飞行器绕流流场脉动压力环境预示方法探讨

马世伟,蒋华兵

(中国工程物理研究院总体工程研究所,四川 绵阳 621999)

摘要:目的 预示飞行器绕流流场的脉动压力环境。方法 基于湍流理论,根据飞行器绕流流场脉动压力的 产生机理、流动特征及其研究难度进行分析,从理论研究、风洞实验、数值模拟等研究手段探讨脉动压力 环境的预示方法,并考虑工程问题中飞行器绕流的高马赫数、高雷诺数特征,对比不同研究方法的优劣。 结果 风洞实验是获取飞行器脉动压力环境的有力手段,针对典型外形的实验数据,结合理论推导分析,拟 合获得了一系列半经验关系式。时均流场与半经验关系式相结合的方法能够快速评估获得飞行器表面的脉 动压力环境,在工程中广泛应用。直接数值模拟方法能够精确刻画流场结构,准确预示脉动压力环境,应 用前景光明。结论 风洞实验、基于半经验公式和时均流场的预示方法以及直接数值模拟方法在飞行器脉动 压力环境预示中能够发挥重要作用。

关键词:飞行器;脉动压力;预示方法;理论分析;风洞实验;数值模拟 中图分类号:TJ011 文献标识码:A 文章编号:1672-9242(2021)03-0014-09 DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2021.03.003

Discussion on Prediction Methods of Fluctuating Pressure Environments of Flow Fields Surrounding the Aircraft

MA Shi-wei, JIANG Hua-bing

(Institute of System Engineering, China Academy of Engineering Physics, Mianyang 621999, China)

ABSTRACT: In order to predict fluctuating pressure environments of flow fields surrounding the aircraft, this paper, based on turbulence theory, analyzes the generative mechanism, flow characteristics and study difficulty of fluctuating pressure of the flow field around aircraft, discusses the prediction methods of fluctuating pressure environments by means of theoretical research, wind-tunnel test and numerical simulation, and compares the advantages and disadvantages of different research methods with the consideration of the characteristics of high Mach number and high Reynolds number. Finally, wind-tunnel test is a powerful method to obtain fluctuating pressure environments of aircraft. According to the experimental data of typical aerodynamic shapes, a series of semi-empirical correlations have been obtained by combining with theoretical derivation and analysis. The combination of time-averaged flow field and semi-empirical correlations can evaluate fluctuating pressure environments of the aircraft's surface quickly, which is used widely in engineering. And direct numerical simulation can describe the flow field structure and predict fluctuating pressure environments accurately, so that it has a bright application prospect. In a word,

收稿日期: 2021-02-04; 修订日期: 2021-02-16

Received: 2021-02-04; Revised: 2021-02-16

作者简介:马世伟(1994—),男,硕士,助理工程师,主要研究方向为动力学环境条件。

Biography: MA Shi-wei (1994-), Male, Master, Assistant engineering, Research focus: remanufacturing engineering.

通讯作者:蒋华兵(1979—),男,博士,高级工程师,主要研究方向为动力学环境条件。

Corresponding author: JIANG Hua-bing (1979-), Male, Doctor, Senior engineering, Research focus: remanufacturing engineering.

引文格式:马世伟,蒋华兵.飞行器绕流流场脉动压力环境预示方法探讨[J].装备环境工程,2021,18(3):014-022.

MA Shi-wei, JIANG Hua-bing. Discussion on prediction methods of fluctuating pressure environments of flow fields surrounding the aircraft[J]. Equipment environmental engineering, 2021, 18(3): 014-022.

wind-tunnel test, the prediction method based on semi-empirical correlations and time-average flow field, and direct numerical simulation can play an important role in predicting fluctuating pressure environments surrounding the aircraft. **KEY WORDS:** aircraft; fluctuating pressure; prediction method; theoretical analysis; wind-tunnel test; numerical simulation

XET WORDS: ancian, nucluating pressure, prediction method, theoretical analysis, while-tunner test, numerica

导弹武器装备在贮存、运输以及飞行的全寿命剖 面中,将受到各种环境的影响。其中,在再入飞行过 程中,飞行器机动飞行、大气扰流、壁面凸起或凹槽 结构、外形非光滑转折等都会在飞行器绕流流场中产 生诱导扰流,导致流场参数(压力、密度、速度、温 度等)脉动,在飞行器表面形成复杂的脉动载荷环境。 脉动压力环境产生的原因可分为附着湍流边界层、分 离区和激波/边界层的相互干扰区域等3种^[1]。脉动压 力作用于飞行器物面,诱导结构振动,可能导致飞 行器结构破坏。同时,脉动压力可能诱发强烈的噪 声环境,影响机载仪器设备的正常工作,对武器装 备的环境适应性、可靠性、安全性等性能带来严峻 考验。

