

doi: 10.7690/bgzdh.2021.05.018

飞机地面滑行阶段尾部流场数值仿真

周鹏宇^{1,2}, 李本威¹, 贾忠湖¹, 王强¹, 雷勇强³

(1. 海军航空大学航空基础学院, 山东 烟台 264001; 2. 中国人民解放军 92326 部队, 广东 湛江 524005;
3. 中国空气动力研究与发展中心, 四川 绵阳 621000)

摘要: 为分析飞机起降地面滑行阶段尾部流场分布情况, 以计算流体力学 (computational fluid dynamics, CFD) 为基础, 以国外某高速飞机数模为研究对象, 基于 Delaunay 非结构三角化网格划分方法, 采用 3 维雷诺平均 N-S 方程、Realizable k- ϵ 湍流模型和 Roe 离散格式, 运用耦合隐式算法对全机外流场进行数值模拟。以 7° 迎角滑行且考虑地面效应和尾喷流的情况下, 对尾部压强场、温度场和速度场进行分析。结果表明, 尾流场压强在轴向和横向呈下降趋势, 温度和速度在轴向呈下降趋势、在横向呈双峰趋势。

关键词: 尾流场; 地面效应; 尾喷流; 网格划分; 数值仿真

中图分类号: V211.3 **文献标志码:** A

Numerical Simulation of Aircraft Tail Flow Field During Ground Taxiing

Zhou Pengyu^{1,2}, Li Benwei¹, Jia Zhonghu¹, Wang Qiang¹, Lei Yongqiang³

(1. College of Aviation Foundation, Navy Aviation University, Yantai 264001, China;

2. No. 92326 Unit of PLA, Zhanjiang 524005, China;

3. China Aerodynamics Research & Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: In order to analyze the distribution of the tail flow field during the take-off and landing ground taxiing phase, based on computational fluid dynamics (CFD), a foreign high-speed aircraft numerical model was studied, based on Delaunay unstructured triangulation mesh generation method, 3D Reynolds averaged N-S equation, Realizable k- ϵ turbulence model and ROE discrete scheme are used to simulate the external flow field of the whole aircraft by coupling hidden algorithm. The tail pressure field, temperature field and velocity field are analyzed under the condition of sliding at 7° angle of attack and considering the ground effect and tail jet. The results show that the pressure in the wake decreases in the axial and transverse directions, while the temperature and velocity decrease in the axial direction and double peak in the transverse direction.

Keywords: flow field; ground effect; tail jet; grid division; numerical simulation

0 引言

飞机起降阶段是发生飞行事故的多发阶段, 据统计, 约 52% 的空难发生在起飞和着陆时段^[1]。在飞行员的实际操作过程中, 中断起飞和着陆减速均可能发生冲出或偏离跑道的情况^[2], 飞机尾喷产生的高温、高速气流也会对滑行路径附近的地面设备和人员造成较大影响。

飞机的尾流主要分为机翼翼尖处产生的翼尖涡流, 机翼表面横向流动产生的紊流, 发动机尾喷口产生的高温、高速喷流^[3]。国内外对全机地面低速滑行状态的尾流场相关研究较少, 资料较难查阅, 研究方向多为高速飞行状态或局部尾喷口模型仿真, 如周彬等^[4]用 2 维直角坐标系下的有限差分方法对方程求解, 得到了尾流中保守被动参量随时间的演化关系, 完成了对尾流的 2 维可视化仿真; 何

庆林等^[5]以国外某型舰载机和喷气偏流板为研究对象, 利用计算流体力学 (CFD) 技术对该舰载机起飞时的尾流场进行数值仿真模拟, 分析了舰载机尾喷流经过挡板后的尾流场分布情况; 郝毓雅等^[6]采用数值模拟方法对某吊舱尾流场特性进行仿真, 得到空中加油吊舱尾后流场的流场分布, 分析了飞行高度和速度对加油吊舱尾流场分布的影响。

为分析飞机起降地面滑行阶段尾部流场分布情况, 以 CFD 为基础, 以某型高速飞机数模为研究对象, 运用有限体积法中的耦合隐式算法对全机外流场进行了数值模拟, 并综合考虑地面效应和尾喷流的影响, 对尾部压强场、温度场、速度场进行分析, 验证了网格生成和仿真计算的合理性。流场的可视化为飞行员安全操控飞机起降、科研人员开展相关仿真研究提供了理论参考。

