

下挂式空射系统机箭分离阶段离散阵风响应分析

舒 杰¹, 张登成¹, 张艳华¹, 张久星²

(1. 空军工程大学航空工程学院, 西安, 710038; 2. 93756 部队, 天津, 300130)

摘要 下挂式空射系统机箭分离阶段运载火箭处于无动力飞行阶段, 高空阵风会对其运动轨迹产生较严重的干扰。为研究下挂式空中发射运载火箭机箭分离阶段系统的离散阵风响应, 引入“网格速度”思想来计入阵风的影响, 采用有限体积法求解非定常 Euler 和 N-S 方程, 对机箭分离过程进行了动网格仿真分析。通过模块化方式搭建了机箭系统离散阵风响应仿真平台, 平台由火箭状态及网格更新模块、力与力矩 CFD 解算模块、飞行状态参数求解模块和离散阵风干扰模块组成。仿真计算了机箭系统穿越 1-cos 离散阵风区的动态响应, 并与无阵风条件下机箭分离气动特性进行了对比分析, 结果表明无阵风条件下机箭分离后机箭系统可以较好地满足火箭的点火要求; 在遭遇离散阵风后, 机箭系统稳定性被破坏, 可能导致发射失败, 这对于机箭系统的控制率设计提出了更高的要求。

关键词 下挂式空射火箭; 机箭分离; 离散阵风; 网格速度

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2018.04.008

中图分类号 V249.1 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2018)04-0043-05

Response Analysis of Discrete Gust of Hanging Type Air Launch System on Separation Phase

SHU Jie¹, ZHANG Dengcheng¹, ZHANG Yanhua¹, ZHANG Jiuxing²

(1. Aeronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;

2. Unit 93756, Tianjin 300130, China)

Abstract: The rocket is in unpowered flight at the separation phase of missile and rocket of air launch system and the trajectory is prone to interference from the upper level gust. In order to research the responses of discrete gust of air launch system at separation phase, the influence of gust is simulated by using the grid velocity method, the finite volume method is used to solve unsteady Euler and N-S equation, and the separation process is calculated by using CFD dynamic grid. The simulation platform is built by the modular method, including update module of rocket's status and grid, CFD calculation module of force and moment, solution of flight status parameters and discrete gust interference module. The separation process under 1-cos gust disturbance is calculated by using the simulation platform, and the aerodynamic characteristics of the rocket and the carrier with or without gust disturbance are compared and analyzed. The results show that the air launch system can satisfy the requirement of rocket ignition after the separation of missile and rocket in the absence of gusts. After a discrete gust of wind, stability of the air launch system is de-

收稿日期: 2017-07-05

基金项目: 国家自然科学基金(61374145)

作者简介: 舒 杰(1993—), 男, 安徽滁州人, 硕士生, 主要从事飞行力学研究. E-mail: 1349034152@qq.com.

引用格式: 舒杰, 张登成, 张艳华, 等: 下挂式空射系统机箭分离阶段离散阵风响应分析[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2018, 19(4): 43-47. SHU Jie, ZHANG Dengcheng, ZHANG Yanhua, et al: Response Analysis of Discrete Gust of Hanging Type Air Launch System on Separation Phase[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2018, 19(4): 43-47.

stroyed after encountering discrete gust and may cause launch to fail, raising a higher requirement for the design of the control rate.

Key words: hanging type air launch vehicle; separation of carrier and rocket; discrete gust; grid velocity method

下挂式空中发射运载火箭技术是运用大型运输机将火箭挂载于机腹(机翼)下方携带至指定空域,达到规定的高度、速度和姿态角等分离条件后,运载火箭脱离载机,进行姿态调整并点火发射^[1]。下挂式空中发射相比于其他发射方式具有灵活便捷、可重复使用、单位质量有效载荷发射成本低和安全性高等优点。

