

飞行器计算气动弹性分析技术 研究综述

Research of Computational Aeroelasticity in Aircraft Design

中国空空导弹研究院 阳峰 程功



阳峰
硕士,助理工程师,研究方向为飞行器结构设计。

气动弹性问题的研究对于飞行器性能设计与分析具有重要的理论价值和现实意义,运用计算气动弹性分析技术是处理气动弹性问题的一条重要途径。

小、周期短,同时风洞试验与飞行试验往往在设计后期进行,这时如果出现气动弹性问题,更改产品设计的代价十分巨大,而计算气动弹性分析技术(CAE)可以在更早的设计初期发现并预测气动弹性问题,减少后期的设计更改。由于具有上述独特的优点,CAE方法受到了科研及工程技术人员的青睐,近年来得以迅速发展。

计算气动弹性技术发展现状

1934年,研究人员Theodorsen发表了他著名的论文《General Theory of Aerodynamic Instability and the Mechanism of Flutter》,文章建立了非定常气动力与颤振模型并从理论上计算了2个或3个自由度翼型的颤振特征,这成为气动弹性问题数值计算的一个里程碑^[1]。在此后的70多年里,CAE得到了长足的发展,在工程领域也逐渐得到了应用。

在过去的20年中,国际上飞行器线性亚/超音速气动弹性数值模拟技术发展比较成熟,这些技术已经逐渐应用于现代飞行器设计过程中的气动弹性分析,例如NASA在X-43A高超声速飞行器设计过程中就运用了基于CFD/CSD的耦合分析方法对其进行了气动弹性特性分析与预测^[3]。

目前,国外对静气动弹性、颤振、抖振、嗡鸣、气动伺服弹性等气动弹性问题的数值计算已经做了大量的研究,而与静气动弹性相关的型号外形优化设计、多学科优化设计(Multi-Discipline Optimization, MDO)和气动/结构/控制的一体化设计也成为研究的热点。主要研究特点是:以非线性气动弹性分析为主要研究方向,利用计算流体力学(CFD)和计算结构动力学(CSD)的最新成果,耦合求解非线性气动弹性问题。

国内对于气动弹性问题研究

气动弹性现象是由结构与作用其上的空气动力互相耦合而引起的^[1]。它是飞行器设计人员极为关注的问题,因为它可能会带来飞行器静态或动态的变形和不稳定,给飞行器的安全与飞行品质造成重大影响。鉴于气动弹性问题可能带来的严重后果,气动弹性分析在现代飞行器研制过程中逐渐成为一项例行化、必需的工作。

与风洞试验与飞行试验相比,数值计算方法分析气动弹性问题耗费

起步相对较晚,近些年才开始研究 CFD/CSD 耦合求解气动弹性问题:中国科学院力学研究所杨国伟研究员利用非定常气动力求解器与结构模态耦合开展的飞行器跨音速颤振方面的研究^[4],西北工业大学气动弹性研究所开展的基于非结构网格的二维翼型和三维机翼气动弹性研究^[5],西北工业大学弹性飞行器动力学与控制实验室开展的基于 CFD/CSD 耦合求解非线性气动弹性及气动伺服弹性的研究^[6-9],南京航空航天大学陆志良教授开展的有关复杂组合体的颤振研究^[10],北京航空航天大学杨超教授课题组开展了颤振主动抑制等控制问题的研究工作^[11],中国航天动力研究院在崔尔杰院士指导下进行基于流固耦合方法进行气动弹性数值计算和实验的研究^[12]。

目前国内工程单位普遍都采用现有的商业化计算软件处理气动弹性问题,如采用 MSC.NASTRAN 进行分析预测。这种方法对于处理线性气动弹性问题在精度上是可以满足的,但是对于非线性气动弹性问题,如果只做一些小的局部修正,仍然按照线性化模型进行处理,实际上很难反应真实的气动弹性特性,由此得到的分析结果也很难满足现代飞行器设计的要求。虽然目前有些单位已经开始尝试采用 CAE 的办法来求解具体的工程气动弹性问题,但尚未形成气动弹性分析研究的完整体系。