飞行器绕流流场脉动载荷是诱导飞行器结构振动的主要激励源,是再入体结构设计中仅次于热环境的重要动力学环境因素^[2],是飞行器结构响应分析和动力学环境研究的重要依据。开展脉动压力环境预示研究,对于飞行器结构设计、结构动力学响应分析和环境适应性研究具有重要意义。文中对脉动载荷的形成机理、流动特征、测量方法、数值模拟方法进行了归纳总结,简要分析了脉动载荷定量评估的难点,并就飞行器脉动压力环境预示方法进行探讨。

1 脉动压力环境特点

到目前为止,一般认为包括脉动运动在内的湍流 瞬时运动服从 Navier-Stokes 方程(N-S 方程),而 N-S 方程是具有非线性、时间相关特征的三维偏微分 方程。

飞行器在大气中飞行时,由于空气黏性作用和飞 行器表面黏性流体的无滑移边界条件,飞行器表面附 近区域流动形成很强的速度梯度,在飞行器结构表面 产生足够的涡量,形成较强的黏性应力。涡量在黏性 作用下,扩散到流体内部,并向下游输运和耗散^[3]。 大量研究表明,飞行器近壁区域流动在运动过程中, 旋涡不断经历形成、输运、破碎、合并和耗散等变化 过程,涡的拉伸、破裂以及涡之间的相互干扰运动使 得流场中速度、压力、温度和密度等流动参数不断变 化,即产生脉动现象。流动呈现出非线性、随机、拟 序结构等特征,如图 1 和图 2 所示。近壁面湍流拟序 结构研究表明,湍流边界层的"猝发"(burst)、"下 扫"现象直接影响壁面脉动压力环境^[4]。飞行器近壁 面区域流场呈现湍流状态,该区域流动参数随机变化 诱导形成了脉动压力环境。



Smaller structures

Larger structures



图1 湍流涡流动结构 Fig.1 Structure of turbulence vortex



图2 湍流边界层(来自Van Dyke,1982) Fig.2 Turbulence boundary layer(From Van Dyke,1982)

脉动压力环境的特征主要有如下几点。

1)空间尺度范围大。湍流脉动的空间尺度包含 了最大湍涡与最小湍涡尺度之间的所有空间尺度,其 中最大湍涡尺度与流动特征密切相关,大涡主要受惯 性影响,尺寸与流场大小相当,是引起低频、高幅脉 动压力的主要原因。最小湍涡尺度由黏性决定,也就 是取决于分子作用力,即取决于由 Kolmogorov 定义 的黏性耗散尺度(Kolmogorov 尺度) $\eta \propto (v^3/\varepsilon)^{1/4}$ ^[4], 其中 $v n \varepsilon \partial n$ 为为运动黏性系数和湍能耗散率。该尺寸 可能只是流场尺度的 1/1000 量级,是引起高频、低 幅脉动压力的主要原因。由于湍流中包含了所有尺度 的涡,脉动压力环境具有宽带特征。

2)时间尺度范围大。湍流脉动具有连续的频谱, 脉动时间尺度涵盖最小湍涡时间尺度至最大湍涡时 间尺度之间的所有时间尺度,最大湍涡的时间尺度为 *L/u'*,最小湍涡的时间尺度为η/*u'*^[4],其中*L*和*u'*分别 为最大涡尺度和大涡的特征速度,因此脉动时间尺度 范围极大。

3)脉动量值小。与时均流场参数相比,飞行器绕流流场脉动量值非常小,约比时均参数小4~5个数量级。实验研究很容易被背景噪声所湮没,同时测试仪器诱导的扰动也可能影响真实的脉动压力环境;而数值模拟必须保持低色散、低耗散的高精度计算格式,降低数值计算对脉动压力环境的影响。

4) 三维性。湍流不稳定性源自于 N-S 方程中非 线性惯性项和黏性项之间的有旋、时间相关和全三维 的相互作用。由于涡拉伸作用不可能存在于二维空 间,相互作用中的有旋性、时间相关和三维性又是彼 此关联的,二维近似处理不能合理解释湍流现象,因 此湍流脉动呈现为强三维性。

5)随机性和输运传递特性。湍流是一种极不规则的流动现象,其不规则性不仅表现在速度、压强等流动物理量在时空中的不规则分布,还表现在不可重复性,脉动载荷具有很强的随机性。由于湍流中湍涡能量的传递和输运特性,而湍流脉动又被认为是流体波动,飞行器壁面脉动压力环境易受流场区域内、各边界处的扰动和限制条件的影响。

2 研究方法

理论分析、实验研究和数值模拟是研究脉动压力 问题的三大手段。在研究早期,由于计算机能力的限 制,各国的研究学者多以理论分析和实验研究为主。 随着数值计算方法和计算机平台运算能力的不断发 展,数值模拟分析在脉动压力环境预示中发挥了重要 的作用。在流体力学和空气动力学发展过程中,学者 们将3种方法有机结合,互为补充,加深了对脉动压 力问题的认识和理解。