目前,国内积累了较成熟的机载发射空空导弹、空地导弹及投放炸弹等技术经验,这可以为下挂式空中发射技术研究提供参考与借鉴^[2-5]。但相比于空空导弹和空地导弹发射,下挂式空射具有运载火箭质量和体积大、投放后机箭系统会产生强烈的初始扰动及运载火箭一级点火前处于无动力飞行状态等明显特点。因此,机箭分离过程中外界环境、载机和运载火箭的稳定性会对机箭系统成功发射产生重要影响。

众多因素中,高空离散阵风对于分离安全性影响较大。目前,工程上常采用飞行仿真技术研究飞行器在风扰动情况下的动态响应分析^[6-10],但下挂式空射系统为多体系统,分离过程复杂,运用传统的飞行仿真建模难度较大,计算精度较低,为此本文引入“网格速度”方法进行机箭分离阶段离散阵风响应分析。Rajneesh Sing, James D. Baeder, PA-RAMESWARANV等^[11-12]通过数值求解非定常 Euler 方程得到二维翼型和三维机翼的阵风响应。詹浩,钱炜祺^[13]运用“网格速度”方法实现机翼阵风响应的有效数值模拟。本文参考文献[11]中的研究思想,采用有限体积法来数值求解非定常 Euler 和 N-S 方程,并在非定常计算中引入“网格速度”思想来计入阵风的影响,首先对载机的阵风响应进行计算验证和分析,在此基础上对机箭分离系统进行“1-cosine”阵风响应模拟,仿真计算出运载火箭的分离轨迹,分析阵风对于机箭分离后载机与运载火箭气动特性的影响。

1 理论基础

1.1 N-S 方程和 Euler 方程

如果忽略 N-S 方程中的粘性和热传导,得到的简化方程为 Euler 方程。本文采用有限体积法求解 Euler 和 N-S 方程,具体方程见文献[14]。

1.2 “网格速度”理论

假设载机受一阵风扰动形式见图 1。

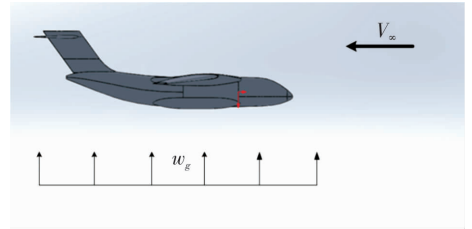


图 1 载机遭遇阵风图

Fig. 1 Encounter gust diagram

载机在某一飞行高度以固定速度 V_∞ 水平飞行,在某一时刻受到一上升气流 w_g 作用,此时,相当于载机的迎角突然增加了 $\Delta\alpha = \arctan(w_g/V_\infty)$ 。运用 CFD 方法对这一非定常问题进行仿真模拟时,如果直接给载机附加一个迎角突变的条件,则计算出现离散振荡^[15-16]。同时,直接附加迎角突变条件后会耦合产生一个俯仰角速度^[5],此时仿真计算结果不准确。为解决此问题,本文借鉴文献[12]中提出的“网格速度”。根据相对运动原理,如果网格的速度为 u ,这相当于流体域在网格不动的情况下都受到 $-u$ 的来流作用。因此,图 1 中阵风的作用与整个流体域网格以速度 $-w_g$ 运动是一致的,具体反映到方程中:

$$V = (u - x_r - u')i + (v - y_r + v')j + (w - z_r + w')k \quad (1)$$

式中: u, v, w 分别是来流速度沿坐标轴的分量; x_r, y_r, z_r 是相应的网格速度分量。 u', v', w' 为载机所受干扰气流的速度分量。

1.3 1-cos 离散阵风

在进行大型运输机飞行载荷计算中,离散阵风形式是有具体规范的。本文采用 FAR25^[17-18] 定义的阵风模型进行研究。1-cos 离散阵风^[18]见图 2。

