

驾驶舱空气动力源致振动响应分析研究

谢卫杰, 杨红杰

(航空工业西安飞机(集团)股份有限公司, 西安 710089)

摘要: **目的** 分析驾驶舱外形上多处凸起对驾驶舱内若干重要部位的振动响应的影响。**方法** 首先采用大涡模拟方法, 计算多种飞行工况下分离气流产生的作用于机身前段外表面的非定常脉动压力载荷, 然后将所得载荷作用于前机身详细有限元模型上, 获得所关心的驾驶舱内部分站位的加速度响应。**结果** 通过对加速度响应结果的分析处理及与试飞测试数据对比, 可知驾驶舱外形上多处凸起对驾驶舱内的振动量值影响比较大, 气流分离对驾驶舱舱内振动贡献, 峰值位置处达到了25%左右。**结论** 相关计算结果可用于驾驶舱工效性评估和驾驶舱外形优化。

关键词: 大涡模拟; 脉动压力; 气流分离; CFD; 工效性

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2020.09.008

中图分类号: V216 **文献标识码:** A

文章编号: 1672-9242(2020)09-0043-05

Vibration Responses of the Cockpit Caused by Aerodynamic Sources

XIE Wei-jie, YANG Hong-jie

(AVIC Xi'an Aircraft Industry (Group) Co., Ltd, Shaanxi, Xi'an 710089, China)

ABSTRACT: The paper aims to analyze the influence on the vibrating responses of some interested parts inside the cockpit, which is caused by the bumps on the outer surface of the cockpit. The pulsating pressures on the outer surface of front fuselage under some specific working conditions were calculated firstly through large eddy simulation methodology. Then the pulsating pressures was applied to the detailed finite element model of the front fuselage and the responses of acceleration of some stations in the cockpit were obtained. After analysis of the acceleration response result and comparison of the test flight data, it was confirmed that the bumps on the outer surface of the cockpit contributed a lot to the magnitude of vibration inside the cockpit. The contribution of flow separation could reach 25 percent at the peak position. Relevant calculation results could be used to evaluate the man-machine efficacy and optimize the external form of the cockpit.

KEY WORDS: large eddy simulation; pulsating pressure; flow separation; CFD; man-machine efficacy

现代飞机根据需要, 会在驾驶舱外围增加凸起结构(如照明灯, 特殊需要天线等)。这些凸起会改变前机身外形, 导致机身表面的局部气流分离, 进而作为振源引起附加的驾驶舱振动。在一些情况下, 甚至

造成驾驶舱内振动量级上的改变, 严重影响驾驶舱在整个特定飞行任务期间对空勤组驾驶仪表、显示器和武器瞄准装置的视觉敏锐度, 从而影响人员的操纵效能和身体健康。因此需要对这种因为流场变化产生的

收稿日期: 2020-07-08; 修订日期: 2020-07-11

Received: 2020-07-08; Revised: 2020-07-11

作者简介: 谢卫杰(1985—), 女, 工程师, 主要研究方向为气动弹性。

Biography: XIE Wei-jie (1985—), Female, Engineer, Research focus: aeroelasticity.

通讯作者: 杨红杰(1976—), 男, 研究员级高级工程师, 主要研究方向为气动弹性。

Corresponding author: YANG Hong-jie (1976—), Male, Researcher engineer, Research focus: aeroelasticity.

驾驶舱振动进行分析和评估^[1-3]。

目前,研究分离流导致的机体动态响应的主要方式是风洞试验和飞行实测,这两种方式各有一定的局限性。一般而言,风洞试验只适用于测量机身表面动压力分布,而且由于模型尺寸和风洞雷诺数的限制,测量得到的表面脉动压力分布误差较大^[4-8]。飞行试验可以得到实际的驾驶舱内振动数据,但是由于飞机上的振动源比较多,单纯气动力引起的振动响应无法分离得到,不利于对飞机外形的影响进行针对性分析^[9-10]。

借助于目前计算机强大的计算能力,文中针对面临的此种问题,首先根据大涡模拟理论,采用 CFD 软件计算得到了多种飞行工况下分离气流产生的作用于机身前段表面的非定常脉动压力分布,然后根据定义 CFD 和 CSD 模型上载荷的对应关系,将所得的脉动压力作用于前机身详细有限元模型上,从而得到所关心的驾驶舱内若干部位的加速度响应分析,以用于后续分析处理^[11-15]。