2.1 理论分析

理论分析具有适用范围广、影响因素清晰等优 点,能够用于指导后续的实验研究和验证性的数值模 拟方法。对于特定的湍流脉动来说,同样可参照 N-S 方程进行定量分析。参照雷诺平均方法的思路,将可 压缩瞬时流动的质量、动量方程中各瞬时物理量分解 为时均量与相应脉动量之和,推导出脉动压力满足的 偏微分方程,如式(1)所示。

$$\frac{\partial P'}{\partial X_i} = -\frac{D}{D_t} (\rho' \overline{u_i} + \rho \overline{u_i'} + \rho' u_i' - \overline{\rho' u_i'}) - (\rho' \overline{u_i} + \rho \overline{u_i'} + \rho' u_i' - \overline{\rho' u_i'}) \frac{\partial \overline{u_j}}{\partial x_i} - (\rho' \overline{u_j} + \rho \overline{u_j'} + \rho' u_j' - \overline{\rho' u_j'}) \frac{\partial \overline{u_j}}{\partial x_j} - \frac{\partial}{\partial x_j} \cdot (\overline{\rho} u_i' u_j' - \overline{\rho u_i' u_j'} + \rho' u_i u_j' + \rho' u_i' u_j' - \overline{\rho' u_i' u_j'}) - \frac{\partial}{\partial x_j} \tau_{ij}' + \overline{u_i} \frac{\partial \rho'}{\partial t})$$

$$(1)$$

针对特定的湍流边界层流动,可对上述脉动压力 方程等式右边各项进行量阶分析,消除某些对脉动压 力影响较小的项,通过积分即可获得脉动压力的量阶 估算式,结合一些实验数据,即可拟合建立脉动压力 数值计算模型。

文献[5-6]以二维湍流边界层为例,通过分析式 (1)右边各项的量阶,消除第二项、第五项小量纲 项,联合求解边界层外缘处的平均流场和湍流脉动动 能*K*的控制方程,最终获得了该湍流边界层内脉动压 力的数值计算模型,如式(2)所示。

$$P' = C \left[(\gamma - 1)Ma^2 + 1 + (\gamma - 1)Ma^2 \frac{\sqrt{K}}{u} \right] \overline{\rho}k$$
(2)

式(2)中的常数 C 可由实验数据拟合给出。国 外就锥形、圆柱形等气动外形的脉动压力环境开展实 验测量,对脉动压力方程式(1)进行简化,获得了 适用于多种气动外形、流动马赫数等参数的脉动压力 计算模型,有效地推动了脉动压力环境预示及动力学 环境适应性研究。

复杂湍流流动中,脉动生成、输运、黏性和压缩 性都会影响脉动压力环境,定量分析脉动压力各项量 阶大小十分困难,甚至变得不可能。此外,某一脉动 压力数值计算模型只适用于某些特定湍流现象,飞行 器气动外形及飞行工况一旦发生变化,计算模型就不 再适用。

2.2 实验研究

实验研究所得到的测量数据可信度相对较高,在脉动压力环境研究中发挥了重要作用。20世纪60年代以来,国外科学家就飞行器脉动压力问题进行了大量的实验研究,在实验测试方法、技术等方面进行了相应探讨^[7-11],如图3所示。结合理论推导和实验数据,获得了适用于锥形、圆柱形等结构外形的脉动压力预示模型^[12-13],拟合了一系列针对特定外形的经验公式^[14-15],推动了飞行器动力学环境激励预示技术的发展。

文献[15]给出了附体湍流边界层流动的脉动压力 预示公式,如式(3)所示。式(3)根据飞行器物面压 力系数 $C_p(x) = [P_e(x) - P_a]/q_a$ 预示均方根脉动压力系数,

$$\begin{cases} \frac{\sqrt{p^{2}}}{q_{\infty}} = 0.006 \left[\frac{1}{Ma_{\infty}^{2}} + \frac{\gamma C_{p}(x)}{2} \right] \cdot Ma_{e}^{2}(x) \cdot \\ \left\{ \frac{1}{2} \left[1 + \frac{T_{W}}{T_{e}(x)} \right] + 0.11(\gamma - 1) \operatorname{Pr}^{\frac{1}{3}} Ma_{e}^{2}(x) \right\}^{-0.64} \\ Ma_{e}^{2}(x) = \frac{2}{\gamma - 1} \left\{ \frac{\gamma + 1}{2} Ma_{\infty}^{2} \left(\frac{2\gamma}{\gamma + 1} Ma_{\infty}^{2} - \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \right\} \\ \left[1 + \frac{\gamma}{2} Ma_{\infty}^{2} C_{p}(x) \right]^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1 \end{cases}$$

$$(3)$$

式中:下标∞、e、W 分别为无穷远、附面层边



Sting adaptor

a 锥体脉动压力实验模型分解图





图 3 风洞实验研究^[10] Fig.3 Wind-tunnel test^[10]: a) exploded view of experimental model of pressure-fluctuation cone; b) magnified cone head