计算气动弹性求解过程

计算气动弹性是耦合高精度的计算流体力学(CFD)和计算结构动力学(CSD)分析气动弹性问题的一种方法,其求解过程如图 1 所示。

如图 1 所示,计算气动弹性求解一般过程为:(1)建立 CFD 与 CSD 模型;(2)CFD 模型求解气动力;(3)数据传递,气动力映射到 CSD 结构网格;(4)CSD 求解器求解结构响应;(5)数据传递,结构响应映射到 CFD

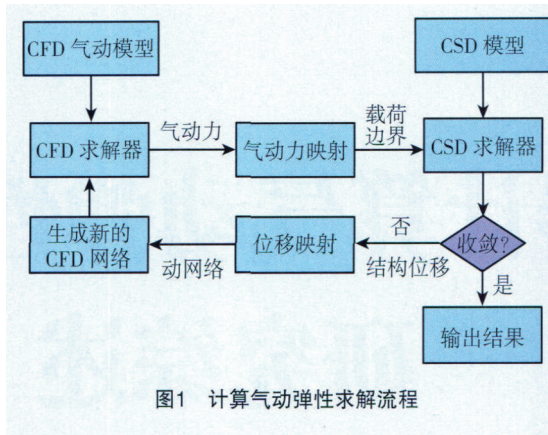


图1 计算气动弹性求解流程

网格;(6)动态调整 CFD 网格,生成新网格;(7)重复迭代(2)~(6)至满足设定收敛条件;(8)计算停止,输出计算结果。

1 控制方程

(1)CFD 控制方程。

在贴体坐标系中,无量纲化的三维守恒型 N-S 方程为:

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial \xi} + \frac{\partial F}{\partial \eta} = \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial E_v}{\partial \xi} + \frac{\partial F_v}{\partial \eta} + \frac{\partial G_v}{\partial \zeta} \right),$$

$$\text{其中: } Q = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho e \end{bmatrix};$$

E, F, G 为 N-S 方程的对流项; E_v, F_v, G_v 为 N-S 方程的粘性项,雅可比行列式为:

$$J = \frac{\partial(\xi, \eta, \zeta)}{\partial(x, y, z)}。$$

不考虑 N-S 方程中的粘性项,则方程退化为 Euler 方程。

(2)CSD 结构动力方程。

$$[M]\{\ddot{q}(t)\} + [C]\{\dot{q}(t)\} + [K]\{q(t)\} = \{F(t)\},$$

其中: $[M]$ 为质量阵; $[C]$ 为阻尼阵; $[K]$ 为刚度阵; $F(t)$ 等效节点力矢量; $q(t)$ 为广义位移矢量。

2 耦合方法

计算气动弹性分析中流体控制方程和结构动力方程耦合求解有两种迭代方法:

(1)松耦合法(Loosely Coupling Method),又称弱耦合法。典型松耦合方法流程图如图 2 所示。

松耦合法是将流体控制方程和结构动力学方程分别用各自的求解器在时间域积分,交错时间推进获得耦合系统的响应,松耦合方法一般只有一阶时间精度,其优点在于可以充分利用现有成熟的 CFD 及 CSD 分析软件进行工程分析计算,只需增加少量的数据交换模块即

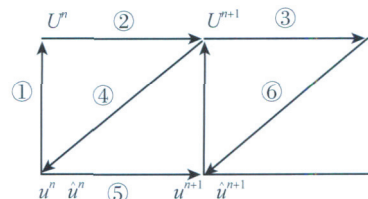


图2 典型松耦合方法流程图

可完成整个分析过程,从而较好保持了程序的模块化。近年来,研究人员 Philippe Geuzaine 发展了一种流体时间集成器(Fluid Time-Integrator)能使松耦合达到二阶时间精度,提高了其应用范围及分析精度^[13]。

