

基于两阶段法的机载光电吊舱气动力矩的工程计算方法

迟圣威¹, 纪明¹, 韩周鹏², 杨少康¹, 吴辉¹, 宁飞¹, 王智超¹

(1. 西安应用光学研究所, 西安 710065; 2. 西北工业大学现代设计与集成制造技术教育部重点实验室, 西安 710072)

摘要: 机载光电吊舱的风阻力矩是吊舱结构设计的重要依据之一, 越来越受到重视。如果忽略载机的影响, 仅根据吊舱自身模型来计算风阻力矩, 将带来较大的计算误差。在考虑载机影响的基础上, 提出基于“两阶段法”的光电吊舱气动力矩计算方法; 并运用该方法计算某低纬度区域警用无人机光电吊舱的方位风阻力矩, 所得结果与物理背景及实际现象相符, 表明该方法的有效性, 为高效、准确地计算吊舱风阻提供了新的思路。

关键词: 光电吊舱; 逆向气动外形; 两阶段法; 流场仿真

中图分类号: V271.4; TN30 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2016)04-0070-05

Two-Stage Based Engineering Calculation for Aerodynamic Moment of Airborne Electro-Optical Pod

CHI Sheng-wei¹, JI Ming¹, HAN Zhou-peng², YANG Shao-kang¹, WU Hui¹, NING Fei¹, WANG Zhi-chao¹

(1. Xi'an Institute of Applied Optics, Xi'an 710065, China; 2. Key Laboratory of Contemporary Design and Integrated Manufacturing Technology of Ministry of Education, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The aerodynamic moment of airborne electro-optical pod is very important for design of pod structure. If the wind resistance moment is calculated only according to the model of electro-optical pod without considering the influence of carrier aircraft, the error will be large. Taking the influence of the carrier aircraft into consideration, a two-stage based method was proposed for calculating the aerodynamic moment of electro-optical pod. The azimuth aerodynamic moment of a police UAV in a low latitude area was computed out by using the method, and the result conformed to the physical background and practical phenomenon. Therefore, the effectiveness of the algorithm was proved, which supplies a novel idea for calculating the aerodynamic moment effectively and accurately.

Key words: electro-optical pod; reverse aerodynamic shape; two-stage method; flow simulation

0 引言

光电吊舱一般悬挂在无人机机头或机腹下方^[1], 除了通过光电传感器为无人机提供实时的侦察图像以外, 还具备目标捕获、目标测距等功能^[2-3], 是无人机的火眼金睛^[4]。吊舱在无人机上的安装位置, 除了满足结构和配重等方面要求之外, 还要使吊舱所受的气动阻力尽可能小^[5]。可以把在其他约束条件确定的情况下选择吊舱安装位置以获得整机最优气动阻力结果的问题称为“正问题”^[6-7], 这也是研究人员所关注的重点。确定了安装位置后, 光电吊舱在飞行过程中还

会受到气动力的影响, 其中风阻力矩的大小制约了吊舱电机的选择。如果力矩电机驱动力不足将使光电吊舱无法完成既定工作, 而过大的冗余力矩不仅造成“大马拉小车”的问题, 还会增大电机和安装轴系的体积和重量, 给机载吊舱进一步减重带来很大限制^[8]。所以, 随着机载系统小型化和轻量化, 该问题显得愈发重要, 在飞机和吊舱的连接位置确定后, 准确计算吊舱受到风阻力矩的“反问题”也越来越受到吊舱结构工程师的关注。风阻力矩计算在机载光电吊舱出现时就开始了。从早期到现在, 主流方法一直是经验公式法, 随着CFD技术的发展, 少数学者开始尝试使用CFD仿真计算特殊安装条件下, 吊舱本身的风阻力矩。显然, 忽略载机的影响会给风阻计算带来显著的误差。但由于保密要求等原因使得光电吊舱设计单位难以获得其全机模型, 一般只能获得与其接口的部分舱段。不过, 当光

收稿日期: 2015-04-13

修回日期: 2015-12-29

基金项目: “十二五”兵器预研支撑基金(62201070139)