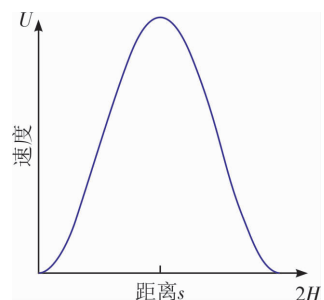


图 2 1-cos 阵风

Fig. 2 1-cos gust

图中 U 为阵风幅值; $2H$ 为阵风跨度; s 为载机进入离散突风的距离。

本文将编写的代码通过 UDF 动态连接到 CFD 程序中来仿真离散阵风,这样可以提高求解器的性能。

2 仿真平台的搭建及算例验证

图 3 为搭建的机箭系统离散阵风响应仿真平台,由火箭状态及网格更新模块、力与力矩 CFD 解算模块、飞行状态参数求解模块和离散阵风干扰模块 4 个模块组成。火箭状态及网格更新模块接收来自飞行状态参数求解模块提供的姿态角和空间位置参数,更新流场网格,力与力矩 CFD 解算模块在新生成的流场网格中计算火箭受到的气动力和气动力矩并传递给飞行状态参数求解模块,飞行状态参数求解模块解算火箭的六自由度方程,得出新的火箭姿态和位置参数,传递回火箭状态及网格更新模块,同时,它也为离散阵风干扰模块提供参数,得出的扰动速度传递至力与力矩 CFD 解算模块。

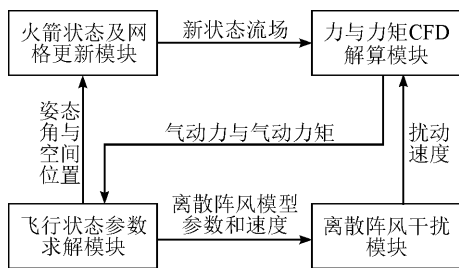


图 3 机箭系统离散阵风响应仿真平台

Fig. 3 The discrete gust response simulation platform of air launch system

为了验证本文仿真算法准确性,我们将非定常计算结果与载机遭遇阵风前后稳态计算结果进行了对比验证。

假设载机初始状态为 $Ma = 0.8, \alpha = 0^\circ$, 位于 10 000 m 高空平飞,在 $t = 0.5$ s 时,受到垂直阵风的作用,取 $V_{ref} = 0.07V_\infty$,导致载机迎角突然增加 4° 。取时间步长 $dt = 1 \times 10^{-5}$ s,仿真迭代 10^5 步。图 4 为载机升力系数随时间变化的曲线。

同时,分别计算了稳态情况下,载机 $\alpha = 0^\circ$ 和 $\alpha = 4^\circ$ 升力变化曲线,见图 4~5。

图 4 为载机平飞遭遇离散阵风非定常升力系数变化曲线,阵风的影响通过嵌入解算器的 UDF 程序实现,图 5 为载机在有阵风干扰情况下定常升力曲线,载机遭遇离散阵风瞬间,升力系数有一个明显的跃升,而后趋于稳定值,且稳定值等于定常计算下有阵风干扰的升力系数值。因此,本文采用的“网

格速度”理论和 UDF 仿真手段运用于机箭分离阶段的离散阵风响应分析是较合理的。

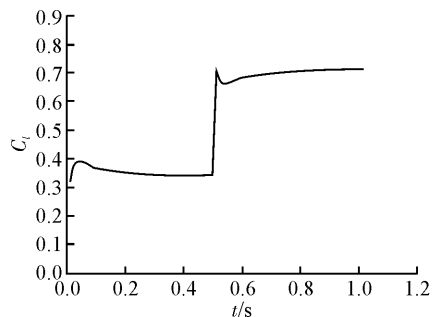
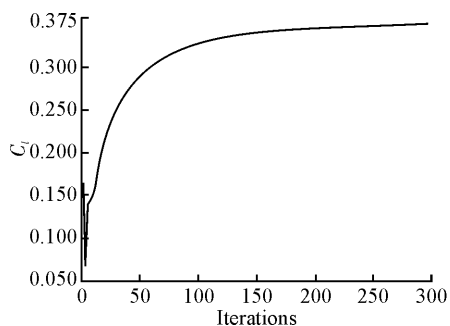
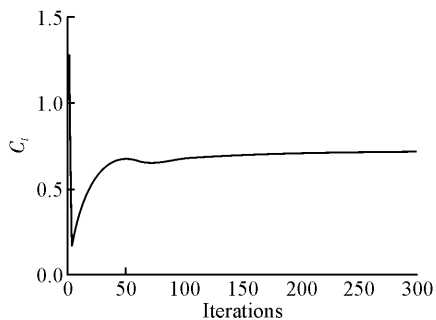