缘和表面参数; x 为沿壁面子午线距驻点的距离; γ 为比热比; Pr 为普朗特常数。文献[15]同时也给出了 功率谱密度与交叉功率谱密度的预示方法,并对某一 球头双锥带控制翼的机动再入飞行器扰流流场的脉动 压力环境进行预示,预示结果与实验数据吻合较好。

由于脉动载荷的小量值、输运传递、三维等特性, 如果利用高动态压力传感器等类似的仪器进行实验 测量,测量仪器的布置将对原有湍流流场引入新的扰 动,如何降低测量仪器对湍流流动的扰动是脉动压力 环境测量方法、测试技术中需要重点关注的问题。如 果利用 PIV 等流动显示技术对脉动压力环境进行测 量,示踪粒子的跟随性、激光的频率都会成为限制脉 动压力环境测量的因素。模型尺寸、流场扰动和测量 精度等因素往往会成为实验开展的限制因素,同时实 验研究还会遇到人力、物力、财力消耗大以及实验周 期长的问题。

2.3 计算流体动力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)

随着计算流体力学技术和计算机平台的飞速发展,越来越多的湍流问题可通过数值计算进行求解, 利用数值求解再现并解释湍流流动现象。湍流的模拟 是脉动压力环境数值计算的关键,因此脉动压力的数 值求解方法与当前湍流数值模拟的方法相对应,主要 包括:直接数值模拟(Direct Numerical Simulation, DNS)、湍流模式、大涡模拟(Large-Eddy Simulation, LES)、计算气动声学(Computational Aeroacoustics, CAA)以及基于上述方法建立的混合数值模拟方法。

2.3.1 直接数值模拟方法

直接数值模拟无需湍流模型化,通过直接求解三 维非定常 N-S 方程来模拟湍流瞬时流场。因此该方法 的数值模拟可以精确获取每一瞬时流场上的全部信 息,提供很多在实验上目前还无法测量的流场参量。

由于 DNS 方法直接对 N-S 方程进行数值求解, 为了精确求解和刻画湍流流动现象,离散网格必须能 够捕捉流场中所有尺度的流动结构,计算区域网格的 尺寸在大到足以包含最大尺度涡的同时,还要小到足 以刻画最小尺度涡的特征,大小尺度的比值随着 Re 的提高而迅速增大,整个计算域上的网格数量至少为 Re^{9/4}。另外,数值计算格式必须具有较高的精度,减 少数值色散和耗散度,数值模拟过程中的时间长度要 大于大涡的时间尺度,且计算的时间步长要小于小涡 的时间尺度,总的计算量正比于 Re³。在工程应用中 的高雷诺数湍流流动中,湍流涡的时间、空间尺度范 围较大。为了模拟最小尺度涡的流动,需要划分很精 细的近壁面网格,消耗大量的计算时间和计算机容 量,而这远远超过现有的计算机能力。

由于 DNS 需要耗费庞大的计算资源和巨额的计 算时间,在工程应用所关注的频域范围内(如随机振 动所关心的频段为 10~2000 Hz,噪声关心的频段为 50~10 000 Hz),实际流动雷诺数为千万量级,其计 算工作量更加惊人。目前难以直接应用于求解飞行器 真实尺度的工程问题,但这不妨碍 DNS 成为湍流机 理研究的有力工具。随着计算机能力和求解方法的不 断改进,DNS 目前不仅能求解压缩拐角、膨胀角等 简单几何的激波边界层干扰问题^[17-18],也能求解来流 马赫数为6,以头半径定义的来流雷诺数为10000的 三维锥体转捩问题^[19](如图4所示),求解问题的雷诺 数也逐渐扩展到10⁶量级^[20]。可以预见,在未来的脉 动压力环境研究中,DNS将发挥越来越重要的作用。



图 4 采用 DNS 方法求解三维锥体的转捩问题^[18] Fig.4 The transition solution of three-dimensional blunt cone using DNS^[18]

2.3.2 湍流模式理论方法

由于 N-S 方程的非线性,通过解析方法来精确刻 画三维全部湍流信息极其困难。在工程应用中,通常 更关注湍流所引起平均流场的变化,即时均参量,因 而工程数值仿真通常将非定常 N-S 方程作平均处理。 在三维 N-S 方程计算模型中,雷诺平均法是目前使用 最广的湍流数值模拟方法。该方法将湍流流动中的任 何变参量都分解为平均值和脉动值等 2 部分。雷诺平 均法的核心不是直接求解瞬时的 N-S 方程,而是求解 雷诺平均 N-S 方程,即 RANS 方程。