1 研究方法及过程

1.1 CFD 非定常气动力计算理论简介

CFD 计算采用大涡模拟理论^[16-23]。大涡模拟理论认为湍流运动是由不同尺度的涡流组成,在中大涡模拟方法中,通过滤波函数,将湍流的瞬时运动信号分解成大尺度涡运动和小尺度涡运动两部分。其中大尺度涡拥有较大比例的湍流动能,对雷诺应力产生及湍流扩散起主要作用,对边界条件有较强的依赖性,即依赖于个别的流动条件,不存在通用模型,但可以通过控制方程直接进行数值求解;小尺度涡主要起耗散作用,在高雷诺数下,小涡的运动趋于各向同性,受边界条件影响较小,可以使用通用模型来模拟。作为直接数值模拟方法的过渡,利用大涡模拟方法,可以在目前的计算机水平下得到描述表征湍流主要结构的速度场,能够较真实和精确地反映湍流的连续运动和发展。文中将采用方程(1)的亚格子尺度模型^[24-25],应力可用 Boussinesq 关系^[26]给出。

$$-\bar{\rho}\tau_{ij} = -\bar{\rho}(L_{ij} + R_{ij} + C_{ij}) =$$

$$\mu_t \left(\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \frac{\partial \tilde{u}_k}{\partial x_k} \right) - \frac{2}{3} \bar{\rho} \tilde{k} \delta_{ij} \quad (1)$$

亚格子尺度涡黏性通过式(2)给出:

$$\mu_t = C_\mu f_\mu \bar{\rho} \tilde{k}^{1/2} l \quad (2)$$

f_μ 为低雷诺数阻尼函数:

$$f_\mu = 1 - e^{-\alpha \sqrt{\bar{\rho} E_t} / \mu S}, \quad E_t = \tilde{u}_i \tilde{u}_i / 2 + \tilde{k} \quad (3)$$

式中: \tilde{u}_i 是 Favre 平均^[27]后的速度; S 为应变变量; l 由式(4)给出:

$$l = (\Delta_x \Delta_y \Delta_z)^{1/3} \quad (4)$$

亚格子湍动能由式(5)求出:

$$\frac{\partial(\bar{\rho} \tilde{k})}{\partial t} + \frac{\partial(\bar{\rho} \tilde{k} \tilde{u}_j)}{\partial x_k} =$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j} [(\mu + \mu_t / \sigma_k) \frac{\partial \tilde{k}}{\partial x_j}] + P_k - C_\varepsilon \bar{\rho} \frac{\tilde{k}^2}{f_\mu l} \quad (5)$$

湍流生成项为:

$$P_k = -\bar{\rho} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \tau_{ij} \quad (6)$$

常数 $C_\mu = 0.00854$, $C_k = 0.1$, $C_\varepsilon = 0.916$, $\alpha = 0.1$, $\sigma_k = 1$ 。

1.2 计算模型

1.2.1 CFD 计算模型

根据真实飞机气动外形,建立 CFD 计算模型。模型对局部细节进行简化,保留飞机表面主要的外形特征,同时满足流场计算和分析的要求。流场计算网格采用六面体结构网格,为了控制附面层网格质量,采用 O-grid 拓扑构型,如图 1 所示。

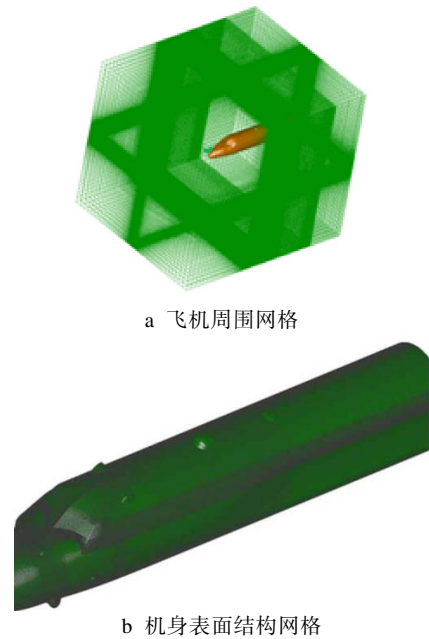


图 1 流场计算网格

Fig.1 Computation grids of the flow: a) grids surrounding the airplane; b) structural grids on the airplane surface