图 4 非定常计算结果

Fig. 4 Unsteady calculation results



(a) $\alpha = 0^\circ$



(b) $\alpha = 4^\circ$

图 5 稳态计算结果

Fig. 5 Steady calculation results

3 机箭分离离散阵风响应分析

运载火箭下挂于机腹,携带至 10 km 高空,当 $Ma = 0.8$ 时,机箭分离系统开始工作, $t = 0$ s 时,机箭系统进入 1-cos 阵风区见图 6。

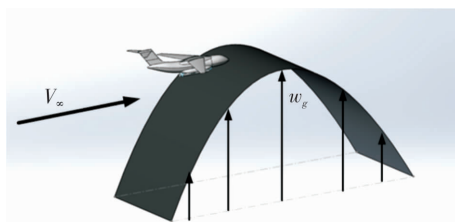


图 6 穿越阵风图

Fig. 6 Crossing gust diagram

为提高 6DOF(自由度)动网格仿真计算精度,在火箭的表面附着了 10 层棱柱层网格,其余网格均为四面体网格,流场域总网格数为 627×10^4 。 $t=0$ s 时加入 $1-\cos$ 离散阵风,取 $U_{ds}=18.95$ m/s,阵风跨度 $2H=160$ m,取时间步长 $dt=1 \times 10^{-5}$ s,仿真迭代计算 3 s。

离散阵风干扰下机箭分离轨迹图见图 7。 $(\Delta t=0.5$ s),火箭脱离载机后俯仰角和偏航角变化基本为 0,这是由于火箭关于 y 轴对称且对称安装于载机机腹下。火箭下落过程中是逐渐低头的,且俯仰角速度趋于 0,这有利于火箭一级点火时的姿态控制。



图 7 运载火箭分离轨迹图

Fig. 7 The houston's separation orbit

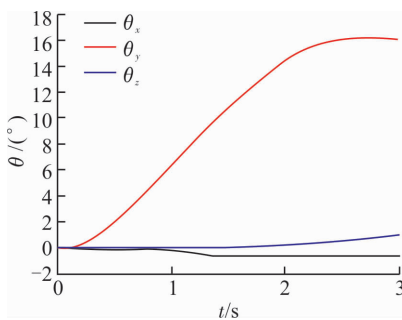


图 8 俯仰、偏航及滚转角变化

Fig. 8 Variety of pitching, yawing and rolling

图 9 为机箭系统在分离阶段载机升力系数变化图。载机的升力系数随着载机与风场中心距离缩小而增加,在 $t=1.18$ s 时,系统进入风场的中心位置,升力系数达到最大 1.7,随着机箭系统逐渐脱离风场,载机升力系数逐渐恢复到系统进入风场前的数值。对比无阵风条件下的机箭分离过程可以发现,离散阵风会造成载机突然跃升,这很有可能造成空中发射失败。同时观察图中无阵风条件下机箭分离,载机的升力系数随着载机和运载火箭的分离而逐渐减小,载机的升力主要由机翼产生,在分离过程中,载机和运载火箭之间产生了负压区,负压区影响到了机翼下表面的压力分布,见图 10。