由于 RANS 方程中包含了脉动量乘积的时均值 未知数,方程个数少于未知数个数,方程无法封闭。 为了使方程封闭,需依据湍流理论知识、实验数据或 直接数值模拟结果,根据经验数据、物理类比对雷诺 应力作出各种假设,建立基于经验和半经验的本构关 系,即通过建立湍流模型封闭 RANS 方程。目前常用 的湍流模型有雷诺应力模型和涡粘模型 2 类。

无论采用何种平均方法和湍流模型,脉动运动的 时空变化细节在平均的流场结果中都会被一概抹平, 数值仿真结果无法获得全部的脉动运动信息,难以直 接对脉动压力环境进行预示。工程上多采用数值模拟 与经验公式相结合的方法^[21],通过 RANS 方法求解 时均流场,以流场信息作为输入,利用工程经验公式 获得脉动压力环境特性的统计参数,如图 5 所示。

2.3.3 大涡模拟方法

由于 DNS 方法对流场全尺度的涡均进行模拟刻 画,需要耗费大量的计算资源和时间。考虑到大涡与 平均流场之间的相互作用比较强烈,大涡的形态和强 度与流场特征密切相关,各向异性较强;而小涡主要 是大涡之间非线性作用下的产物,受平均流场或边界 特性的影响相对较小,可近似认为具有各向同性特 征。因此 LES 将比网格尺度大的湍流运动通过 DNS 求得,而小尺度涡对大尺度涡运动的影响则通过一定 模型,通常是亚格子模型(多为 Smagorinsky 模型, 简称 SGS 模型)来刻画。Ferzinger 对 LES 给出了一 个较为精确的定义: LES is same as any simulation of a turbulent flow in which the large-scale motions are explicitly resolved while the small-scale motions are represented approximately by a model (in engineering nomenclature) or parameterization (in the geosciences)。 LES 是介于 DNS 与 RANS 之间的一种湍流数值模拟 方法,与 DNS 相比, LES 的计算量显著降低。





从飞行器动力学的环境适应性角度来说,关注的脉动压力主要集中在 10~10 000 Hz 这一频段范围内。 湍流流动中脉动信息的频率特性主要与大涡和小涡 的时间尺度有关:其最高频率由最小湍涡的时间尺度 $\eta/u' \approx (v/\varepsilon)^{1/2}$ 决定,当来流速度约 5000 m/s、特征长 度约1m、大气密度约0.5 kg/m³时,其最小湍涡对应的频率约为10¹² Hz 量级,远大于工程应用所关注的最高频率。因此脉动压力环境可利用大涡模拟进行数值求解。

LES 需选择合适的计算格式,格式选择不当可能 会引起严重的数值耗散,甚至淹没亚格子(sub-grid) 的作用。目前 LES 在理论研究中多采用耗散性较小 的高阶无耗散中心格式或紧致格式。此外,LES 的 SGS 模型只对小尺度涡(各向同性的相似涡)进行模 化处理,该尺度以上的湍涡信息仍需通过数值求解瞬 时 N-S 方程获得。DNS、LES 和 RANS 等 3 种数值 求解方法的对比如图 6 所示。

由以上可知,尽管 LES 的计算量比 DNS 要小几 个数量级 ($N_{LES}\approx(0.4/Re^{1/4})N_{DNS}$)^[16],但也比 RANS 大出几个数量级。由于再入飞行器实际流动的雷诺数 通常为千万量级,将 LES 应用于工程脉动压力环境 计算,仍将耗费巨大资源和时间。工程中应用 LES, 必须有足够的减小计算量的手段。为了弥补 RANS 方法捕捉分离流动的不足,同时提高 LES 方法求解 边界层流动的效率,RANS/LES 混合方法应运而生, 并得到迅速发展。该类方法颇具代表性的是由 Spalart ^[22]提出的脱体涡模拟法 (Detached Eddy Simulation,



a 瞬时流场

DES), DES 结合 RANS 和 LES 的优点,对 S-A 湍流 模型进行长度尺度修正,近壁面通过 RANS 求解附 面层流动,远离物面的主流和分离区采用 LES 方法 进行求解,在降低计算量的同时,计算精度也令人 满意。国内外学者采用该方法对钝体外形的亚声速、 跨声速以及超声速流场^[23-26]进行了数值模拟,背风 面计算结果与风洞实验数据吻合较好,计算结果如 图 7 所示。





b 平均流场

图 7 通过 DES 求解得到的瞬时和时均流场的马赫数云图^[24]

Fig.7 Plots of Mach number for an in stantaneous and time-averaged flow field obtained by DES solution^[24]: a) instantaneous flow field; b) time-averaged flow field

