

可提高航空发动机性能预测的先进燃烧模拟技术研究*

Study on Improved Prediction of Aeroengine Performance Using Advanced Combustion Modeling Technology

王珂 / 中国航空研究院航空数值模拟技术研究应用中心

摘要: 基于大涡模拟的先进燃烧模拟技术因其预测精度和反映燃烧动态的能力成为高性能航空发动机燃烧室设计的必要工具。本文对美国 and 欧洲在该技术领域的发展状况、代表性软件及其工业应用情况进行了综述。

关键词: 航空发动机; 燃烧模拟技术; 大涡模拟

Keywords: aeroengine; combustion modeling technology; large-eddy simulation

0 引言

航空发动机燃烧室的设计是影响燃油经济性、排放性能、噪声和可靠性的关键因素。发动机燃烧室的设计涉及到各种极其复杂的过程,包括流体的复杂三维湍流运动、燃油雾化、油雾和空气的两相流运动、燃气混合过程、复杂的化学反应过程、火焰与湍流的相互作用、火焰与压力波的相互作用、热辐射过程、噪声生成和辐射过程等。这些过程是瞬态变化的,彼此紧密耦合。为提高发动机的性能,必须对上述复杂过程有深入细致的了解并实施更精确的控制。

随着计算机科学的快速进步和湍流燃烧理论不断发展,燃烧模拟软件作为航空发动机设计开发的工具,其重要性正在变得越来越突出。通过燃烧模拟软件进行计算,可以对燃烧室内复杂的物理和化学过程进行全面而细致的描述,获得有关湍流燃烧的极其丰富的信息,这是其他任何方法无法比拟的。

利用燃烧模拟软件,航空发动机的燃烧室设计可更多地基于物理定律而非依赖经验,从而有效减少试验量,降低研发的费用、周期和风险。

1 新型发动机设计与先进燃烧模拟技术

目前航空涡轮发动机燃烧室设计中采用的燃烧模拟软件绝大多数还是基于雷诺平均(RANS)方法。RANS方法是20世纪70年代开发的技术,其计算结果只是一种概率性的描述,代表无数个不同时刻的瞬态流场的平均,所有与湍流燃烧相关的本质性的瞬态过程都只能利用模型来反映。尽管计算量比较小,RANS方法在理论上只能计算概率稳定的流动现象。由于湍流模型缺乏通用性,对于不同流动状况的计算,必须根据经验选择不同的湍流模型和模型参数。为了满足计算稳定性而采用的数值格式也降低了计算的精度。这些缺点

在航空发动机燃烧室的设计计算中尤为突出。燃烧室内流场的特点是具有旋流和交叉射流的复杂分离流动,流场中大量各种尺度的涡对流动、油气混合和燃烧都有着重要的影响。RANS方法无法准确地计算上述旋流运动和交叉射流,预测燃烧室内的流动和燃烧状况难以达到理想的精度,更无法可靠预测污染物排放。新型低污染发动机大多采用稀薄燃烧方式,易于由热声耦合导致危险的振荡燃烧,还面临回火和熄火等问题。其中周向振荡燃烧只能通过全环试验发现,如果不能在设计阶段利用软件有效预测,将会给研发带来很大风险。由于原理的限制,RANS方法不能模拟上述动态过程。因此,传统RANS方法无法为新型航空发动机的设计提供充分支持。

高性能航空发动机燃烧室的设计需要一种更加准确并能反映燃烧动态的模拟方法。随着高性能计算技术的进步,大涡模拟技术(LES)从20世纪90年代末迅速应用到燃烧模拟领域并逐步成熟。在LES方法中,大于计算网格尺

*国家自然科学基金资助项目 (51006094)

度的涡被明确的计算出来,而小于计算网格尺度的涡对流动的影响通过亚网格模型来反映。这样湍流能量频谱的大部分在LES方法中得到了显示体现,而亚网格湍流运动由于更具有各向同性而更容易利用模型进行精确的描述。因此,LES方法可以比RANS方法更加准确地描述湍流流动和油气混合,进而准确地描述燃烧状况和污染物生成。同时,LES方法的更大优势在于能够描述流动和燃烧的本质性动态过程。

2 CDP软件的技术特点与应用

美国在基于LES的燃烧模拟软件开发方面处于世界领先地位。具有代表性的软件是斯坦福大学湍流研究中心燃烧组开发的CDP软件^[1]。美国政府能源部通过“战略性计算创新加速”(ASCI)计划长期资助该软件的开发,以期取得航空发动机模拟技术的巨大进步,同时NASA和普惠公司也对软件开发给予了大力支持。