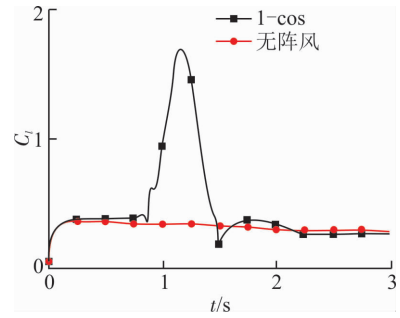
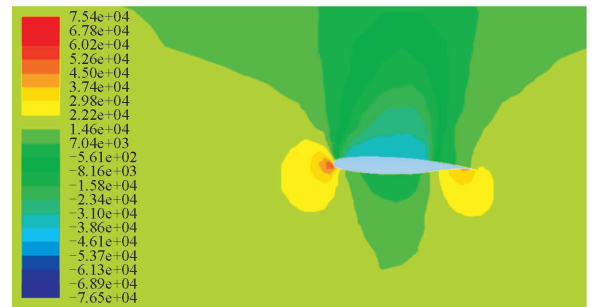


图 9 升力系数变化图

Fig. 9 Variation diagram of lift coefficient



(a) 无火箭干扰



(b) 机箭耦合干扰

图 10 $y=20$ m 机翼截面压力云图

Fig. 10 Pressure contours of $y=20$ m

图 11 为机箭系统在分离阶段载机俯仰力矩系数变化图。由图中可知,机箭分离系统无阵风条件下载机具有良好的俯仰稳定性,可以满足发射的需求。当空射过程遭遇 $1-\cos$ 离散阵风后,载机的俯仰特性变差,发生持续的振荡,在风场中心位置,载机的俯仰力矩系数急剧跃升,这极易导致载机和运载火箭发生碰撞,发射失败。

图 12 为机箭系统在分离阶段运载火箭俯仰力矩系数变化图。由图中可知,运载火箭与载机分离后,其俯仰力矩系数发散增加,在接近风场中心位置,火箭俯仰力矩会发生振荡,这些不满足火箭的点火条件。因此,机箭分离后,应通过火箭的舵面实时调整火箭状态。

图 13 为机箭分离阶段火箭俯仰角变化图。由图中可知,在 $t=2.645$ s 时,火箭的俯仰角达到最大,俯仰力矩为 0,此时火箭具有良好的点火俯仰

角。同时,离散阵风会降低火箭下落过程中所能达到的最大俯仰角,影响运载火箭点火时机。

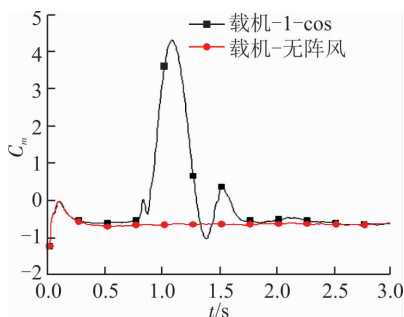


图 11 载机俯仰力矩系数变化图

Fig. 11 Variation diagram of pitch moment coefficient of carrier

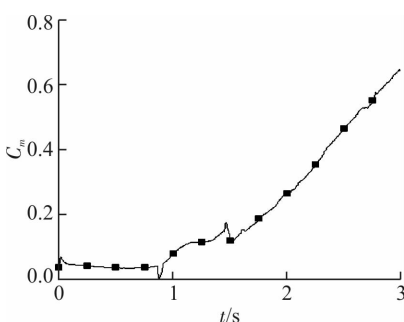


图 12 火箭俯仰力矩系数变化图

Fig. 12 Variation diagram of pitch moment coefficient of rocket

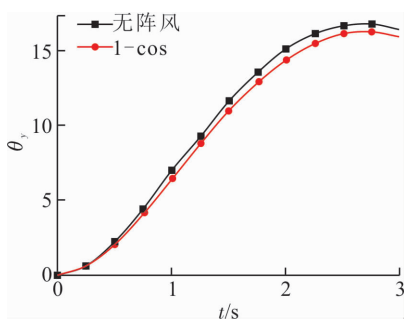


图 13 火箭俯仰角变化图

Fig. 13 Variation diagram of pitch of rocket

4 结语

通过对机箭系统有无离散阵风条件下的分离过程仿真分析可得,1-cos 离散阵风会对空射性能产生不利的影响,甚至导致发射的失败,这对于载机和运载火箭的控制率提出了更高的要求。同时,当火箭的俯仰角达到最佳点火条件时,火箭的俯仰角速度较大,这对于发射是不利的。因此,火箭的最佳点火条件是受多方面因素影响的,应综合考虑。

