

基于 CFD 静/动气动弹性计算方法和工程应用研究

杨国伟、郑冠男、李桂波

(中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室(筹), 北京海淀区 100190)

摘要 计算流体力学耦合结构力学分析静/动气动弹性已成为气动弹性研究的主流。其能否用于型号工程中的气动弹性问题分析,一方面需要研究非定常气动力数值模拟方法、等效低维结构有限元模型及结构动力学方程求解方法、流体/结构数据转换方法和动网格技术等,解决计算气动弹性的算法问题。另一方面需要研究CFD并行计算技术、非定常气动力降阶模型,解决计算气动弹性的效率问题。本文综述课题组近年来在基于CFD静/动气动弹性计算方法方面的研究进展和在航空航天型号中部分应用。

关键词 计算气动弹性、CFD、CSD、并行计算、降阶模型

引言

随着 CFD 技术的不断进步,上世纪 90 年代人们开始尝试基于 CFD 与 CSD 耦合的气动弹性问题研究。在非定常气动力计算方面,主要采用基于结构化网格 Euler 或 Navier-Stokes 方程和基于四面体非结构网格的 Euler 方程进行计算;在结构变形计算方面,主要采用结构模态法推导的广义结构运动方程求解;在流体/结构耦合算法方面,主要采用松耦合独立求解流体和结构控制方程求解,时间精度只有一阶;在流体/结构数据交换方面,主要借鉴线性气动弹性分析的面插值方法;在动网格技术方面,对简单外形的结构化网格,采用代数方法重新生成或 TFI 插值生成动网格,对非结构四面体网格,常采用线性弹簧网络法或附加简单的扭转弹簧进行动网格变形。

CFD 与 CSD 直接耦合分析静/动气动弹性工程问题,面临如下技术难题,一是需要发展适合于复杂工程外形的网格生成方法和对应非定常流场求解器,与多块结构网格和非结构网格相比较而言,在物面附近生成边界层网格,外部区域生成四面体非结构网格的混合网格更适合于实际工程问题的粘性流动计算;由于涉及网格变形,选择无需物面距离函数的湍流模型更适合于气动弹性流场数值模拟。二是 CFD

与 CSD 直接耦合计算的效率主要取决于流场计算,大规模 CFD 并行技术的应用是提高气动弹性计算效率的保证。三是由于结构变形需要流体网格变形,对复杂外形的网格变形质量和效率提出了更高的要求。四是需要克服传统二维面插值方法只能考虑单方向变形插值的不足,发展三维流体/结构数据插值方法。只有这些技术难题一一得到解决,才有可能建立适用于航空航天工程型号气动弹性问题分析平台。

为了更进一步提高气动弹性分析效率及将基于 CFD 的气动弹性分析推广应用于多学科优化设计、时域伺服气动弹性分析、颤振主动抑制、阵风减缓等方面的研究,需要发展非定常气动力降阶模型,用于构建状态空间分析模型。目前 ARMA、Volterra 级数、POD、人工神经网络等非定常气动力降阶模型被大量研究,并针对二维和三维简单飞行器部件,验证降阶模型的有效性。相信随着非定常气动力降阶模型的成熟,必将用于复杂工程气动弹性问题分析和气动弹性综合设计中。

课题组近年来建立了基于 CFD/CSD 耦合静/动气动弹性分析平台,成功解决了大量型号工程中的气动弹性评估和设计问题,在实践中体会到计算效率是重要制约因素,并开展了非定常气动力降阶模型的初步研究。下面主要叙述我们在这方面的研究进展。

1 流体/结构耦合气动弹性计算方法研究

1.1 基于混合网格并行计算流场求解器

对复杂工程型号外形，使用 ICEM 或 Gridgen 等商业软件生成混合网格，可以包含三棱柱、六面体、四面体、金字塔 5 种网格单元，并用 Fieldview 格式文件作为流场求解器的网格输入文件。