收稿日期: 2021-01-18; 修回日期: 2021-02-25

基金项目: 国家自然科学基金 (51505492); 泰山学者建设工程专项经费

作者简介: 周鹏宇 (1991—), 男, 山东人, 硕士, 从事航空装备综合保障工程研究。E-mail: 2453393780@qq.com。

1 几何建模与网格划分

1.1 数模修正

在网格划分工作开始前，需要对飞机几何数模进行重构和修正。

首先，飞机起落架和机载挂弹细小部件较多，会导致网格质量降低，为简化研究，提高整体网格质量和计算精度，删除原始数模的起落架和挂弹。

其次，原始数模包含了内部体部件的较大几何文件，实际网格划分和数值仿真过程是在飞机表面壳体基础上开展；因此需对体积模型进行表面提取，保证提取的面结构是一个连续的无缝面，便于后期网格划分。提取面结构后的飞机如图 1 所示。

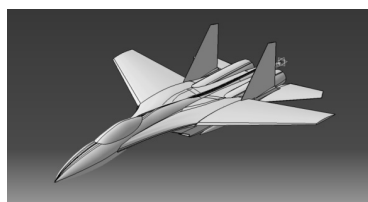


图 1 飞机数模

飞机在起飞和降落时通过放下襟翼和襟副翼来增加机翼面积、改变翼型弯度和延缓机翼的气流分离，从而提高低速状态下的升力，有利于飞机快速起飞和缓慢着陆，保证飞行安全^[7]。襟翼放下与否对飞机的外流场会产生一定影响，为提高仿真精度，模拟飞机真实地面滑行状态，对机翼前后缘按实际比例分别切割出前缘襟翼和襟副翼，并分别向下偏转， $\delta_{前襟}=23^\circ$ ， $\delta_{襟副}=18^\circ$ ，放襟翼后的飞机数模如图 2 所示。

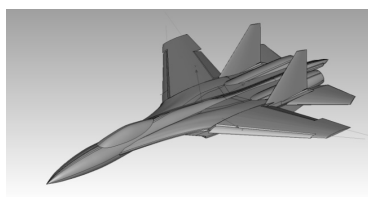


图 2 放襟翼后的飞机数模

1.2 网格划分

网格划分是数值计算前的重要处理工作，占据了整个仿真计算周期时间的 80% 左右，网格质量的高低是影响计算结果的关键因素^[8]。笔者采用 Delaunay 非结构三角化网格生成技术。该飞机外形结构复杂，非结构网格对不规则的复杂构型自适应能力较好。Delaunay 三角化的显著优点是能够使每个三角形网格最小角尽可能大，使之接近于等边三角形单元，可显著提高非结构网格生成效率^[9]。

飞机尺寸取 21 m，远场为 400 m×300 m×100 m

的长方体，飞机正下方地面划分 60 m×60 m 的地效加密区，尾流场设置 6 个间距 1 m 的长方形纵切面加密区，各区域网格尺寸如表 1 所示。

表 1 网格尺寸 m

区域	机身表面	尾椎表面	尾流场加密区	地效加密区	远场边界
网格尺寸	0.10	0.05	0.10	1.00	10.00

飞机表面、地效加密区、尾流加密区、远场网格如图 3 所示。

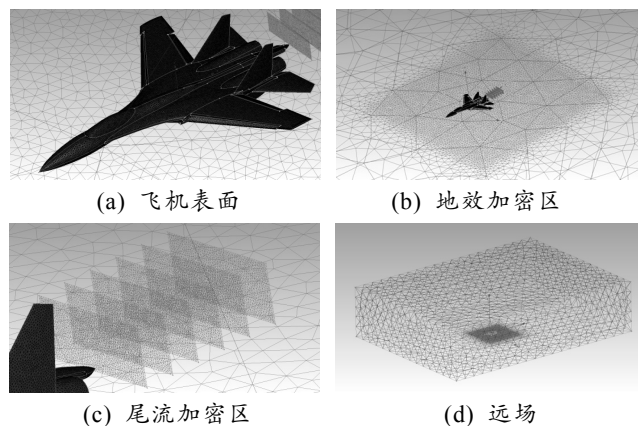


图 3 网格分布

T-Rex 技术是一种特有的自动划分网格技术，可以快速高效地为复杂几何模型生成边界层网格，为脱体现象和尾迹区流动提供高质量网格^[10]，在推空间体网格 Block 前，对机翼、襟翼的前后缘表面做平滑过渡处理，首层宽度设 0.01 m，整机表面设附面层，首层厚度取 0.001 m，增长率为 1.3。生成的空间体网格类型包括四面体、金字塔和棱柱体 3 大类，其中，金字塔和棱柱体网格集中在附面层，四面体网格集中分布于整个远场，生成的网格总数为 426 万，网格检查无负体积，质量满足计算要求，纵切面体网格可视化如图 4 所示。

