

航空工程跨声速气动弹性研究进展

杨国伟

(中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室, 北京 100080)

随着计算机技术的高速发展和数值方法不断成熟的今天, CFD 用于研究多学科耦合干扰问题成为可能。本文主要阐述近年来我们在数值模拟航空工程中动弹性方面研究的最新进展。主要包括颤振、副翼嗡鸣、阵风响应等问题。

20 世纪 90 年代以前, 人们主要用线性方法确定飞行器的非定常气动力, 再结合求解线性化的广义结构运动方程研究飞行器的动气动弹性问题。我们知道, 结构只有在大变形时, 才呈现出非线性特征, 对飞行器设计而言, 主要关心结构变形的发展趋势, 所以结构线性化假设是合理的。为避免在飞行包线内发生颤振, 必须精确预测飞行器在整个飞行速度范围内的颤振边界。对亚、超声速流动, 气动力计算也可以做线性化假设。但对跨声速流动, 由于飞行器表面强激波的存在, 流场表现为高度非线性, 只有通过求解非线性 Euler 或 Navier-Stoke 方程才能得到正确的非定常气动力。现代军用、民用飞机大多以跨声速飞行, 而颤振边界在跨声速范围内迅速减小, 出现所谓的跨声速“凹坑”现象, 因此跨声速颤振边界的精确预测对高性能飞行器设计至关重要。副翼嗡鸣本身就是非线性激波在副翼表面往复运动引起的, 只有求解非线性流体力学控制方程才能模拟其产生的流动物理机理。阵风响应需研究流体/结构/飞行动力学三者耦合干扰问题。

数值模拟定常流动, 虽然目前主要采用时间推进方法求解, 但由于只关心稳定收敛解。人们的注意力主要集中在空间离散格式的精度。时间推进方法由显式发展为隐式只是为了增强稳定性条件, 加速计算收敛速度。对非定常流场的数值模拟要求获得时间精确解, 时间与空间离散精度同样重要。但对于流体/结构耦合非定常计算问题, 即使流体和结构控制方程都用高精度时间推进方法求解, 整体时间精度也未必得以提高。如何提高多学科耦合问题的整体计算时间精度是动气动弹性研究必须解决的难题之一。

在动气动弹性计算中, 由于结构变形, 需生成自适应的动网格。对于简单外形, 每一计算时间步, 可以用代数方法从新生成计算网格。但对于复杂飞行器外形, 一般用代数和椭圆型方法相结合生成多块结构化网格。在动弹性计算过程中, 由于计算时间的限制, 不可能再用耗时多的偏微分方法生成网格, 发展快速的多块网格变形方法是动气动弹性必须解决的难题之二。

一般来说, 飞行器表面的结构和流场网格是不一致的。在求解动弹性问题时, 每一计算时间步, 流体控制方程计算的气动载荷只有插值到结构网格上才能计算结构变形, 同时, 结构变形量需插值到流体网格上以获得新的飞行器外形。如何保证流体/结构之间插值的准确性并保证流体/结构两个系统之间的能量守恒也是气动弹性计算必须解决的问题。

为解决上面提到的气动弹性计算问题, 我们将流体和结构运动方程都构造为含内迭代的隐式时间推进格式, 在每一时间步, 通过多步内迭代提高整体计算的时间精度。通过物面结构变形量插值到多块内网格, 再对原网格进行修正得到自适应动网格。这样既充分了原网格的信息, 又减小计算工作量, 对中等结构变形, 都能得到与原网格质量基本一样的动网格。根据流体/结构之间能量守恒的虚功原理, 推导出流体/结构之间的数据传递的变换矩阵, 通过变换矩阵对流体和结构数据进行插值。

近年来, 我们利用发展的基于多块网格的流体/结构耦合计算方法, 研究了以下几个问题: (1) 通过对气动弹性机翼标模的计算, 验证了方法的有效性。(2) 研究了垂尾、翼/身/尾组合体、带导弹挂架复杂飞机外形的跨声速颤振特性。(3) 数值模拟了一翼身组合体的跨声速副翼嗡鸣现象。(4) 通过流体/结构/飞行动力学耦合计算, 对一飞机标模的阵风响应进行了研究。

下一步将发展包含重叠网格的多块网格和非结构网格的气动弹性计算方法, 研究飞机带多个导弹的动气动弹性特性。发展结构非线性与流体非线性的耦合计算方法, 研究非线性流体/非线性结构耦合干扰问题。