(2)紧耦合法(Tightly Coupling Method),又称强耦合法(Strongly Coupling Method)或全耦合法(Fully Coupling Method)。典型紧耦合方法流程图如图 3 所示。

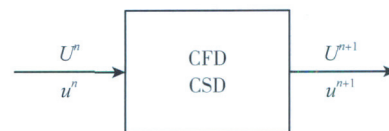


图3 典型紧耦合方法流程图

紧耦合法要求对流体控制方程和结构动力方程同时求解,流体求解的每一个内部时间迭代步就向结构输出气动力,进行结构变形计算,这在物理意义上更为严格,更适合要求高精度计算仿真的复杂气动弹性问题。目前能做到这种程度的仅有少数国外研究机构,国内进行研究的还很少见,从其发展趋势来看,紧耦合是以后 CFD/CSD 耦合计算研究发展

的重要方向。

紧耦合算法能够更加精确地模拟气动弹性问题的真实情况,但是完全耦合的方程组求解需要耗费大量的计算机时,且距离工程应用还有一定的差距。因此,目前国内外的许多学者倾向于选择松耦合分析模型来处理气动弹性问题,也能得到较为满意的结果。

计算气动弹性求解过程中的关键问题

气动弹性问题是典型的流固耦合问题,其求解过程涉及了空气动力学、结构动力学等多个学科,问题本身具有较大的复杂性,因此在求解过程中也有一系列需要解决的问题,下面主要介绍计算过程中的关键技术及目前国内外研究的热点问题。

1 气动力建模技术

一个准确的空气动力学模型是开展气动弹性问题分析的基础,气动力建模本身也是气动弹性力学研究的重要组成部分和关键技术之一。

20世纪发展的基于线化理论的各种非定常气动力模型已经广泛应用于工业部门的气动弹性分析,但是这些模型不能用于跨音速、大迎角等非线性气动弹性问题的研究。近年来,随着现代飞行器设计中出现越来越多的新技术及复杂的外形结构,之前采用线性分析气动弹性问题的方法越来越难以得到使人满意的结果。

随着计算机水平的大幅提高,CFD技术已经广泛地运用在各种工程中。近年来的气动弹性计算中也逐渐采用了以跨音速小扰动方程、NS方程或Euler方程为基础的CFD技术来计算非定常气动力。这种方法直接从流动的基本方程出发,使用的假设相对较少,在空间上和时域上对流动的描述都越来越细致,模拟了流动的本质特性,更逼近实际物理特性,同时可以反映出气动力的非线性特性。

基于非定常CFD技术的系统的时域仿真技术被逐渐运用于气动弹性的响应模拟。通过非定常气动力求解器直接计算弹性体在任意时刻作任意运动的非定常气动力,在时域内推进结构运动方程,给出弹性结构详细的时间响应历程,由此来分析气动弹性问题。时域内气动弹性模拟在解决气动力非线性问题中有着良好的适应性,因此在跨音速气动弹性模拟中被广泛使用。

对于工程部门而言,总是希望气动力模型能够具有以下特点:首先它是一个线性模型;其次具有较高的置信度和较低的阶数;最后计算效率较高。

而伴随着非定常CFD技术对流动现象描述的细致化,求解器的求解耗费也呈几何级数增加,这就制约了该技术在工程气动弹性分析中的应用。正如上文提到的那样,工程部门最希望的是在复杂程度和精度之间找到一个最佳的平衡点,不仅从精度上可以满足工程分析的需要,同时计算耗费也应控制在可接受的范围,模型简单易用。这就给研究人员提出了巨大的挑战,目前研究人员研究的主要思路是通过发展雷诺平均NS方程(Reynolds Average Navier-Stokes, RANS)气动力模型、结构化/非结构化网格、非线性有限元技术、气动力的ROM技术等来努力达到这一目标。