发展了基于网格节点的有限体积流场求解器。对流项采用 Roe、HLLW、AUSM、HLLC 等二阶格式离散，通常我们使用 HLLW 格式，相比较其它离散格式，该格式鲁棒性好、格式粘性小。粘性项采用二阶中心格式离散；湍流模型包含 KW 和 KW-SST 两方程湍流模型，因 KW-SST 模型包含网格节点距物面距离函数，一般我们选用 KW 两方程湍流模型。对串行计算，时间离散采用含子迭代的 LU-SGS 格式，考虑到分区并行前后 LU 迭代边界数据不易处理的问题，发展了适合分区并行计算的含子迭代的 LU-DPR 点隐时间离散方法，从理论上讲，子迭代收敛，时间离散为二阶精度，实际计算时，内迭代步一般取为 20。

采用 pmetis 多级 K 路法对混合网格进行并行分区，该方法保证各分区的网格数基本一致且相邻边界节点数最少，是目前广泛使用的非结构网格分区方法。基于 MPI 发展了一种新型染色分层通信方式，该方法与传统的广播通信模式比较，提高了通信效率，与传统的传递接受模式比较，减少了通讯拥堵，经过验证，并行计算效率达到 90% 以上。

1.2 结构变形计算求解器

飞行器详细结构有限元建模是非常繁重而复杂的工作，有百万甚至千万量级的自由度，不可能直接用于颤振分析，主要由飞行器结构设计部门提供。飞行器动强度设计部门根据气动弹性分析的需要，建立等效的简化有限元模型，一般为几百或数千个自由度。然后根据计算气动弹性分析的需要，输出 Nastran 格式的飞行器表面结构模态数据，用于颤振计算；输出飞行器表面结构柔度矩阵，用于静气动弹性分析。表面结构网格点的选取需保证这些点通过面重构能恢复到飞行器的真实外形。

对颤振计算，基于广义结构运动方程求解，采用含内迭代隐式格式进行时间离散。广义气动力通过飞行器表面气动载荷与结构模态的乘积面积分得到。

对静气动弹性计算，基于结构静力学平衡方程求解，结构柔度矩阵自由度一般在 1000 左右。

1.3 气动/结构耦合方法

因采用流体和结构控制方程分别求解，为提高整体计算的时间精度，在每一真实时间步，通过内迭代同时调用 CFD 和 CSD 求解器，即紧耦合方法，使整体气动弹性计算精度达到二阶。

CFD 物面网格数比结构物面网格数多一到二个数量级，一般将结构模态数据事先基于三维 RBF 方法插值到流体物面网格，这样方便广义气动力的直接计算。但对于静气动弹性计算，需要在计算过程中采用 RBF 插值方法及流体/结构之间的虚功原理推导的转换矩阵进行结构变形和气动载荷插值。

通过结构运动方程计算物面结构变形后，需要流体网格与物面变形随动，即动网格技术。对混合网格，目前没有成熟的直接变形方法，对非结构四面体网格，可以基于线弹簧加扭转弹簧的弹簧网络法进行动网格变形，但其属迭代计算，随网格数量增加，计算量迅速大，难以满足每一时间步网格变形的效率要求。我们发展了一种基于非结构背景网格变形的任意网格动网格方法，即在飞行器外部（流体域）和内部（固体域）统一生成稀疏的四面体非结构背景网格，采用弹簧网络法进行动网格变形，因背景网格数少一两个量级，变形效率得到了提高。而细密流体网格通过代数体积加权法插值得到，代数插值几乎不占用计算时间，因此该方法具有较高的变形效率，且适合于任意拓扑的 CFD 网格变形。

2 非定常气动力降阶模型

基于 CFD/CSD 耦合的气动弹性分析因计算量大而非常耗时，且大部分时间消耗在非定常气动力计算上，限制飞行器颤振特性的快速评估，也不适合于时域气动伺服弹性稳定性分