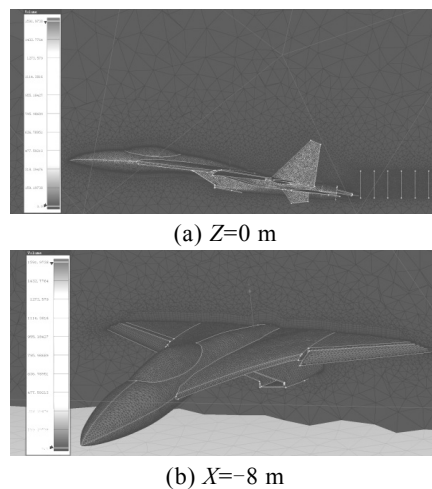


图 4 纵切面体网格

2 理论模型与数值方法

2.1 理论模型

在现代航空工程应用领域，要求采用精确的数值方法模拟复杂外形的飞行器粘性绕流，以便于预测气动特性。引入湍流模型的 RANS 方程可精确计算飞行器气动力，是目前流场数值计算的主流方法。

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \mu_i E) = -\frac{\partial p \mu_i}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu_{eff} \mu_i \left(\frac{\partial \mu_i}{\partial x_i} + \frac{\partial \mu_i}{\partial x_j} \right) \right] - \frac{2}{3} \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu_{eff} \mu_i \left(\frac{\partial \mu_i}{\partial x_i} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[k_{eff} \left(\frac{\partial T}{\partial x_j} \right) \right], \quad (3)$$

$$p = \rho RT. \quad (4)$$

其中 $\mu_{eff} = \mu + \mu_t$ 。

笔者选择引入新的湍流粘度公式的 Realizable $k-\varepsilon$ 湍流模型，能够满足对雷诺应力的约束条件，保持与真实湍流一致。该湍流模型在实测数值计算中，性能表现更优于标准 $k-\varepsilon$ 模型和 RNG $k-\varepsilon$ 模型^[11]。在 Realizable $k-\varepsilon$ 模型中， k 和 ε 的方程分别为

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho k u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M + S_k; \quad (5)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \varepsilon u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + \rho C_1 S \varepsilon - \rho C_2 \frac{\varepsilon^2}{k + \sqrt{\nu \varepsilon}} + G_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} C_{3\varepsilon} G_b + S_\varepsilon. \quad (6)$$

其中 $C_1 = \max[0.43 \times (\eta / (\eta + 5))]$ ， $\eta = S \times (k / \varepsilon)$ 。

2.2 数值方法

因尾喷口有跨音速的高速气流流动，故采用可较好计算可压缩流动的密度基稳态求解器，其对高速流场的结构捕捉能力较强^[12]。控制方程为矢量形式，采用耦合隐式算法，Roe 离散格式。耦合求解器耦合了流动方程和能量方程，隐式算法可加速收敛，收敛速度快、效果好，相比耦合显式需要的内存更大，对计算机的配置要求较高^[13]。空间离散化方面，梯度项采用基于单元格的最小二乘法，流量项采用二阶迎风格式，湍动能项和湍流耗散项均采用一阶迎风格式。方程离散化后进行耦合求解，库朗数取 5，湍动能项和湍流耗散项的亚松弛因子均取 0.8，湍流黏性项和固体项的亚松弛因子取 1。实际仿真结果表明，以上参数设置效果良好，残差收敛较快。

控制方程采用守恒形式，RANS 方程如下：

$$\partial \rho / \partial t + \partial / \partial x_i (\rho u_i) = 0, \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu_{eff} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_i} + \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) \right] - \frac{2}{3} \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu_{eff} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_i} \right) \right], \quad (2)$$

