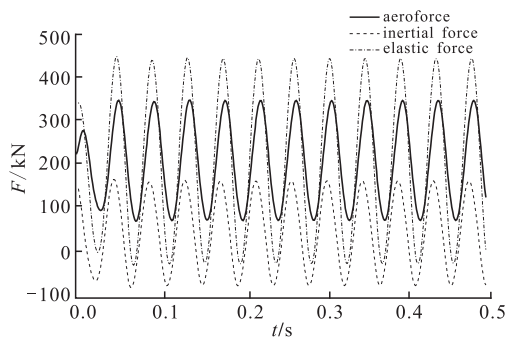


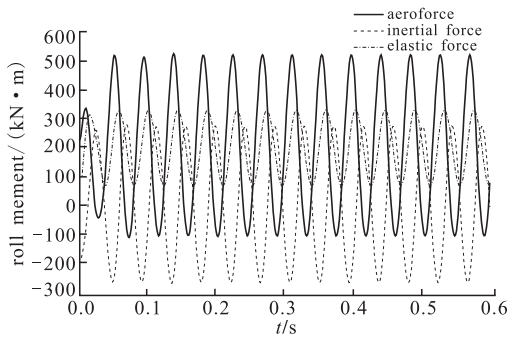
图 1 颤振动压随马赫数的变化曲线

Fig. 1 Curves of flutter dynamic pressure verses Mach number

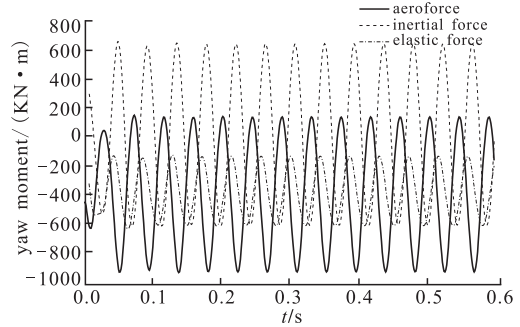
选择计算了状态为 0.9 Ma，侧滑角 2°和 10°垂尾颤振速度时的载荷以及结构响应，见图 2~3。



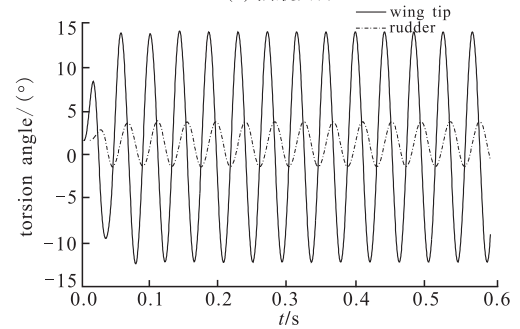
(a) 气动力、惯性力、弹性力



(b) 滚转力矩



(c) 偏航力矩



(d) 垂尾翼尖和舵尖扭转角响应

图 2 2°侧滑角载荷响应曲线

Fig. 2 Load response curve under 2°of side slip angle

图 1 说明该垂尾结构在跨声速区颤振速度极低，计算结果比 Nastran 的颤振速度更低，说明在跨声速时本文的计算结果比 Nastran 的结果更加危险。从图 2(a)、图 3(a)中可看出，气动载荷与惯性载荷频率基本一致，且 2 种载荷的相位也基本相同，气动力与弹性力相互叠加后的弹性力幅值大于各分量的幅值，系统受到很大的激励，于是发生颤振。对比气动力、惯性力、弹性力的计算结果可知，在 2°侧滑角时气动力的平均值大于惯性力的平均值，且两者存在相位差；而在 10°侧滑角时惯性力的平均值大于气动力的平均值，说明在小侧滑角时气动载荷起主导作用，大侧滑角时，惯性载荷起主导作用。可以预测：如果垂尾由于颤振在小侧滑角时发生结构破坏，则可能是气动载荷过大引起的；如果在较大侧滑角时发生结构破坏，则可能是由惯性载荷过大引起的，且垂尾弹性载荷随偏航角的增大而增大。图 2(b~c)和图 3(b~c)表明气动力矩与惯性力矩存在相位差，叠加后总力矩的值不大。从图 2(d)和图 3(d)看出：安定面翼尖当地扭转角响应和舵尖的扭转角响应两者存在相位差，安定面与方向舵由弹性效应引起的扭转角不论是响应频率还是幅值各不同，即舵面扭转角和安定面的扭转角不同步，这说明垂尾在弹性振动过程中舵面对垂尾安定面起到了一定的阻尼作用，这有助于延缓颤振的发生。