2 界面信息转换技术

CFD/CSD耦合边界上界面转换的条件是要使两个系统的质量、动量和能量守恒,其本质是拉格朗日体系和欧拉体系的不同。

CFD和CSD的网格不一致体现为以下方面:

(1)CFD网格与物理量梯度有关,在物理量梯度变化大的地方网格比较密,物理量梯度变化小的地方网格比较稀疏,而CSD网格是根据实际工程中刚度变化较明显的部位及在工程中实际关心部位采取网格加密。

(2)两种网格的属性也不相同,CFD分析关心的是围绕着暴露在流场中边界的绕流情况,飞行器的内部结构是不重要的。因此,CFD网格在飞行器的外部是优良的;相反,CSD方法考察的是表面的载荷以及这些载荷是怎样影响飞行器的内部结构的,CSD网格取决于飞行器弹的表面和内部,并且是由结构元件来确定其方向的。

目前界面信息转换比较成熟的方法有表面装配法和表面跟踪法两种。所谓的表面装配法是指用已知点的信息得到表面样条函数来插值未知点,如无限平板插值(IPS)方法,它可以很好地处理二维矩形板结构,但对网格有一定的要求,同时外插是线性的,对复杂几何体难以得到满意的结果;表面跟踪法是指利用局部有限单元的形函数插值得到未知点的信息,如常体积分守恒(CVT)方法,该方法可以处理复杂的几何体问题,计算精度也比较高,但其在搜索过程中耗费时间较长^[14]。

常用的插值方法还有多重二次曲面双调和法(MQ),薄板样条插值(TPS),边界有限元法等^[14]。

3 动网格技术

计算气动弹性分析过程中最重要的就是将结构位移映射到气动网格点时,需要根据结构位移来调整、重新构建当前CFD网格,这就要运用到动态自适应网格技术。

目前常用的动网格形式有针对结构网格的无限插值方法(TFI)和针对非结构网格的弹簧类推法(SA)。其他网格运动方法都是基于这两类方法在计算效率、精度以及稳定性方面的改进,并满足流体网格运动与流体积求解方法之间的一致性和相容性^[14]。

弹簧类推法的优点在于其稳定性比较好,可以处理较大的变形,缺点是计算耗费较大;而无限插值法长处恰恰是计算效率高,不足之处在

于只适合较小的变形,大变形下可能无法保持计算开始时良好的流场网格质量,可能会因为网格出现交叉而计算失败。Wong 等人于 2000 年发展了基于 TFI 的弧长局部网格运动和弹簧类推角点网格运动算法,并用到光滑器来修正梯度变化大的网格点改善网格性能^[15],Potsdam 则运用了类似 TFI 的方法,利用样条插值和衰减弯曲函数实现网格运动,保持了高计算效率^[16],Martineau 基于弹簧类推法引入预估-校正步改善了动网格的鲁棒性^[17],这些方法都是基于弹簧类推法和无限插值法的优点发展而来的。

不管是弹簧类推法还是无限插值方法或是它们的改良方法,都有其自身的局限性,往往限制了其在复杂组合体运动网格中的应用,因此在面对具体问题时,设计分析人员应根据问题的具体特性来选择相应最佳的动网格模型。

4 计算效率

气动弹性计算的特点之一就是需要大量的时间步来推进求解,若空间域离散网格数量巨大,计算往往比较耗时,这就是气动弹性力学现阶段的主要矛盾:计算效率和计算精度,如何在二者之间取得平衡,是研究人员致力于解决的问题。

目前该领域的一个研究热点是将整个耦合计算进行多块、并行化处理,该技术得益于分布式处理的通信技术发展,算法设计时不仅要两个物理域进行分块,对耦合界面、动网格技术及耦合方式等都要进行并行化的处理。