参考文献(References):

- [1] SCHADE C, MOSIER M. The Pegasus Launch Vehicle New Capabilities and the Future[Z]. AIAA-94-1172.
- [2] 杜泉峰,王正平,王稳江. 弹射式导弹发射时载机动力学响应研究[J]. 飞行力学, 2008, 28(2): 51-54.
DU Q F, WANG Z P, WANG W J. Research for Carrier-Aircraft Dynamic Response When Vertical Ejecting Missile is Launched[J]. Flight Dynamics, 2008, 28(2): 51-54. (in Chinese)
- [3] 杨磊,叶正寅,武洁. 弹性载机对外挂物动力学响应的影响[J]. 气体物理, 2016, 1(4): 1-11.
YANG L, YE Z Y, WU J. Influence of Elastic Carrier to Dynamic Response of Store[J]. Physics of Gases, 2016, 1(4): 1-11. (in Chinese)
- [4] 廖莎莎,吴成,段继. 导轨式机载导弹发射动力学模型及影响因素分析研究[J]. 弹箭与制导学报, 2013, 33(3): 153-162.
LIAO S S, WU C, DUAN J. Launch Dynamics Modeling and Analysis on Influencing Factors for Airborne Missile[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2013, 33(3): 153-162. (in Chinese)
- [5] 许晓平,祝小平,周洲,等. 考虑喷流效应的机载导弹发射及气动干扰数值模拟[J]. 航空学报, 2011, 32(4): 580-588.
XU X P, ZHU X P, ZHOU Z, et al. Numerical Simulation of Missile Launching and Aerodynamic Interference with Plume Effects[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(4): 580-588. (in Chinese)
- [6] 杨秋艳,王立新. 大气紊流环境下的纵向飞行参数响应分析[J]. 飞行力学, 2009, 27(1): 20-23.
YANG Q Y, WANG L X. Analysis of the Longitudinal Flight Parameter under Atmosphere Turbulence [J]. Flight Dynamics, 2009, 27(1): 20-23. (in Chinese)
- [7] 鹏程,王新民,张斯哲,等. 基于 LQG/LTR 的飞翼飞机阵风飞机阵风减缓系统研究[J]. 飞行力学, 2015, 33(2): 130-139.
PENG C, WANG X M, ZHANG S Z, et al. Research on Gust Load Alleviation for Flying Wing Aircraft Based on LQG/LTR [J]. Flight Dynamics, 2015, 33(2): 130-139. (in Chinese)
- [8] 荆志伟,侯宗团,郭兆电. 弹性飞机空投载荷设计技术[J]. 航空学报, 2014, 35(11): 3037-3045.
JING Z W, HOU Z T, GUO Z D. Flight Loads Design Technique for Flexible Aircraft Airdrop [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(11): 3037-3045. (in Chinese)
- [9] CENKO A, PIRANIAN A, TALBOT M. Utilizing Wind Tunnel Test Data and Analysis to Determine Flight Test Envelopes For Safe Store Release [Z]. AIAA-95-0328.