析和气动弹性综合优化设计的应用。为解决这一问题,一些学者提出了建立非线性气动降阶模型的 ROM 的思想。目前降阶模型主要分为两类,第一类是将 CFD 看作一个系统,着眼于系统的外部输入输出特征,基于系统辨识技术建立降阶模型。该类方法以自回归滑动平均 (ARMA 模型和 Volterra 级数模型为代表。第二类着眼于流场内部特征结构分析,对 CFD 离散方程组求解大型稀疏矩阵特征值问题得到流场的主要模态,达到对流场求解降阶的作用。该类方法以 POD 降阶模型为代表。目前这些降阶模型都是针对流场静态非线性而动态行为作线性假设基础上建立起来的。

2.1 自回归滑动 (ARMA) 降阶模型

多输入多输出 ARMA 系统辨识模型写为

$$f(k) = \sum_{i=1}^{na} A_i \cdot f(k-i) + \sum_{i=0}^{nb-1} B_i \cdot q(k-i) \quad (1)$$

其中 $q(k), f(k)$ 为输入广义结构位移和输出的广义气动力, na, nb 为模型阶数, A_i, B_i 为辨识矩阵。该模型将系统第 k 时间步输出看成前 na 步输出和 nb 输入的线性组合。一般选用包含宽频带范围的 3211 作为广义结构位移输入给非定常 CFD 模型,得到对应的广义气动力输出。以该输入输出作为“训练数据”,运用 (1) 反复训练,确定最佳拟合的 na, nb 和 A_i, B_i 。建立后的 ARMA 模型替代非定常 CFD 模型用于气动弹性计算。

2.2 Volterra 级数降阶模型

Volterra 是一种泛函级数,能以任意精度逼近任意非线性时不变系统。气动弹性降阶模型常取其二阶离散形式推导,即

$$y(k) = h_0 + \sum_{i=0}^n h_1(n-i)u(i) + \sum_{i_1=0}^n \sum_{i_2=0}^n h_2(n-i_1, n-i_2)u(i_1)u(i_2) \quad (2)$$

其中 $y(k)$ 为系统输入 $u(k)$ 的响应, n 为离散时间变量, h_0, h_1, h_2 为定常状态响应、一阶和二阶 Volterra 核。建立该降阶模型的主要目的是选择合适的输入确定对应的 Volterra 核。常采用如下阶跃型号作为输入信号,

$$\xi(n) = \begin{cases} \xi_0, n \geq 0 \\ 0, n < 0 \end{cases} \quad (3)$$

将 (3) 式代入 (2) 式,忽略二阶小量。即可确定近似一阶核为

$$h(n) = \begin{cases} s_0 / \xi_0, n = 0 \\ (s(n) - s(n-1)) / \xi_0, n \geq 1 \end{cases} \quad (4)$$

由于包含了部分二阶核分量,该近似一阶核方法可以更准确的描述系统非线性特性。

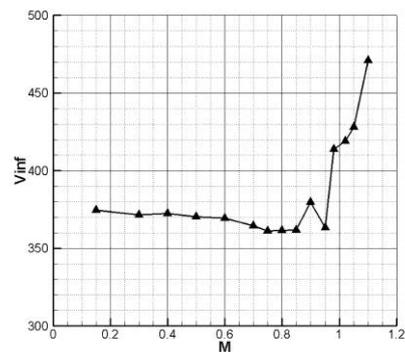
2.3 POD降阶模型

POD降阶模型的关键处理分为两部分,一是将流体控制方程和结构动力学方程在静平衡位置线性化。二是得到快照矩阵提取POD基,获取POD核,计算特征向量的正交子空间,将流场投影到该子空间获得流场的降阶模型。一般采用三角脉冲信号作为输入信号对线性化流体控制方程进行激励获取快照矩阵。该方法中如何准确快速计算线性流体力学控制方程的 Jacobian 矩阵是POD降阶模型的难点。我们将已成功应用于Adjoint求解导数的自动微分方法用于该Jacobian导数矩阵计算,保证了很高的计算精度。