由于 CFD 求解过程计算耗费相当大,另一个提高气动弹性计算效率的研究热点就是非定常气动力的降阶模型技术。研究人员希望通过研究整个耦合系统的本质特征,高效进行系统分析,以便应用于控制系统设计和多学科优化。当前正在发展的技术主要有 Volterra 级

数、正则正交分解(Proper Orthogonal Decomposition, POD)技术、谐函数(Harmonic Balance, HB)技术和人工神经网络(Artificial Neural Network, ANN)等。以上方法各有优点,但也存在着不足,如果将这些方法组合使用,取长补短,将会得到更好的效果。Lucia 提出了一种将 Volterra 和 POD 技术结合起来进行降阶的方法,并建立了壁板低阶气动弹性模型^[18],Carlson 针对绕圆柱流场气动弹性,分析比较了 POD 技术和 HB 技术,得到了较为一致的结论,并提出 POD 技术和 HB 技术的结合使用会提高计算效率和相互促进的好处^[19]。

计算气动弹性分析技术的发展趋势

在过去的几十年里,计算气动弹性技术(CAE)取得了巨大的成就,其中在线性气动弹性、气动伺服弹性、颤振、阵风响应、极限环振动(LCO)的分析上,CAE 技术已经比较成熟,在一些实际工程型号中的应用结果也是可信的,毫无疑问,计算气动弹性技术将在未来的飞行器设计过程中发挥重要的作用。尽管如此,CAE 技术仍然需要研究人员继续完善,解决一系列目前仍然难以解决的难题,工程部门也对 CAE 技术的发展提出了以下希望:

(1)能够处理复杂外形飞行器的气动弹性问题。目前计算气动弹性分析技术在处理复杂外形飞行器的气弹问题上还有较大困难,只能通过模型的简化,忽略一些难以处理的细节来对其进行分析,随着现代飞行器的性能日益提高,在很多时候这种被忽略的细节会带来分析结果的不准确,难以给设计人员有价值的改进建议;

(2)能够较好分析非线性的气动弹性问题,且计算耗费合理。目前,飞行器大多数气动弹性分析仅仅考察了气动弹性的稳定性,通常采用线

性小扰动假设,很多时候忽略了飞行器舵翼面的厚度与弯曲度,甚至不考虑静气动弹性变形,这些细节在未来的飞行器设计中将不可忽视,且未来飞行器非线性特性日益明显。近年来,许多问题的分析研究已经开始考虑跨声速激波与分离流的影响、细节的结构建模和结构的非线性等,未来在应用中有可能将温度效应与化学反应都考虑到仿真中去,这就对 CAE 技术提出了更高的要求。

(3)提高 CAE 技术的自动化程度,减少计算过程中需要人工干预的次数。目前,即使在线性气动弹性分析过程中,处理一个特定问题时仍然需要较多的人工干预来完成整个计算,工程人员希望能够尽量减少人机交互的次数,这就可以让不是各学科领域专家的工程人员也能掌握高精度的 CAE 计算工具,为工程分析与设计提供便利,尽量对后期情况提前做出比较完整的预测,减少风洞试验与飞行测试的费用。

结束语

气动弹性问题的研究对于飞行器性能设计与分析具有重要的理论价值和现实意义,运用计算气动弹性分析技术是处理气动弹性问题的一条重要途径,本文总结了其发展状况、求解过程关键技术及其发展方向。计算气动弹性技术发展前景十分广阔,目前虽然已经取得了一系列的成果,但距离工程中的大量应用尚有差距。希望飞行器设计人员尤其是工程部门设计人员都能够了解并重视气动弹性问题,充分运用计算气动弹性分析这一工具来预测飞行器的气动弹性特性,为工程分析与设计提供有价值的计算数据,努力避免气动弹性问题的发生。

本文共有参考文献 19 篇,因篇幅有限,未能一一列出,如有需要,请向本刊编辑部索取。(责编 泰山)