2.1 CDP软件的技术特点

CDP是针对变密度低马赫数流动开发的并行非结构化网格有限体积计算软件,利用FORTRAN90语言编写,利用MPI实现并行,集成了燃烧和喷雾模块。

LES技术应用于实际航空发动机燃烧室时面临的一个基本问题是如何构造计算网格来准确高效地描述复杂的几何结构。发动机燃烧室内的几何结构远比飞机设计中的翼身组合体复杂。非结构化网格具有灵活处理复杂几何结构的优点,与贴体结构网格相比可以显著减少网格量,而且网格构造时间明显低于结构化分块网格,但在非结构化网格上开发高阶算法是非常困难的。CDP软件的核心是基于离散动能守恒原理的数值方法,该方法无需添加人工

数值黏性,可同时满足精确性和计算稳定性的要求。该方法被扩展应用于求解变密度低马赫数多相燃烧流动。

发动机燃烧室全环模拟需要构造1亿网格单元规模的非结构化网格,为实现这一目标,CDP软件包含先进的并行预处理模块,通过两个步骤生产网格。首先将燃烧室结构划分成几何上独立的区域,利用GAMBIT软件对每个区域按照求解要求构造适当的网格,保证交界面上的网格相同;然后在并行计算机上对这些分块网格进行读取和组合,从而生产高质量的大规模网格。

CDP软件是在低马赫数理论方法的基础上编写的,特点是时间步长不受声波传递约束、计算速度快。软件求解变密度低马赫数气液双向耦合方程。利用微火焰/反应进度方法,通过求解混合物比例和反应进度函数方程,结合微火焰化学反应数据库来描述化学反应。由于理论推导中采用了绝热壁面假设,无法考虑壁面热损失对燃烧和流动的影响。软件采用动态压网格湍流模型,模型参数根据局部流场参数自动动态确定,从而提高了湍流模型的通用性、准确性和预测能力,更加适应于航空发动机燃烧室内的复杂流动。软件采用欧拉-拉格朗日方法描述燃油喷雾和空气的两相流,具有在非结构化网格上追踪粒子的高效算法,可以同时模拟数百万独立粒子的轨迹。在理论上,欧拉-拉格朗日方法比欧拉-欧拉方法具有更高的模拟精度。软件具有先进的模型描述液态油滴的变形以及由此引起的运动阻力变化。软件不包含模型描述油膜的初次裂化,而用与喷口直径相同的大油滴颗粒代替,然后通过二次裂化模型来达到对喷雾锥角、燃油流量和油滴直径分布等重要喷雾特征。油滴的二次裂化通过概

率喷雾裂化模型来描述。油滴的蒸发模型考虑了高雷诺数流动对油滴蒸发过程的影响并做出修正。在包含喷雾计算时,CDP软件通过动态平衡技术来提高并行计算效率。

2.2 工业应用

CDP软件用于对普惠发动机公司PW6000发动机燃烧室18个扇区中的一个进行燃烧模拟计算。计算区域几何结构复杂,包括燃烧室的全部进气流道、各种不同形状和尺寸的孔、旋流器、以及通道中的障碍物。计算采用的非结构网格单元数约190万。模拟计算得到的各部件压力损失与实验结果相比误差在10%以内,燃烧室各通道的流量分配与实验结果相比误差在6%以内。准确预测了燃烧室出口界面的温度分布,中心高温区处与实验误差在10%~15%的范围内^[1,2]。

为了更加完整和精确地预测航空发动机内的流动和燃烧状况,CDP软件还被用于普惠发动机高压核心的多部件一体化模拟计算^[3]。高压核心包括高压压气机、燃烧室和高压涡轮。压气机和涡轮内流动的特点是高雷诺数和高马赫数,其准确预测要求对旋转叶片和固定叶片周围的湍流边界层精确描述。利用RANS方法,配合大量研究取得的湍流模型最佳参数值,可以获得上述流动的良好模拟计算结果。与之相反,燃烧室内的流动特点是分离流动、化学反应和放热,只有利用LES方法才能显著提高模拟计算的精度。因此在多部件一体化模拟计算中,压气机和涡轮采用SUmb软件用RANS方法计算,燃烧室采用CDP软件用LES方法计算,采用高性能多物理集成模拟界面软件CHIMPS联接不同的求解器,相互交换网格和计算结果数据。计算采用的参数对应于巡航工况,通过一体化计算可以

深入分析各部件流动的相互影响。

3 欧洲的技术发展与应用

欧洲在基于LES的燃烧模拟软件开发方面也具有很高的技术水平。具有代表性的是法国研究机构CERFACS开发的AVBP程序^[4]。斯奈克玛公司和透博梅卡公司都为该软件开发提供了支持。