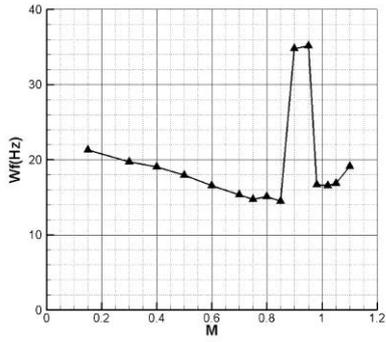
3 应用举例

本文主要给出使用CFD/CSD平台在静/气动弹性计算中发现的一些新现象及其物理机理和降阶模型在颤振主动抑制方面的初步研究成果。

3.1 带舵面垂尾颤振

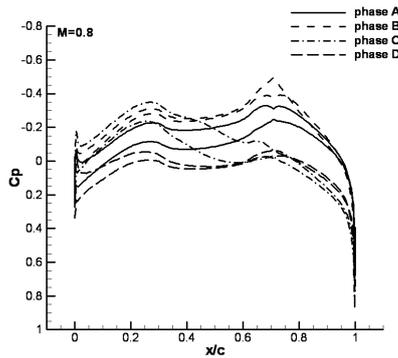


(a) 颤振速度

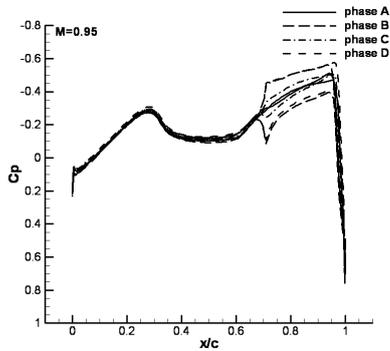


(b) 颤振频率

图 1 带舵面垂尾颤振边界



(a) 马赫数 0.8



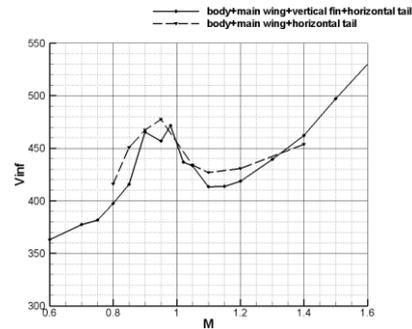
(b) 马赫数 0.95

图 2 展向 50%位置弦向对应不同时刻压力分布

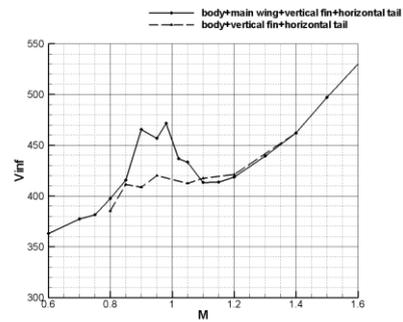
图1给出带舵面垂尾颤振速度和频率随马赫数的变化曲线。颤振速度在马赫数小于0.9和大于1均表现为经典的弯扭颤振，但在0.9和1之间，发生跳变，转换为舵面振型为主的颤振形式。图2进一步给出不同时刻的垂尾展向50%位置弦向剖面非定常压力分布。马赫数为0.8时的气动载荷主要由主翼变形提供，而马赫数为0.95时气动载荷主要由舵面偏转变形提供，类似于副翼嗡鸣现象，但其频率并不等于舵面振