1.2.2 驾驶舱结构动力学有限元模型

计算采用的驾驶舱结构动力学有限元模型如图 2 和图 3 所示。由于缺乏独立的驾驶舱 GVT 数据,驾驶舱结构动力学有限元模型的修正和验证很难进行。对该模型的修正和验证采取的手段是选取全机动特性分析模型(现有振动及颤振计算模型)前驾驶舱部分,对其进行固有特性计算,以其前两阶模态对驾驶舱结

构动力有限元模型进行修正和验证。动力学模型的前两阶整体模态与地面振动试验结果符合性良好，模态振型如图 4 所示。

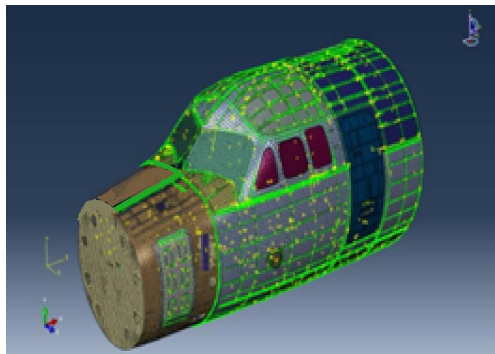


图 2 驾驶舱有限元模型
Fig.2 FEM of the cockpit

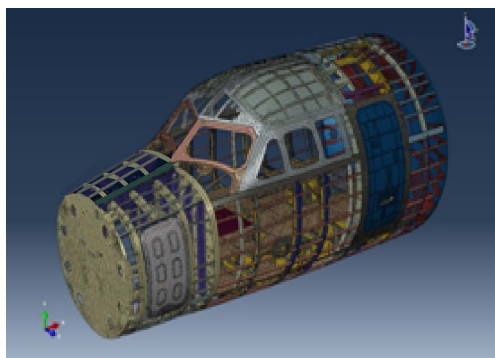


图 3 驾驶舱有限元网格模型（内部）
Fig.3 FEM of the cockpit (inside)

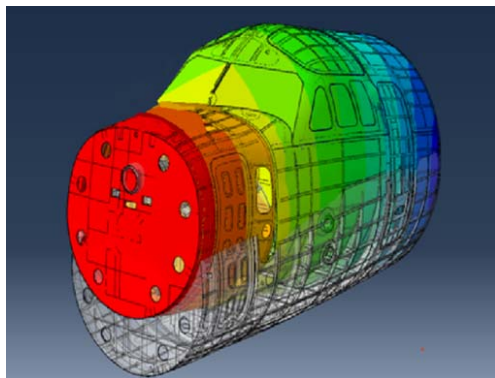


图 4 驾驶舱第一阶整体模态
Fig.4 The first global mode of the cockpit

2 结果

2.1 计算工况

根据飞机飞行任务选择 5 种工况进行计算，具体见表 1。

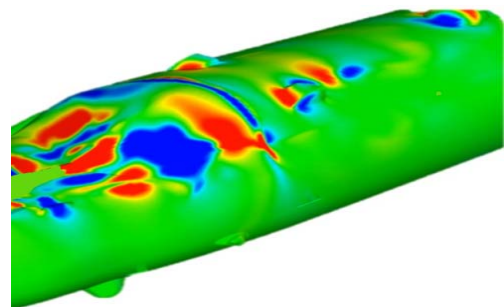
2.2 CFD 计算结果

飞机表面的脉动载荷强度与来流的速度有直接的关系，由气流与物体相互作用产生，可以等效成为

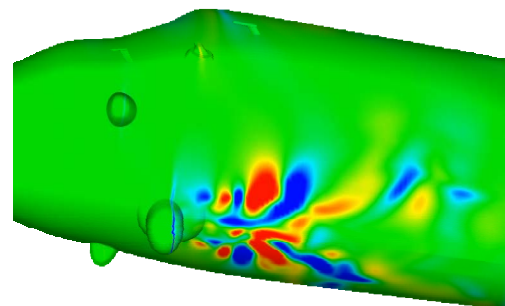
表 1 飞机飞行任务的 5 种工况
Tab.1 Five working conditions of aircraft flight mission

工况	飞行状态	飞行高度 / km	马赫数
1	正常平飞	5	0.55
2	正常平飞	4	0.55
3	正常平飞	3	0.55
4	起飞状态	0.2	0.2
5	爬升状态	1	0.3