2.3 边界条件

本文中的远场尺寸约为飞机尺寸的 20 倍左右，可满足仿真计算条件。计算域远场前面设为压强入口边界条件，上面、左右面和后面设为压强出口边界条件，远场 5 个面均为自由空间；进气道截面设为压强出口边界条件，尾喷口截面设为压强入口边界条件；机身表面和地面均设为无滑移固体壁面条件，采用壁面标准函数计算。所有压强入口条件的流动方向定义为垂直于边界，压强出口条件的流动方向定义为导自临近单元，即紧邻压力出口的网格单元格流动方向。各边界条件具体参数见表 2^[14]。

表 2 边界条件参数

区域	类型	参数
Inlet	压强入口	总压:105 215.8 Pa; 静压:101 325 Pa; 总温:291.3 K
Outlet	压强出口	静压:101 325 Pa; 总温:291.3 K
Jet-in1/Jet-in2	压强出口	静压:101 325 Pa; 总温:291.3 K
Jet-out1/Jet-out2	压强入口	总压:189 588 Pa; 静压:145 100 Pa; 总温:475 K
Body/Ground	壁面	无滑移固体壁面

执行仿真计算的工作站 CPU 为 Intel Xeon，运行内存为 192 G，12 核 24 线程，计算耗时约 1 天。求解结束后，将数据文件导入可视化软件显示云图、描绘气流流线和分析仿真数据。

3 计算结果分析

3.1 整机外流场特性分布

经仿真计算，残差值稳定收敛，得到飞机前缘襟翼和襟副翼情况下的压强场、温度场和气流流线全局分布视图，地面滑行速度为 285 km/h、迎角为 7°。

图 5 为压强全局视图，从图中可以看出大于 110 kPa 的高压区集中分布于尾喷口附近区域，这是空气经发动机燃烧后排出的高压气流；101~110 kPa

的次高压区主要集中在机头、尾椎与尾椎下方地面、机身下腹部表面与正下方地面和尾喷流喷射到地面的后方区域，其中飞机下方的地面高压区为地面效应作用的结果，地面效应也叫翼面效应或翼地效应，是飞机贴近地面飞行或滑行时，地面对飞机产生的空气动力干扰，气流在飞机和地面之间产生了一个“高压气垫”，飞机在地效作用下升力会明显提高^[15]；小于 101 kPa 的低压区主要集中在机翼上表面，机翼上下表面的压差使飞机产生一定的升力。

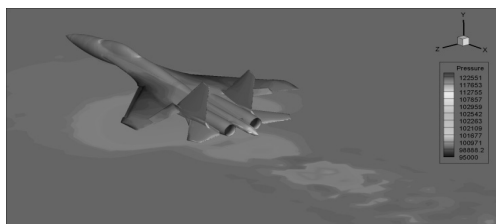


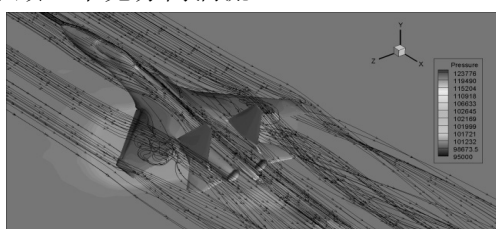
图 5 压强全局视图

图 6 为温度全局视图，从图中可以看出大于 380 K 的高温区集中分布在尾喷口附近和尾喷流喷射到的后方地面，地面高温区宽约 7 m，长约 32 m，其他区域基本接近外界环境温度，变化范围很小，可忽略。