型的频率，而是一种以舵面振型为主，垂尾二弯振型参与的耦合颤振特性。

3.2 全动平尾颤振



(a) 有无垂尾的平尾颤振边界



(b) 有无机翼的平尾颤振边界

图 3 机翼、垂尾对平尾流场对平尾颤振影响

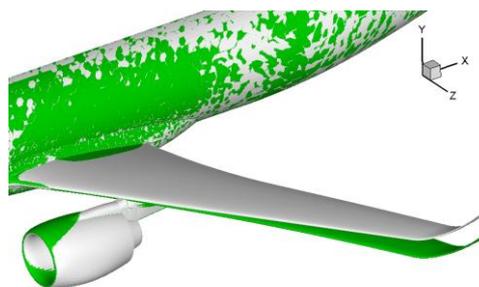
全机模型包含机身、机翼、全动平尾和斜置垂尾组成。为了研究全动平尾的颤振特性，结构模型中假设机身、机翼、垂尾为刚性体，全动平尾为弹性体。图3中的实线给出了考虑全机流场干扰影响后的平尾颤振速度随马赫数的变化曲线。颤振速度边界没有明显凹坑，但在马赫数0.8-1.1出现了异常上升。这种异常是由于相邻斜置垂尾流场还是机翼流场干扰引起的呢？本文开展了单独去除斜置垂尾和机翼流场影响的全动平尾颤振特性研究。图3a中的虚线代表去掉垂尾后的颤振边界，图3b中的虚线为去掉机翼后的平尾颤振边界。可以看出平尾颤振异常主要是机翼流场干扰引起。对有无机翼平尾的流场亦进行了分析，发现马赫数在0.8-1.1时，机翼上表面出现比较强的正激波，激波后的流场为亚声速流动，导致颤振边界异

常上升，这也从侧面反映对飞机部件的颤振分析，需要考虑全机流场的干扰。

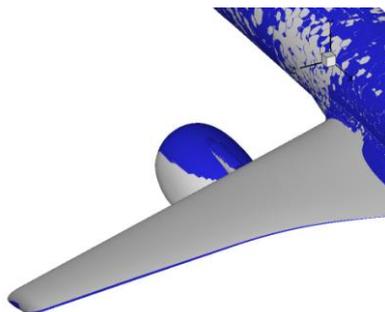
3.3 机翼静气动弹性型架外形修正

对巡航设计的飞机外形卸掉气动载荷、发动机推力、机翼质量力及结构弹性力即得到巡航飞机的型架外形。巡航外形的结构柔度矩阵通过有限元建模获得，气动载荷根据巡航刚性外形进行定常CFD计算得到，巡航发动机推力、机翼质量力为已知力，将结构静力平衡方程中的这三种作用力取反向，通过一步计算，可以确定结构变形，从而得到型架外形。图4a给出了刚性巡航外形（浅色）与型架外形（绿色）比较。型架外形是否正确，假设结构柔度矩阵不变，对型架外形通过静气动弹性正向计算，看是否能恢复到设计巡航外形和巡航设计性能，如果一致，获得的型架外形是正确的。本文的计算结果如表1所示，两者吻合良好，说明本文方法得到的型架外形是合理的。

根据制造工艺要求，型架外形机翼前缘线最好是直线，考虑到静气动弹性结构变形影响机翼性能的主要参数是展向翼剖面的扭转分布，保持巡航设计机翼前缘线保持不变，仅对巡航外形机翼展向各剖面按型架外形进行扭转分布修正，得到修正后的型架外形如图4b，浅色表示巡航设计外形，蓝色为修正型架外形，亦假设结构柔度矩阵不变，再对修正后的型架外形进行正向静气动弹性计算。表2为得到的气动性能对比。修正型架外形的巡航性能基本恢复到设计巡航外形的气动性能。目前还很难判断该误差是计算误差还是因为未考虑三维弯曲效应引起的差别，如果是未考虑弯曲效应引起的气动性能差别，则需要对机翼展向扭转角修正中考虑弯曲效应引起的扭转角影响。



(a) 型架外形



(b) 修正后的型架外形

图4 巡航工况型架外形修正

3.4 降阶模型比较与应用

通过对ARMA、Volterra、POD三种降阶模型比较研究，通过对颤振标模445.6进行校验，发现ARMA模型对输入信号过于敏感，需反复训练；POD模型准确但计算量巨大；只有Volterra模型比较准确，计算量不大。因此Volterra级数降阶模型适合于颤振问题分析，图5给出使用Volterra降阶模型与CFD/CSD直接计算得到的广义位移曲线比较，实线为Volterra模型结果，方块为CFD/CSD直接计算结果，两者有很好的一致性。