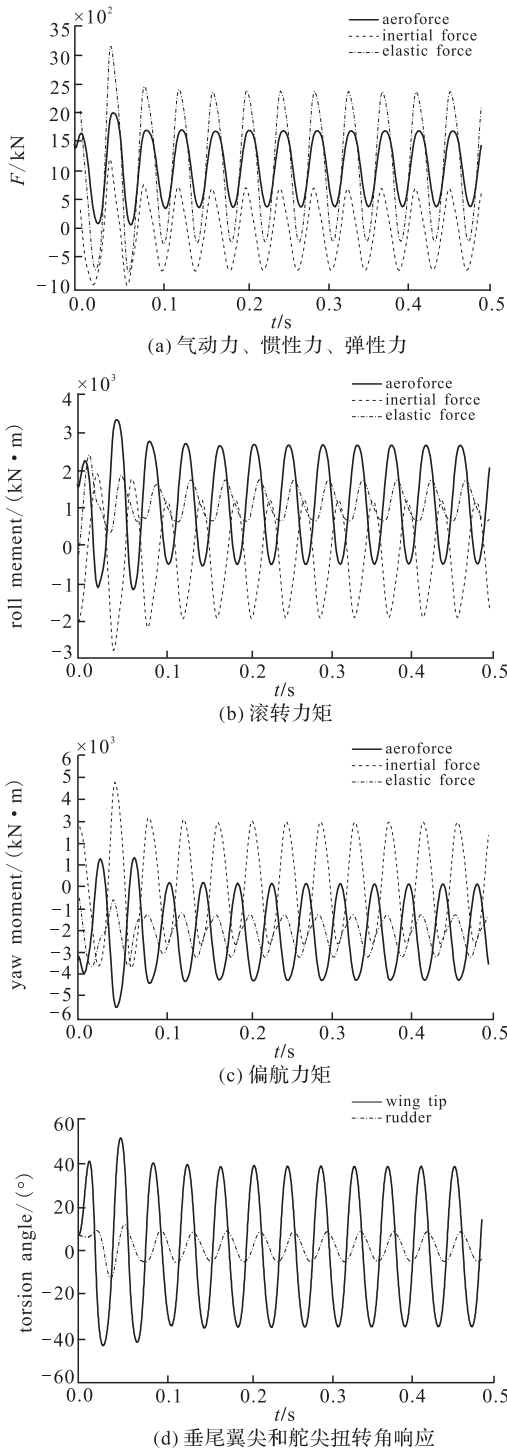


图 3 10°侧滑角载荷响应曲线

Fig. 3 Load response curve under 10° of side slip angle

5 结语

本文运用 CFD/CSD 耦合计算方法计算了飞机垂尾的颤振边界,并将所得颤振动压与 Nastran 的计算结果进行了比较。CFD/CSD 耦合算法在跨声速范围显示出明显的优势。分析了惯性载荷、气动载荷和弹性载荷对颤振的影响以及方向舵对垂尾颤振的影响,研究表明:当气动力与惯性力的频率和相

位基本一致时,叠加后的弹性载荷幅值大于各分量的幅值,结构受到较大的外界激励而发生颤振。本文实现了利用 CFD/CSD 耦合的弹性载荷计算方法,为飞行器的飞行弹性载荷计算奠定了数值计算基础。研究成果可为飞行器气动弹性分析,结构设计、结构强度校核、控制系统设计以及飞行故障分析提供计算手段,为飞行器飞行弹性载荷的进一步应用打下基础。

参考文献(References):

[1] 许锋,陈怀海,鲍明. 动载荷识别的广义域模态模型及其精度分析研究[J]. 计算力学学报, 2003, 20(2): 218-222.
XU Feng, CHEN Huaihai, BAO Ming. Study on the general domain based modal-model of force identification and its accuracy analysis [J]. Chinese journal of computational mechanics, 2003, 20(2): 218-222. (in Chinese)

[2] 邓立东. 非线性分析载荷分析计算研究设想 [J]. 航空学报, 1994, 15(1): 13-17.
DENG Lidong. Analytical investigation idea of nonlinear flight loads[J]. Chinese journal of aeronautics, 1994, 15(1): 13-17. (in Chinese)

[3] 邓立东,李天,柔性飞机的非线性飞行载荷计算研究[J]. 飞行力学, 2004, 22(4): 85-88.
DENG Lidong, LI Tian. Research of nonlinear flight loads calculation on a flexible [J]. Aircraft flight dynamics, 2004, 22(4): 85-88. (in Chinese)

[4] Baluch Haroon A, Lisandrin P. Effects of flexibility on aircraft dynamic loads and structural optimization [R]. AIAA 2007-768.

[5] 罗永要,王正伟,梁权伟. 混流式水轮机转轮动载荷作用下的应力特性[J]. 清华大学学报:自然科学版, 2005, 45(2): 235-273.
LUO Yongyao, WANG Zhengwei, LIANG Quanwei. Stress of francis turbine runners under fluctuant work conditions [J]. Journal of tsinghua university: science & technology edition, 2005, 45(2): 235-273. (in Chinese)

[6] Liu F. Calculation of wing flutter by a coupled fluid-structure method [J]. Journal of aircraft, 2001, 38(2): 334-342.

[7] 徐敏,安效民,陈士槽. 一种 CFD/CSD 耦合计算方法[J]. 航空学报, 2006, 27(1): 33-37.
XU Min, an Xiaomin, CHEN Shilu. CFD/CSD coupling numerical-computational methodology [J]. Chinese journal of aeronautics, 2006, 27(1): 33-37. (in Chinese)

[8] Raveh Daniella E. Aircraft aeroelastic analysis and design using CFD-based unsteady loads [R]. AIAA 2001-1325.

[9] Dowell E H, Hall K C. Modeling of fluid-structure interaction [J]. Annual review fluid mechanics, 2001, 33: 445-490.

[10] 徐敏,史忠军,陈士槽. 一种流体—结构耦合计算问题的网格数据交换方法[J]. 西北工业大学学报, 2003, 21(5): 532-535.
XU min, SHI Zhongjun, CHEN Shilu. A suitable method for transferring information between CFD and CSD grids [J]. Journal of northwestern polytechnical university, 2003, 21(5): 532-535. (in Chinese)

(编辑:徐敏)