2.4 计算气动声学方法

飞行器绕流流场脉动是流动噪声的表现形式,即 湍流流动同时形成湍流噪声^[27]。湍流噪声随湍流流动 的产生而产生,并随湍流流动的消失而消失,因而脉 动压力环境也可从气动声学角度进行研究。气动声学 的研究在 20 世纪 50 年代由 Lighthill 从流体力学基本 方程得到了对流场的外围声场的波动方程^[28-31],建立 声比拟理论,并逐渐形成气动声学这一新学科。

目前, CAA 领域的计算方法主要包括两类^[31]: 一类是直接模拟,即在一定计算域内运用经过特殊处 理的 CFD 方法直接计算近场的流场和声场,包括上 述介绍的 DNS、LES 及 RANS, 然后用 Kirchhoff 积 分外推到远场;另一类是基于 Lighthill 气动声学理论 的声比拟方法,此法将流场与声场分开计算,近场流 场由 LES、RANS 计算获得,远场由各种理论模型得 到。目前主要的方法有 Lighthill 声比拟、涡声理论、 Hardin 和 Pope 的分裂方法、有声源项的线化欧拉方 法、声扰动方程等。采用 CAA 方法求解得到的增升 装置瞬态摄动压强流场如图 8 所示。

CAA 主要关注湍流噪声(脉动压力)的非定常 流动机理、声源确定、声与流体的相互作用、声波的 传递等研究。利用 CAA 数值方法求解飞行器近场声 场,获得飞行器动力学环境(振动)相应的环境激励 源——脉动压力环境,即 CAA 可应用于飞行器绕流 流场脉动压力环境研究。如通过 RANS 方法计算近场 流场声源,利用 Lighthill 方程计算其脉动密度,进而 获得脉动压力环境,声学方程见式(4)。



图 8 CAA 方法求解的瞬态摄动压强流场^[32] Fig.8 Instantaneous perturbations pressure flow field using CAA^{[32}

$$\frac{\partial^2 \rho'}{\partial t^2} - c_{\infty}^2 \nabla^2 \rho' = \frac{\partial^2 T_{ij}}{\partial y_i \partial y_j} \tag{4}$$

式中: $\rho' = \rho - \rho_0$, $T_{ij} = \rho u_i u_j - e_{ij} + \delta_{ij} [(p - p_0) - c_{\infty}^2 (p - p_0)]$ 。 CAA 采用的数值方法与 CFD 方法存在紧密联 系,特别是它们在湍流脉动信息数值处理方面,同 DNS 和 LES 类似, CAA 在数值耗散、色散、高精度 离散格式、多尺度等方面具有很高的要求。此外,CAA 边界条件(需要无反射边界条件)的要求十分苛刻。 利用 CAA 数值求解飞行器绕流流场脉动压力环境仍 需耗费较大计算资源和计算时间,工程实现存在较大 难度。

3 脉动压力工程研究与应用可行途径

脉动压力环境是飞行器飞行任务剖面主要的动 力学环境激励源,为飞行器振动噪声环境适应性研究 提供数据输入,直接影响飞行器动力学结构响应。由 于再入飞行器飞行马赫数高,绕流流场雷诺数高达 10⁸,如果利用 DNS 数值求解飞行器绕流流场脉动压 力环境,其计算量约比雷诺数 10⁵的流动大 9 个量级, 将极大耗费计算资源和计算时间,短期内难以实现工 程研究与应用,但应用前景诱人。

为了实现计算效率和计算精度的平衡, LES 方法 和以 DES 方法为代表的混合方法不断发展,该方法 已应用于求解雷诺数约为 10⁷的湍流流动。然而,由 于 LES 和 DES 方法分别利用亚格子模型和 RANS 方 法求解湍流边界层,它更适用于模拟远场流动分离、 尾迹涡等脱体涡分离流动。对于飞行器再入过程中湍 流边界层占主导的脉动压力环境问题而言,难以实现 准确的脉动压力环境预示。

对于 CAA 而言,多采用基于声比拟的方法,将 流场和声场分别求解,通过流场结果构造声源,再利 用声传播方程获得远离物面流场的脉动压力环境。也 就是说 CAA 方法在不额外增加较大计算量的前提 下,能够准确地获得远场的脉动压力,但对于物面处 的脉动压力环境预示多取决于求解流场采用的方法 精度,对于预示物面的脉动压力提升有限。

根据以上分析可知,由于飞行器绕流流场雷诺数高,脉动压力环境具有多尺度、量值相对较小等特征, 湍流脉动数值模拟方法和技术尚处于湍流流动机理 分析和研究阶段,短期内无法解决飞行器绕流流场脉 动压力环境工程问题。分析现有的飞行器脉动压力环 境预示技术,可能存在如下几条途径。