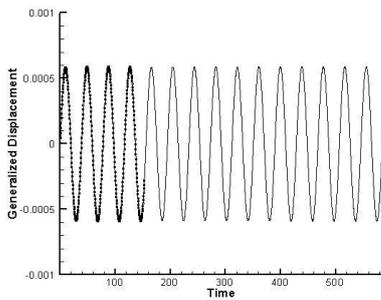
将Volterra级数获得的气动力降阶模型与结构模型，均写为状态空间的形式，通过联立得到气动弹性分析状态空间模型，可以快速预测颤振边界。进一步引入操纵面偏转产生附加气动力的闭环系统反馈控制，可以获得颤振主动抑制状态空间模型。通过LQR或LQG控制率设计，可以抑制颤振。图6为马赫数为0.96，动压109.611bf/ft²，当颤振发生时施加LQR控制率的颤振主动抑制效果。图7为对相同马赫数和动

压，一开始就施加LQG控制率的颤振主动抑制效果。相对于LQR控制方法，LQG方法的全部状态变量由状态观测器给出，更适合于工程应用。

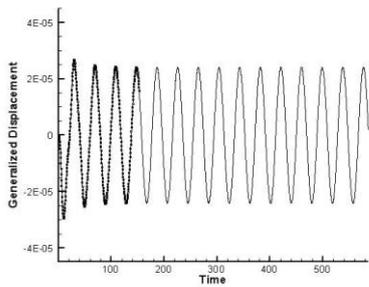
4 结论

本文综述了课题组今年在CFD/CSD耦合静/动气动弹性计算方法的研究进展和在非定常气动力降价模型方面的研究情况。并对在工程应用中发现的新气动弹性现象和机理进行了分析，最后给出了颤振主动抑制方面的初步研究成果。

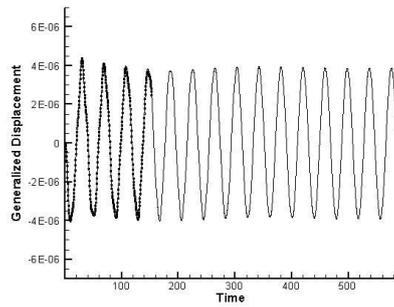
参考文献（略）



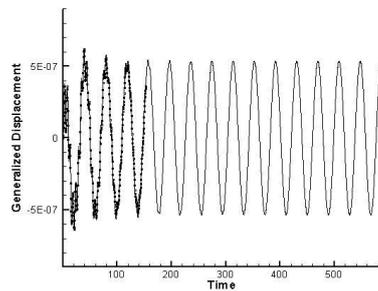
(a) 一阶模态



(b) 二阶模态



(c) 三阶模态



(d) 四阶模态

图 5 第一到第四阶模态结构广义为位移比较 ($M=0.96, q=41.684\text{lb}/\text{ft}^2$)

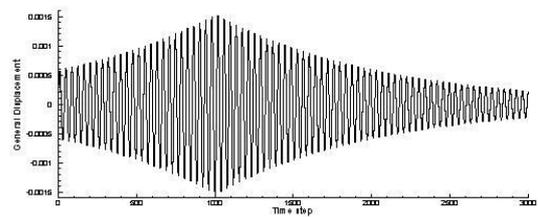


图 6 颤振发生时采用 LQR 控制的一阶广义位移效果 ($M=0.834, q=109.6\text{lb}/\text{ft}^2$)

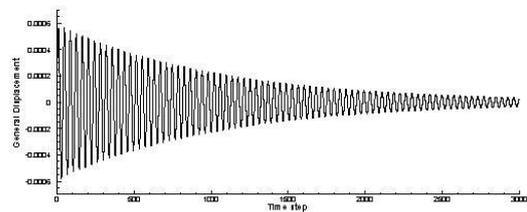


图 7 初始采用 LQG 控制的一阶广义位移效果 ($M=0.834, q=109.6\text{lb}/\text{ft}^2$)

表 1 巡航设计和型架外形外形巡航工况对比

	巡航刚性外形	型架外形	差别
升力系数 (C _l)	0.56514	0.56510	0.0069%
阻力系数 (C _d)	0.04298	0.04299	0.036%

表 2 巡航设计和修正型架外形外形巡航工况对比

	巡航刚性外形	修正型架外形	差别
升力系数 (C _l)	0.56514	0.56226	-0.051%
阻力系数 (C _d)	0.04298	0.04299	0.023%