- [C]// 6th International Conference on Advanced Computational Intelligence of IEEE, 2014:256-261.
- [13] 冯博, 陈渤, 王鹏辉, 等. 基于稳健深度网络的雷达高分辨距离像目标特征提取算法[J]. 电子与信息学报, 2014, 36(12):2949-2955.
FENG B, CHEN B, WANG P H, et al. Feature Extraction Method for Rader High Resolution Range Profile Tavgets Based on Robust Deep Networks[J]. Journal of Electronics & Information Technology, 2014, 36(12): 2949-2955. (in Chinese)
- [14] KUMAR V, NANDI G C, KALA R. Static Hand Gesture Recognition Using Stacked Denoising Sparse Autoencoders[C]// 7th International Conference on Contemporary Computing of IEEE. 2014:99-104.
- [15] SANKARAN A, PANDEY P, VATSA M, et al. On Latent Fingerprint Minutiae Extraction Using Stacked Denoising Sparse AutoEncoders[C]// IEEE International Joint Conference on Biometrics. 2014:1-7.
- [16] TIVIVE F H C, BOUZERDOUM A, AMIN M G. A Human Gait Classification Method Based on Radar Doppler Spectrograms[J]. Eurasip Journal on Advances in Signal Processing, 2010(1):389716.
- [17] ZHANG L, LU Y, ZHANG Z, et al. Sparse Autoencoder with Smoothed\ (l_1) Regularization[J]. Neural Information Processing, 2018, 47(3): 829-839.
- [18] BALDI, P. Autoencoders, Unsupervised Learning, and Deep Architectures [J]. Journal of Machine Learning Research, 2012, 27: 37-50.
- [19] TAO C, PAN H, LI Y, et al. Unsupervised Spectral-Spatial Feature Learning with Stacked Sparse Autoencoder for Hyperspectral Imagery Classification [J]. IEEE Geoscience & Remote Sensing Letters, 2015, 12(12):2438-2442.
- [20] 施彦, 韩力群, 廉小亲. 神经网络设计方法与实例分析[M]. 北京: 北京邮电大学出版社, 2009: 32-108.
SHI Y, HAN L Q, LIAN X Q. Neural Network Design and Case Analysis[M]. Beijing: Beijing University of Posts and Telecommunications Press, 2009: 32-108. (in Chinese)

(编辑: 徐敏)

(上接第 47 页)

- [10] GLEISS R, DESLANDES R M. Simulation of Missile Plumes for Aircraft Store Compatibility Assessments[Z]. AIAA 2005-54.
- [11] SINGH R, BAEDER J D. Direct Calculation of Three-Dimensional Indicial Lift Response Using Computational Fluid Dynamics[J]. Journal of Aircraft, 1997, 34(4):465-471.
- [12] PARAMESWARAN V, BAEDER J D. Indicial Aerodynamics in Compressible Flow-Direct Computational Fluid Dynamic Calculations[J]. Journal of Aircraft, 1997, 34(1):131-133.
- [13] 詹浩, 钱炜祺. 翼型和机翼阵风响应的数值模拟[J]. 空气动力学报, 2007, 25(4):531-536.
ZHAN H, QIAN W Q. Numerical Simulation of Gust Response for Airfoil and Wing[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2007, 25(4):531-536. (in Chinese)
- [14] 任玉新. 计算流体力学讲义[EB/OL]. (2003-07-01) [2017-12-01]. <http://www.docin.com/p-28135837.html>.
- REN Y X. Computational Fluid Mechanics[EB/OL]. (2003-07-01)[2017-12-01]. <http://www.docin.com/p-28135837.html>. (in Chinese)
- [15] BALLHAUS W F, GOOR JIAN P M. Computation of Unsteady Transonic Flows by the Indicial Method [J]. AIAA Journal, 1978, 16(2): 117-124.
- [16] AHMAD J U, SHANKS S P, BUNING P G. Aero-dynamics of Powered Missile Separation from F/A-18 Aircraft[Z]. AIAA-93-0766.
- [17] FAA. FAR25 Airworthiness Standards; Transport Category Airplane[S]. Seattle: FAA, 2007.
- [18] 符文星, 尚妮妮, 常晓飞, 等. 离散阵风幅值计算的方法研究 [J]. 西北工业大学学报, 2014, 32(5): 822-827.
FU W X, SHANG N N, CHANG X F, et al. A New Method for Calculating Magnitude of Wind Gust [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2014, 32(5):822-827. (in Chinese)

(编辑: 徐敏)