作者简介: 迟圣威(1983—), 男, 山东文登人, 博士生, 工程师, 研究方向为光电吊舱结构与仿真技术。

电吊舱安装在机腹位置,且机身和机翼之间不是翼身融合构型时,即使仅获得机头和装载光电吊舱的任务舱段等局部载机模型,也能为流场分析提供足够准确的模型。

1 “两阶段法”风阻力矩计算流程

为了得到准确的风阻力矩,需要考虑载机对光电吊舱的气动干扰效应。最理想的情况自然是考虑载机和吊舱在各种不同角度组合下的所有工况,不过这样的工作量和时间对于目前的工程实际应用来说显得不可接受,所以这里采用所谓“两阶段法”的分步计算方法。第一步,根据吊舱的几何对称性来分析简化工况数量,计算出不考虑载机影响的光电吊舱在不同转动角度下的风阻力矩,从所得到的结果中选出极值。第二步,在此基础上,按照装配位置关系组合载机和光电吊舱,计算出在该转动角度下考虑载机影响的光电吊舱风阻力矩值。由于载机舱段和安装结构外形对称,形状规则,且飞行速度区间属于低速不可压流动范围 ($Ma \leq 0.3$),此时风阻力矩主要由作用在外形表面的流体压力产生,相比之下,粘性效应产生的风阻力矩与之相差两个数量级。参考吊舱自身风阻力矩计算的经验公式^[9],可以把结果近似地按“线性化”处理,即可以使用叠加原理。所以,可以认为该组合工况即为最严酷的工况,此时计算出的结果可以代表“一体化”后吊舱产生最大风阻力矩值,计算流程如图1所示。下面以某低纬度区域警用无人机方位风阻力矩的计算为例,阐述“两阶段法”实施的具体步骤。

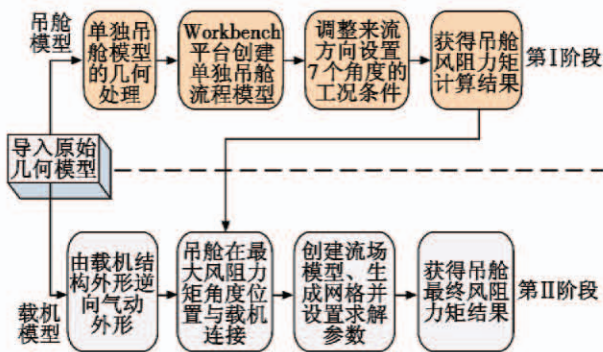


图1 “两阶段法”风阻力矩计算流程

Fig. 1 The calculation process of “two-stage method” aerodynamic moment

2 第I阶段:单独吊舱计算模型

2.1 结构模型分析

整个模型分为局部载机、升降机构和光电吊舱3部分。不使用吊舱时,吊舱内置于任务舱段,仅考虑吊舱使用时的情况,可以不考虑升降机构,计算模型分

为局部载机和光电吊舱两部分。根据上述“两阶段法”的计算思路,首先需要计算单独吊舱自身的风阻力矩,吊舱模型为典型的以外方位内俯仰为特征的两轴两框架结构,方位轴系位于方位框架上,俯仰轴系连接了方位框架和俯仰框架,俯仰框架的球形包络直径为160 mm。考虑了成本、采购周期和安装方式等多重因素,方位轴系和俯仰轴系由同一型号的直流力矩电机直接驱动,也由同一类型的光电码盘测量运动。前盖板上3个窗口,分别是电视、热像和激光窗口,其中激光测照器的发射和接收窗口在这里合二为一。简化后的计算模型如图2所示。单独吊舱风阻力矩的计算方法有两种,分别是经验公式方法和计算流体力学方法。

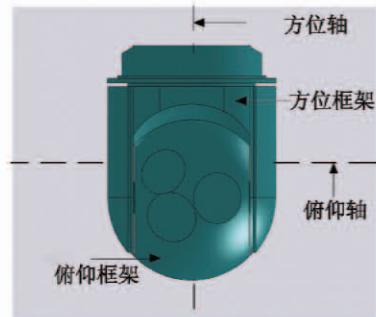


图2 吊舱仿真模型(0°位置)

Fig. 2 The simulation model of pod(0° position)

2.2 经验公式方法

对于每一个特定的转角,吊舱在空气中受到的阻力可以简单表示为

$$F_j = \sum_i^n c_i q s_i \tag{1}$$

式中: $j=1,2$; c_i 是不同几何体(如圆柱体、平面、球体)的风阻系数; q 是来流动压; s_i 是该转角下每个几何体在迎风面上的投影面积; F_1 和 F_2 分别为方位轴左右两边的气动阻力大小。此时吊舱的总的风阻力矩为

$$T = |T_1 - T_2| = |F_1 L_1 - F_2 L_2| \tag{2}$$

式中: T_1 和 T_2 表示方位轴左右两边的力矩值; L_1, L_2 表示方位轴左边和右边力臂。利用经验公式需要通过CAD软件得到不规则投影区域的面积和形心位置,在不同软件转换过程中,二维图的部分几何要素难以识别,需要不断重复手动修复,近似投影图形等工作,容易引入较大误差;而对应每一块面积形心的定位也存在同样的问题,后果是导致力臂计算准确度低。同时几何体的风阻系数在不同参考文献中不完全相同,存在一定程度的不确定性,类似于可靠性分析方法中的专家经验方法,因经验值不同导致计算结果出现差异。所以经验公式在多个环节存在误差累积,是一种较为粗糙的方法,这里不做深入讨论。