1)风洞实验测量预示方法。国内外就飞行器脉动压力环境的风洞实验测量技术和方法进行了大量研究,成功运用于脉动压力环境预示。由于风洞实验状态有别于飞行器飞行状态(雷诺数、密度等),风洞实验预示的脉动压力环境与飞行器真实飞行脉动压力环境存在一定差异,实验测量数据处理和修正尚需开展深入研究。

2)基于半经验公式和时均流场的预示方法。针 对典型飞行器的气动外形和飞行工况,国内外已经研 究、推导和构建了丰富的基于时均流场的脉动压力半 经验公式预示方法,极大地推进了飞行器脉动压力平 境预示研究进展。由于这类方法在很大程度上依赖于 半经验公式对气动外形和飞行参数的适应性,需针对 特定飞行器和飞行工况的半经验公式进行适应性研 究和改进,提高预示精度和准确性。

3) 基于 DNS 的数值模拟方法。由于飞行器再入 过程中速度高, 雷诺数大, 物体表面的涡尺度较小, 只有精确捕捉小尺度的涡才能实现脉动压力环境的 准确预示。从数值模拟方法原理来看,目前只有 DNS 方法才能实现物面小尺度涡的准确刻画。但由于其庞 大的计算量,目前无法解决高雷诺数复杂三维外形的 脉动压力问题。随着计算能力的提升,数值方法的改 进,目前已经可以求解三维锥体转捩问题,雷诺数也 逐渐扩展到 10⁶量级, DNS 方法未来在脉动压力环境 问题研究中有着光明的前景。

4 结论

1)飞行器表面压力脉动源于流动黏性、无滑移 边界条件和剪切流等流动因素,其本质属于湍流流动 问题,在宏观上表现为气动噪声(声波),一般认为 其物理流动仍服从 N-S 方程。

2)风洞实验是目前获取飞行器表面脉动压力环境的有力手段,但风洞实验工况与真实飞行环境仍有一定差异,需进行测试数据的处理与修正。

3)基于半经验公式和时均流场的预示方法能够 快速评估获得飞行器表面的脉动压力环境,在工程问 题中得到了广泛应用,然而半经验公式与飞行器气动 外形与飞行工况密切相关,难以获得普适的关系式。 4)直接数值模拟方法能够精确刻画飞行器表面 流场的涡系结构,在湍流机理研究方面能够发挥重要 作用,由于该方法庞大的计算量,目前难以解决高雷 诺数问题,但随着计算机能力的提升和数值方法的改 进,直接数值模拟方法在未来的脉动压力环境预示研 究中将发挥重要作用。

参考文献:

House, 1991.

- [1] ROBERTSON J E. Prediction of in flight fluctuating pressure environments including protuberance induced flow[R]. Washington D C: NASA, 1971.
- [2] 黄寿康. 流体力学·弹道·载荷·环境[M]. 北京: 宇航出版社.1991.
 HUANG Shou-kang. Hydrodynamic. Ballistic. Load. Environment[M]. Beijing: China Astronautic Publishing
- [3] 王保国. 气体动力学[M]. 北京: 北京理工大学出版社. 2005.

WANG Bao-guo. Aerodynamics[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2005

[4] 张兆顺. 湍流理论与模拟[M]. 北京: 清华大学出版社. 2005.

ZHANG Zhao-shun. Theory and modeling of turbulence[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2005.

[5] 贾滨京, 孙永向, 于起峰. 脉动压力环境成因及其定性 特性[J]. 岳阳师范学院学报(自然科学版), 2003, 16(1): 1-5.

> JIA Bin-jing, SUN Yong-xiang, YU Qi-feng. The prediction of fluctuating pressure on the surface of reentry vehicles[J]. Journal of Yueyang Normal University (natural sciences), 2003, 16(1): 1-5.

- [6] 张志成. 再入体表面脉动压力环境的分析与预测[D]. 长沙: 国防科技大学, 2002.
 ZHANG Zhi-cheng. Analysis and prediction of pressure fluctuations associated with reentry vehicles[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2002.
- [7] HURAUSLT J, KOUIDRI S. Measurement of wall pressure fluctuations for noise prediction in axial flow fans[J]. Acoustics, 2008, 123(5): 3688.
- [8] ARGUILLAT B, RICOT D. Measurements of the wavenumber-frequency spectrum of wall pressure fluctuations under turbulent flows[C]// 11th AIAA/CEAS aeroacoustics conference. Monterey, California: AIAA, 2005.
- [9] RAMAN M V, KUMAR C S, ELANGOVAN S. An experimental and numerical investigation of supersonic contour nozzle flow separation[C]//Proceeding in the int conf on aerospace sci and technology. [s. l.]: [s. n.], 2008.
- [10] KATYA M C. Wind-tunnel measurements of boundary-layer pressure fluctuations[D]. West Lafayette: Purdue University, 2009.