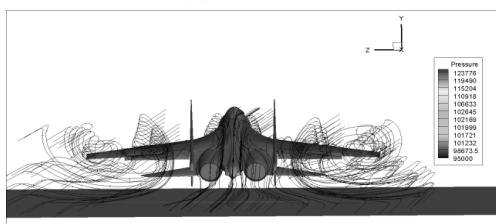


图 6 温度全局视图

图 7 为气流流线图，在 7°迎角滑行的情况下，可见明显的机翼涡、边条涡和翼尖涡，尾部流场区气流平顺，未见分离涡流。



(a) 全局视图



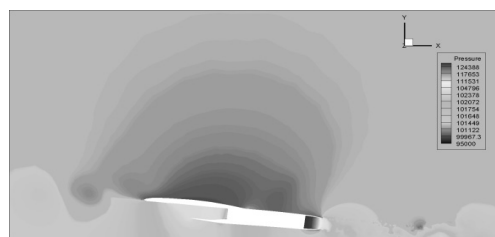
(b) 后视图

图 7 气流流线

3.2 尾流场仿真分析

尾部流场是本文中仿真研究的重点区域，压强、温度和速度等物理特性分为轴向和横向 2 个角度分析。

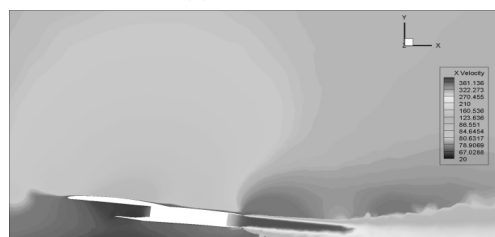
轴向方面：分析尾喷口截面后 X 轴正方向 9 m 内特性，图 8 给出了 Z=1.1 m 纵切面压强、温度和 X 正向速度云图，图 9 给出了左侧尾喷口中心轴线，沿 X 轴正向每隔 0.5 m 的物理特性曲线。从图像和曲线可见，压强沿轴线呈显著下降趋势，急剧下降的区域集中在 0~1.5 m 范围内，1.5 m 后基本接近标准大气压；温度在 0~2 m 范围内为稳定的高温喷流区，2~6 m 温度沿轴线急剧下降，6 m 后基本接近外界环境温度；气流速度在 0~2 m 范围内呈上升趋势，2~6 m 呈下降趋势，下降幅度较压强和温度特性曲线更为平缓，6 m 后基本接近飞机滑行的相对速度。



(a) 压强云图

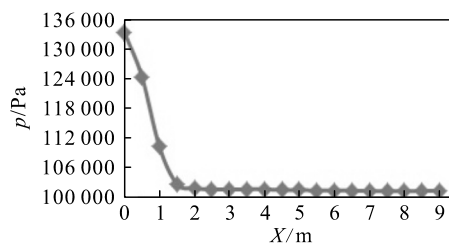


(b) 温度云图



(c) 速度云图

图 8 Z=1.1 m 轴向物理特性云图



(a) 压强曲线

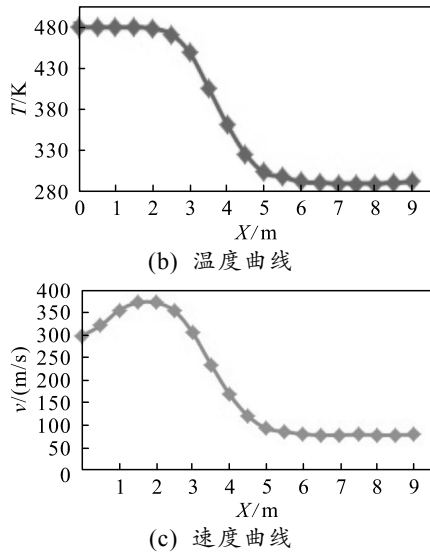


图 9 Z=1.1 m 轴向物理特性曲线

横向方面：分析以尾椎末端点为中心 Z 轴正反 2 方向各 3 m 范围内特性，图 10 给出了 Y=-0.9 m 横切面压强、温度和速度云图，图 11 给出了以尾椎末端点为中心 Z 轴方向每隔 0.25 m 的物理特性曲线。从图像和曲线可见，压强在尾椎点达到峰值，沿 Z 轴两侧总体呈下降趋势，在两侧 3 m 位置附近接近标准大气压；温度和速度呈现双峰分布，在两尾喷口中心轴线位置达到峰值，尾椎附近以及距尾椎 2 m 以外接近外界环境值。