多个散布的偶极子载荷力，其强度的大小正比于流体作用力。流体表面的流动脉动压力的强度与流速的 6 次方成正比。通过大涡模拟瞬时流场的计算，可以得到机身表面上随时间变化的脉动压力。在工况 1 下的脉动压力如图 5 所示，下机身表面摩擦线如图 6 所示。由图 6 可知，下表面圆球下游有较大的气流分离区域。



a 上表面



b 下表面

图 5 机身表面的脉动压力
Fig.5 Impulsive pressure on the fuselage surface: a) upside; b) downside

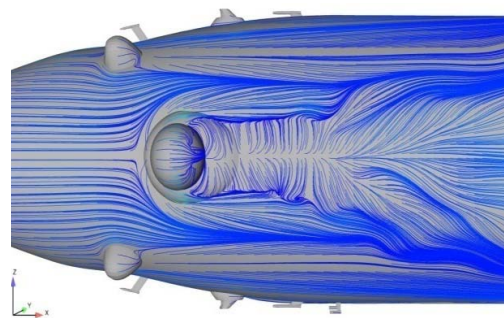


图 6 机体下表面的摩擦线
Fig.6 Bottom surface friction lines of the fuselage

2.3 载荷处理

将CFD计算出的载荷加载至动力学有限元模型。载荷处理需要解决CFD模型与FEA模型之间的载荷转换,即需要将CFD模型分析的输出载荷映射到对应的FEA模型位置处,作为FEA模型的输入载荷。文中载荷转换方法采用最近结点映射的思想,在CFD模型中选出载荷显著区域,记录结点及空间坐标信息,然后利用空间坐标在FEA模型中找最近结点,从而作为对应加载结点。

2.4 驾驶舱动力学响应分析结果

驾驶舱结构响应计算方法是基于模态的瞬态响应计算方法,常用的模态计算方法为Lanczos方法。文中所采用的结构有限元模型规模较大,为提高计算效率,采用并行计算方法——AMS(Automatic multi-level substructuring)方法。

加载载荷为时域载荷,因此输出结果为加速度-时间历程,可根据计算任务、关注结构等选取输出点位置。工况1左驾驶员座椅处的动响应分析结果,即节点处的加速度响应时间历程如图8所示,其余工况、其他输出点计算结果类型与之类似。

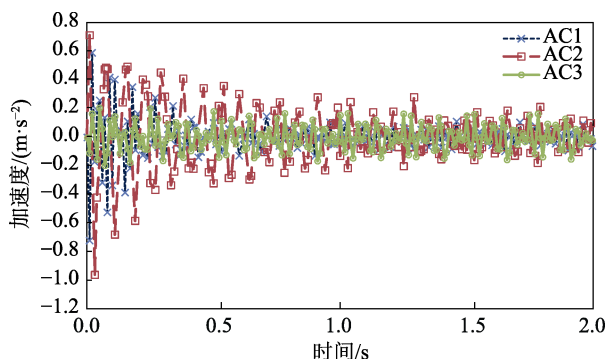


图8 工况1左驾驶员座椅处三个方向加速度
Fig.8 Accelerations of three directions of left pilot's seat for working condition 1

2.5 计算结果分析

对比加速度响应曲线,有如下特点:

1) 每个工况每个输出点的 y 方向(飞机竖直方向)加速度曲线振动量最大,然后是 z 方向(侧向),最小是 x 方向(航向);

2) 受到初始状态的影响,瞬态响应(曲线前1s)响应明显比后续“稳态响应”(曲线后1s)量值大。

将计算结果数据通过傅里叶变换转化为功率谱密度后,与试飞测试数据进行比较,发现气流分离对驾驶舱舱内振动贡献较大,峰值位置处达到了25%左右。

3 结论

文中采用CFD+CSD松耦合的计算方法分析了驾

驶舱外型上多处凸起对驾驶舱内若干重要部位的振动响应的影响,发现驾驶舱外形的凸起的影响较大,峰值位置可达到25%左右。与风洞试验和飞行实测相比,文中采用的CFD+CSD松耦合的计算方式具有成本低、影响因素可控等优点。后续可结合风洞试验和飞行实测对计算结果进行评估和改进。此项工作对于飞行驾驶舱工效性评估和飞机外形优化有借鉴意义。

参考文献:

- [1] GJB 2755—1996, 舰载飞机强度和刚度规范 振动、颤振和发散[S].
GJB 2755—1996 Carrier-based Airplane Strength and Rigidity Specification—Vibration, Flutter and Divergence[S].
- [2] 裘进浩, 袁明, 季宏丽. 大型飞机舱内振动噪声主动控制技术的研究及应用[J]. 航空制造技术, 2010(14): 26-29.
QIU Jin-hao, YUAN Ming, JI Hong-li. Research and Application of Vibration Noise Control Technology in Large Aircraft Cabin[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2010(14): 26-29.
- [3] 姚起航, 姚军, 李岳峰, 等. 飞机结构振动主动控制应用技术[J]. 应用力学学报, 2001(z1): 54-58.
YAO Qi-hang, YAO Jun, LI Yue-feng, etc. The Applied Technique for Active Vibration Control of Airplane Structure[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2001(z1): 54-58.
- [4] 胡湘宁, 张琦, 杨水旺, 等. 飞行器脉动压力测量及校准技术研究现状[J]. 宇航计测技术, 2017, 37(5): 48-52.
HU Xiang-ning, ZHANG Qi, YANG Shui-wang, et al. Research on Present Situation of Measurements and Calibration of Aircraft Fluctuating Pressure[J]. Journal of Astronautic Metrology and Measurement, 2017, 37(5): 48-52.
- [5] 赵瑞, 荣吉利, 李跃军等. 整流罩母线形状对脉动压力环境的影响研究[J]. 兵工学报, 2017, 38(05): 1020-1026.
ZHAO Rui, RONG Ji-li, LI Yue-jun, etc. An Investigation of Fluctuating Pressure Environment around Rocket Fairing with Different Curvetypes[J]. Acta Armamentarii, 2017, 38(5): 1020-1026.
- [6] 荆志伟, 肖启之, 郭兆电. 起落架舱门表面脉动压力试验研究[J]. 航空科学技术, 2015, 26(12): 64-69.
JING Zhi-wei, XIAO Qi-zhi, GUO Zhao-dian. Experimental Research on Surface Fluctuating Pressure of Landing-gear Door[J]. Aeronautical Science and Technology, 2015, 26(12): 64-69.
- [7] 李劲杰, 杨青, 杨永年, 等. 边条翼布局双垂尾抖振表面脉动压力风洞实验研究[J]. 实验流体力学, 2006(3): 29-32.
LI Jin-jie, YANG Qing, YANG Yong-nian, et al. Wind-tunnel Unsteady Pressure Measurements of Twin-