- [11] JAE B P. Experimental study of pressure fluctuation in pneumatic conveying by various methods of analysis[M]. Commonwealth of Pennsylvania: University of Pittsburgh, 2006.
- [12] COCKBURN J A, ROBERTSTON J F. Vibration response of spacecraft shrouds to in-flight fluctuating pressures[J] Journal of sound and vibration, 1974, 33(4): 399-425.
- [13] DAVID C R. Verification of aero-acoustic loads & structural response algorithms for launch vehicles during transonic and supersonic flight conditions[C]// Proceedings of the First International Auto SEA Users Conference. 2000.
- [14] LAGANELLI A L, WOLFE H. Prediction of fluctuating pressure in attached and separated boundary layer flow[C]. AIAA aeroacoustics conference, San Antonio, Texas: AIAA, 1989.
- [15] 徐立功,刘振寰. 再入飞行器脉动压力环境的分析与 预测[J]. 空气动力学学报, 1991, 9(4): 457-464.
 XULG, LIUZH. Prediction of maneuvering reentry vehicles fluctuating pressure environments[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 1991, 9(4): 457-464.
- [16] SODJA J. Turbulence models in CFD[M]. Ljubljana: University of Ljubljana Faculty for Mathematics and Physics Department of Physics, 2007.
- [17] 童福林, 孙东, 袁先旭, 等. 超声速膨胀角入射激波/湍流边界层干扰直接数值模拟[J]. 航空学报, 2020, 41(3): 134-153.
 TONG F L, SUN D, YUAN X X, et al. Direct numerical simulation of impinging shock wave/turbulent boundary layer interactions in a supersonic expansion corner[J]. Acta aeronautica ET astronautica sinica, 2020, 41(3): 134-153.
- [19] Li X L, Fu D X, MA Y W. Direct numerical simulation of hypersonic boundary layer transition over a blunt cone with a small angle of attack[J]. Physics of fluids, 2010, 22(2): 025105.
- [20] DUAN L, MARTIN M P. Direct numerical simulation of hypersonic turbulent boundary layers, Part 4. Effect of high enthalpy[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2011, 684: 25-59.
- [21] 蒋华兵,李春丽,陈强洪. 再入飞行器脉动压力环境特 性分析[J]. 航天器环境工程, 2010, 27(3): 378-382. JIANG Hua-bing, LI Chun-li, CHEN Qiang-hong. The characteristics of the fluctuating pressure environment for a re-entry vehicle[J]. Spacecraft environment technology, 2010, 27(3): 378-382.
- [22] SPALART P R. Trends in turbulence treatments[C]// Flu-

ids 2000 conference and exhibit. Denver: AIAA, 2000.

- [23] ALAN M, GRAHAM V. Validation of DES for capsule aerodynamics using 05-CA wind tunnel test data[C]// The 51st AIAA aerospace sciences meeting including the new horizons forum and aerospace exposition. Grapevine, Texas: AIAA, 2013.
- [24] ALAN M, GRAHAM V. Detached-eddy simulation of capsule wakeflows and comparison to wind-tunnel test data[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2015, 52(2): 439-449.
- [25] JOSEPF M, PRAMOD K, GRAHAM V. Detached-eddy simulations of hypersonic capsule wake flow[J]. AIAA Journal, 2015, 53(1): 70-80.
- [26] 石小潘,赵瑞,荣吉利,等.火星进入器壁面脉动压力 环境数值模拟[J]. 宇航学报, 2018, 39(5): 482-490.
 SHI Xiao-pan, ZHAO Rui, RONG Ji-li, et al. Numerical simulation of fluctuating pressure environment of mars entry capsule[J]. Journal of astronautics, 2018, 39(5): 482-490.

- [27] RAYLEIGH J, NACHTRIEB N. Theory of sound[J]. Physics today, 1957, 10(1): 32-34.
- [28] LIGHTHILL M J. On sound generated aerodynamically I. General theory[J]. Proceedings of the Royal Society of London Series A, 1952, 211(1107): 564-587.
- [29] LIGHTHILL M J. On sound generated aerodynamically II. Turbulence as a source of sound[J]. Proceedings of the Royal Society of London Series A, 1954, A222: 1-32.
- [30] LIGHTHILL M J. The bakerian lecture, sound generated aerodynamically[J]. Proceedings of the Royal Society of London Series A, 1961, 267(1329): 147-181.
- [31] ROLAND E, JAN D. Numerical methods in computational aeroacoustics (CAA)[R]. Halle: Institut für Strömungsmechanik Bienroder Weg 3, 2010.
- [32] BAUER M, DIERKE J, EWERT R. On the performance of airframe noise prediction on unstructured grids[C]// Proceedings of 18th AIAA/CEAS aeroacoustic conference. Spings: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2012.