3.1 AVBP软件的技术特点

AVBP是用于流动和燃烧模拟计算的高度并行化的大型软件,利用FORTRAN语言编写。

与美国的CDP软件不同,AVBP软件求解二维或三维包含化学反应的非定常可压流方程,可描述可压缩性和捕捉压力波的传播。配套采用NSCBC类型的边界条件,可以有效确定和区分各种压力波传递,根据每种压力波的物理特性对其进行正确的表达。AVBP软件使用的网格可以是结构化、非结构化或者复合型的。包含高精度的Taylor-Galerkin有限元算法,时间和空间差分都能达到三阶精度,有利于燃烧流动和声学计算。AVBP软件包含独特的动态扩展火焰(DTF)燃烧模型,可在通常密度的网格上解析火焰前锋,适用于各种火焰类型,尤其有利于描述不稳定燃烧中的火焰前锋,包括火焰的局部熄灭和再燃。AVBP软件采用欧拉-欧拉方法描述两相流,气态和液态两相的控制方程具有相同的形式,可使用共同的求解器,利于大规模并行计算。某些版本的AVBP软件也包含欧拉-拉格朗日方法描述两相流。AVBP软件采用了先进的并行方法和高度优化的软件设计,并行效率非常高,使用数千核的情况下其并行效率也能接近线性增长。同时采用自动网格划分技术,使并行化计算对于用户更加透明。

3.2 AVBP软件的工业应用

AVBP软件广泛应用于各种湍流流动和湍流燃烧现象的计算,包括多种类型航空发动机燃烧室内湍流燃烧的模拟计算,得到充分的验证。AVBP软件可用于精确预测发动机燃烧室出口温度场,也可和固体传热求解器耦合并行求解涡轮叶片气膜冷却的动态热负荷。AVBP软件的重要用途在于低污染航空发动机燃烧不稳定性的动态模拟和控制。

新型高性能航空发动机利用稀燃方式来提高燃烧效率和有效降低氮氧化物排放,但是易于导致各种不稳定的工作状态,包括熄火、回火和振荡燃烧。振荡燃烧是由燃烧放热、流场动态与压力波传播相互耦合而发生的,可导致燃烧室内压力、速度和放热率的剧烈波动,产生强烈的噪声、结构震动,甚至完全摧毁燃烧室。振荡燃烧在航空发动机燃烧室内通常以周向模式存在,通过实验手段进行研究,只能在设计开发的最后阶段构造整机进行全环测试,不仅非常昂贵而且给研发带来风险。通过AVBP软件对燃烧室设计模拟计算分析是解决上述问题的有效方式。

利用AVBP软件对透博梅卡公司航空涡轮发动机环形燃烧室内的周向振荡燃烧进行了计算分析^[5]。整个环形燃烧室共包含15个扇区,每个扇区装有一个同轴逆旋的双阶旋流器,油气混合气由旋流器内的雾化喷嘴生成。计算区域包含从压气机扩压器出口到涡轮导流叶片之间的全部流场,包括稳压腔、燃烧室和旋流器。采用四面体网格,单元总数为4200万,在超级计算机上利用2048核并行计算。模拟计算成功捕捉到周向振荡燃烧现象,环形燃烧室内的压力场随时间动态变化,周向旋转的压力波将导致流场的剧烈变化以及旋流器流量的大幅波动。

4 结束语

基于大涡模拟的先进燃烧模拟技术可以显著提高航空发动机性能预测的水平,已成为研发高性能低污染航空发动机不可缺少的一项关键技术。

AST

参考文献

- [1] K. Mahesh, G. Constantinescu, S. Apte, G. Iaccarino, F. Ham, P. Moin. Large-eddy simulation of reacting turbulent flows in complex geometries[J]. Transactions of the ASME, 2006, 73: 374-381.
- [2] P. Moin, S. V. Apte. Large-eddy simulation of realistic gas turbine combustors[J]. AIAA Journal, 2006, 44(4): 698-708.
- [3] J. Schluter, S. Apte, G. Kalitzin, E. v. d. Weide, J. J. Alonso, H. Pitsch. Large-scale integrated LES-RANS simulations of a gas turbine engine. Annual Research Briefs. [R] Center for Turbulence Research, Stanford Univ., 2005: 111-120. <http://ctr.stanford.edu>.
- [4] A. Roux, L. Y. M. Gicquel, Y. Sommerer, T. J. Poinso. Large eddy simulation of mean and oscillating flow in a side-dump ramjet combustor[J]. Combustion and Flame, 2008, 152: 154-176.
- [5] G. Boudier, N. Lamarque, G. Staffelbach, L. Y. M. Gicquel, T. Poinso. Thermo-acoustic stability of a helicopter gas turbine combustor using large eddy simulation[J]. Aeroacoustics, 2009, 8(1): 69-94.

作者简介:

王珂, 博士, 高级工程师, 主要从事燃烧数值模拟和大涡模拟技术的开发和应用。