- vertical tail during Buffet of Strake-wing Configuration[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2006(3): 29-32.
- [8] 肖春生, 李劲杰, 惠增宏, 等. 用动态压力测量方法进行双垂尾飞机抖振实验研究[J]. *科学技术与工程*, 2007, 7(21): 5627-5630.
XIAO Chun-sheng, LI Jin-jie, HUI Zeng-hong, et al. Investigation of Twin-vertical-tail Buffer Testing by Dynamic Pressure Measurement[J]. *Science Technology and Engineering*, 2007, 7(21): 5627-5630.
- [9] 石先杰, 李春丽, 王峰军. 飞行器振动环境参数测量系统比对试验研究[J]. *装备环境工程*, 2018, 15(3): 49-52.
SHI Xian-jie, LI Chun-li, WANG Feng-jun. Comparative Test for Vibration Parameter Measuring System of Air Vehicle[J]. *Equipment Environmental Engineering*. 2018, 15(3): 49-52.
- [10] 李小路, 唐凯, 雷鸣. 飞机垂尾抖振响应的飞行试验研究[J]. *实验流体力学*, 2014, 28(2): 21-26.
LI Xiao-lu, TANG Kai, LEI Ming. Study on flight test of vertical-fin buffeting response of aircraft[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2014, 28(2): 21-26.
- [11] HONG C, SHIN K K. Modeling of Wall Pressure Fluctuations for Finite Element Structural Analysis[J]. *Journal of Sound & Vibration*, 2010, 329(10): 1673-1685.
- [12] 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 Engineering*, 2010, 27(3): 378-382.
- [13] 尹立中, 徐孝诚, 谭志勇. 再入飞行器壳体气动噪声响应分析和试验验证[J]. *强度与环境*, 2002, 29(2): 5-9.
YIN Li-zhong, XU Xiao-cheng, TAN Zhi-yong. Response Analysis and Experimental Verification for Reentry Vehicle Shell Subjected to Aerodynamic Noise[J]. *Structure & Environment Engineering*, 2002, 29(2): 5-9.
- [14] 徐孝诚, 王成华, 韩增尧. 再入飞行器复杂结构随机振动响应分析研究[J]. *强度与环境*, 2002, 29(3): 1-4.
XU Xiao-cheng, WANG Cheng-hua, HAN Zeng-yao. Study on Random Vibration Response Analysis of Reentry Vehicle Complex Structure[J]. *Structure & Environment Engineering*, 2002, 29(3): 1-4.
- [15] 张国军, 闫云聚, 李鹏博. 飞行器结构噪声致振试验及声振耦合响应分析[J]. *应用数学和力学*, 2013, 34(11): 1157-1164.
ZHANG Guo-jun, YAN Yun-ju, LI Peng-bo. Noise-induced Vibration Experiment of Aircraft Structure and Vibro-Acoustic Coupling Response Analysis. *Applied Mathematics and Mechanics*, 2013, 34(11): 1157-1164.
- [16] 朱志斌, 刘强, 白鹏. 低雷诺数翼型层流分离现象大涡模拟方法[J]. *空气动力学学报*, 2019, 37(6): 915-923.
ZHU Zhi-bin, LIU Qiang, BAI Peng. Large Eddy Simulation Method for the Laminar Separation Phenomenon on Low Reynolds Number Airfoils[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2019, 37(6): 915-923.
- [17] 王骁, 黄振宇. 基于大涡模拟的非对称机翼尾流场湍流流动分析[J]. *水动力学研究与进展 A 辑*, 2014, 29(3): 288-293.
WANG Xiao, HUANG Zhen-yu. Turbulent Analysis in the Wake Flow of Asymmetric Airfoil Based on Large Eddy Simulation[J]. *Journal of Hydrodynamics*, 2014, 29(3): 288-293.
- [18] BENZI R, CILIBERTO S, TRIPICCIONE R, et al. Extended Self-similarity in Turbulent Flows[J]. *Phys Rev E Stat Phys Plasmas Fluids Relat Interdiscip Topics*, 1993, 48(1): R29.
- [19] 余振苏, 苏卫东. 湍流中的层次结构和标度律[J]. *力学进展*, 1999, 29(3): 289-303.
SHE Zhen-su, SU Wei-dong. Hierarchical Structures and Scalings in Turbulence[J]. *Advances in Mechanics*, 1999, 29(3): 289-303.
- [20] 阎超, 于剑, 徐晶磊, 等. CFD 模拟方法的发展成就与展望[J]. *力学进展*, 2011, 41(5): 562-589.
YAN Chao, YU Jian, XU Jing-lei, et al. ON The Achievements and Prospects for the Methods of Computational Fluid Dynamics[J]. *Advances in Mechanics*, 2011, 41(5): 562-589.
- [21] RAI M M, MOIN P. Direct Simulation of Turbulent Flow Using Finite Difference Schemes[J]. *Journal of Computational Physics*, 1990, 96(1): 15-53.
- [22] BENZI R, CILIBERTO S, BAUDET C, et al. Extended Self-Similarity in the Dissipation Range of Fully Developed Turbulence[J]. *EPL*, 2007, 24(4): 275.
- [23] 周浩. 可压缩转捩及湍流的大涡模拟模型与应用[D]. 北京: 中国科学院大学, 2020.
ZHOU Hao. Modeling and Applications of Large Eddy Simulation for compressible transitional and Turbulent Flows[D]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2020.
- [24] GERMANO M, PIOMELLI U, MOIN P, et al. A Dynamic Subgrid-Scale Eddy Viscosity Model[J]. *Physics of Fluids*, 1998, 3(3): 1760-1765.
- [25] KRAJNOVIC S, DAVIDSON L. A Mixed One-equation Subgrid Model for Large-eddy Simulation[J]. *International Journal of Heat & Fluid Flow*, 2002, 23(4): 413-425.
- [26] SCHMITT F G. About Boussinesq's Turbulent Viscosity Hypothesis: Historical Remarks and a Direct Evaluation of Its Validity[J]. *Comptes Rendus Mécanique*, 2007, 335(9-10): 617-627.
- [27] HINZE J O. *Turbulence*[M]. New York: McGraw-Hill Book Company, 1975.