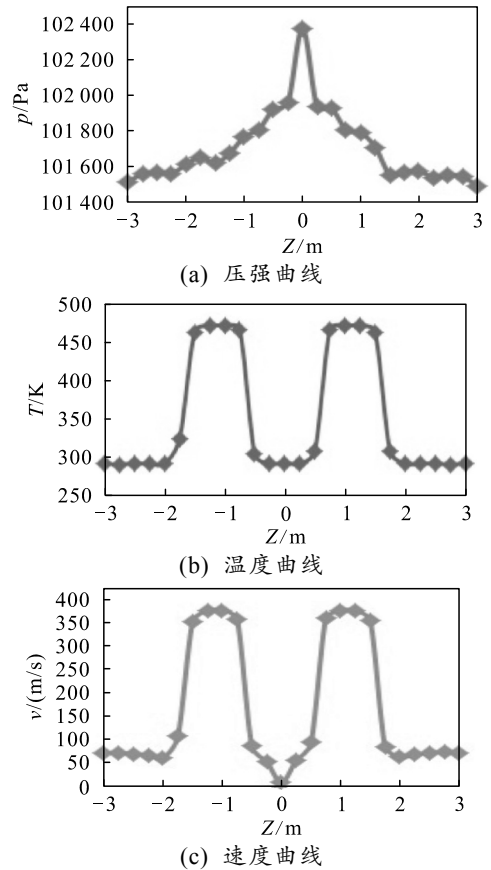


图 11 Y=-0.9 m 横向物理特性曲线

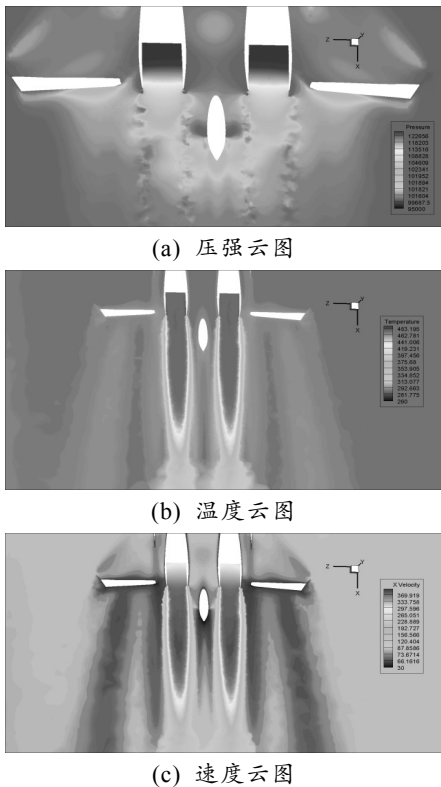


图 10 Y=-0.9 m 横向物理特性云图

4 结束语

笔者以国外某高速飞机为研究对象，借助 CFD 技术，运用耦合隐式算法对全机尾流场进行了数值仿真计算。网格划分方法为 Delaunay 非结构三角化网格划分法，计算模型为 RANS 方程和 Realizable $k-\epsilon$ 湍流模型，离散格式为 Roe 格式。仿真结果显示了尾流场压强在轴向和横向呈下降趋势，温度和速度在轴向呈下降趋势，在横向呈双峰趋势；压强在轴向衰减速度较快，1.5 m 后接近标准大气压，温度和速度衰减较慢，6 m 后接近外界环境值。笔者综合考虑了襟翼、地效和尾喷可能对尾流场产生的影响，仿真过程更接近于飞机真实地面起降滑行状态，流场结果的分析 and 可视化作为飞机安全起降提供了一定参考和理论依据。

参考文献：

- [1] 田勇, 万莉莉. 飞行性能工程学[M]. 北京: 科学出版社, 2015: 62-63.
- [2] 费景荣, 李冀鑫, 雷卫东. 某机起降“冲、偏、掉”的风险评估与管控[J]. 沈阳航空航天大学学报, 2019, 36(3): 34-38.
- [3] 张磊. 某型飞翼式无人机气动优化研究[D]. 哈尔滨:

- 哈尔滨工业大学, 2019: 5-6.
- [4] 周彬, 王雪松, 王涛. 飞机尾流的二维可视化仿真[J]. 系统仿真学报, 2008, 20(16): 4281-4285.
- [5] 何庆林, 卢晶, 杨大鹏. 舰载飞机发动机尾流场数值模拟[J]. 中国舰船研究, 2013, 8(5): 13-18, 51.
- [6] 郝毓雅, 张志强. 空中加油吊舱尾流场计算分析[J]. 飞行力学, 2018, 36(5): 16-19.
- [7] DEILER C, KILIAN T. Dynamic aircraft simulation model covering local icing effects[J]. CEAS Aeronautical Journal, 2018, 9(3): 429-444.
- [8] GAO Y C, ZHANG Z X, FENG Y X, et al. Flexible mesh morphing in sustainable design using data mining and mesh subdivision[J]. Future Generation Computer Systems, 2020, 108(13): 221-223.
- [9] 纪兵兵, 陈金瓶. ANSYS ICEM CFD 网格划分技术实例详解[M]. 北京: 中国水利水电出版社, 2012: 32.
- [10] ALTWIEB M, KUBIAK K J, ALIYU A M, et al. A new three-dimensional CFD model for efficiency optimisation of fluid-to-air multi-fin heat exchanger[J]. Thermal Science and Engineering Progress, 2020, 19(35): 1011-1014.
- [11] 刘斌. Fluent 19.0 流体仿真从入门到精通[M]. 北京: 清华大学出版社, 2019: 26-27.
- [12] KUMAR R, SINGH N K. Large eddy simulation of flow over square cylinder arrays in an octagonal configuration at subcritical Reynolds numbers[J]. Heat Transfer, 2020, 49(6): 457-459.
- [13] JADHAV C R, CHORAGE R P. Modification in commercial bus model to overcome aerodynamic drag effect by using CFD analysis[J]. Results in Engineering, 2020, 32(6): 187-190.
- [14] 吕学能, 祝凌云, 应跃明. 舰载机发动机尾流对流场内设备影响的分析[J]. 机械制造, 2017, 55(9): 113-116.
- [15] KO L S, TREMBLAY-DIONNE V, LEE T. Impact of Ground Proximity on an Inverted Delta Wing[J]. Journal of Aerospace Engineering, 2020, 33(5): 421-424.
- *****
- (上接第 33 页)
- 从图 5、图 6 对比可发现: 加入 DOB 后系统跟踪性能明显提高, 且跟踪误差波动明显减小; 从相轨迹图分析可知: 加入 DOB 也使得滑模切换抖动减小, 提高了整个控制系统的稳定性和快速性。
- ## 4 结论
- 针对基于指数趋近律的滑模控制系统, 在进一步减小抖动的问题上, 利用 DOB 补偿到控制输入中削弱抖动。仿真实验结果表明: 该控制策略具有快速估计出干扰、抗干扰能力强、稳定精度高和实现简单等优点, 且能将干扰应用到光电稳定平台的补偿环节中, 保证了整个伺服控制系统的平稳性、跟踪精度及强鲁棒性。
- ## 参考文献:
- [1] 郑春艳, 张红刚, 冯兴伟, 等. 机载光电稳定平台自抗扰控制研究[J]. 电光与控制, 2017, 24(2): 51-54.
- [2] AMIN J, FRIEDLAND B, HARNOY A. Implementation of a friction estimation and compensation technique[J]. IEEE, Transaction on Control Systems, 1996, 17(4): 71-76.
- [3] 石红生, 卢广山. 一种新型状态观测器在陀螺稳定平台中的应用[J]. 电光与控制, 1999, 6(1): 24-28.
- [4] 韩京清. 自抗扰控制技术[J]. 前沿科学, 2007, 1(1): 24-30.
- [5] 魏伟, 戴明, 李嘉全, 等. 基于重复自抗扰控制的航空光电稳定平台控制系统设计[J]. 2015, 11(6): 1924-1933.
- [6] 王春阳, 彭业光, 史红伟, 等. 光电稳定平台线性自抗扰控制器设计[J]. 电光与控制, 2018, 25(11): 112-115, 119.
- [7] 高为炳. 变结构控制的理论及设计方法[M]. 北京: 科学出版社, 1996: 90-99.
- [8] 沈颖凡, 赵媛, 陈祖金. 航空吊舱稳定平台结构设计[J]. 航空兵器, 2010(3): 61-64.
- [9] 任彦. 面向光电跟踪系统的先进运动控制[M]. 北京: 科学出版社, 2017: 56-57.
- [10] MA J J, LI P, ZHENG ZH Q. Disturbance observer based dynamic surface flight control for an uncertain aircraft[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2018, 232(4): 729-744.
- [11] 文永, 孙瑞胜, 卢庆立. 基于干扰观测器的导引头伺服控制律设计[J]. 导弹与航天运载技术, 2020(3): 68-75.
- [12] PETROS A I, SUN J. Robust Adaptive Control[M]. London: PTR Prentice-Hall, 1996: 75-76.
- [13] 戴健, 韦家军, 孙元. 某光电跟踪系统伺服控制算法研究[J]. 兵工自动化, 2018, 37(8): 61-67.
- [14] 张树杰, 赵勇, 王顺利. 一种自动化光电基线测量装置[J]. 兵工自动化, 2020, 39(1): 23-27.
- [15] 张钊, 陈涛, 周勇. 光电稳定平台自适应摩擦补偿方法[J]. 兵工自动化, 2016, 35(11): 68-70.