2.3 计算流体力学方法

计算流体力学建立了如图3所示的流场模型。

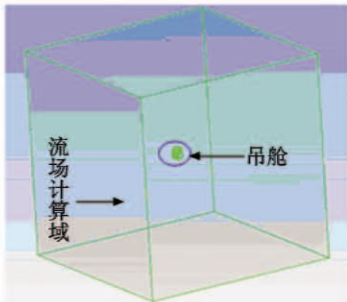


图3 吊舱流场模型(0°位置)

Fig.3 Flow field model of pod(0° position)

在方位方向按每15°的间隔定义一种工况条件,来流方向和速度确定为

$$\mathbf{V} = V_i + V_j = (V \cos \theta, V \sin \theta) \quad (3)$$

式中, θ 为来流方向与吊舱正前向在方位平面内的夹角。得到7个角度下的方位风阻力矩。把计算结果导入Matlab进行整理,单独吊舱方位风阻力矩的极值和变化趋势如图4所示^[10]。

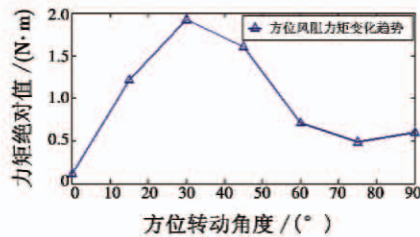


图4 单独吊舱的计算结果

Fig.4 The calculation results of single pod

3 第II阶段: 载机吊舱计算模型

3.1 气动外形的逆向生成与连接吊舱

原始的局部载机模型,用于表明安装位置、安装方式和显式吊舱包络,属于存在很多细节的结构模型。如果直接在其上做几何处理难度很大,很有可能会对后期网格生成带来不利影响,所以最佳的方案是重新建立供仿真使用的局部载机气动模型。利用Solidworks软件的实体引用功能,首先将载机结构模型分为机头和任务舱段两部分,按曲率变化沿长度方向选取了9个典型的控制截面来控制基本外形,截面之间通过原有的或提取的特征要素构造出4条引导线,每部分的多个控制截面之间通过连续的导引线来实现光滑过渡,这样做的好处是能够更好地逆向逼近原始结构轮廓的气动模型。如图5a所示,载机气动模型创建完成后,将光电吊舱装配在无人机安装位置上。需要注

意的是,不同于单独吊舱计算时,不同角度的工况仅需改变来流方向即可,不需要重新创建流场和重新生成网格。此时这种便利将不复存在,由于每个角度下的装配都需要重新创建流场和生成网格,导致计算一次工况的工作量很大,仿真所需的时间很长。对时间短、任务紧的研制项目而言,计算每一种组合工况显然不合适。所以可进行“两阶段”法的第二阶段,根据图4单独吊舱计算所得的结果,只选择30°的极值位置,计算该工况下整体模型的方位风阻力矩。此时来流方向沿机头方向,吊舱沿来流方向逆时针旋转30°后和载机连接。如图5b所示。

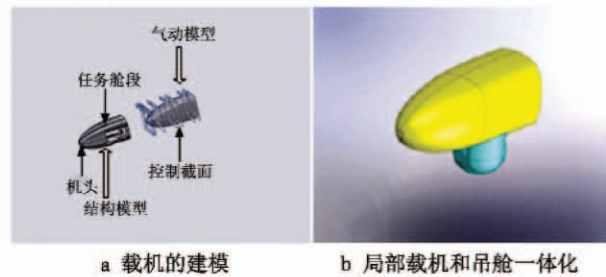


图5 一体化几何模型

Fig.5 The integration of geometric model

3.2 整体模型网格快速生成技术

网格生成在当前最流行的商用软件Icemcfd中完成,其特点是不论六面体网格还是四面体网格都按非结构网格的方式来处理。六面体网格的生成需要应用复杂的处理技术将单元沿物理域边界规则排列。当外形复杂时,只能将复杂的域分解为多个具有简单拓扑的块,然后按顺序依次在每个块体中生成结构网格,实现起来非常困难。

工程上常用的自动体网格生成方法有八叉树法和基于Delaunay粗网格的阵面推进法^[11]。八叉树算法简单地说就是通过初始网格包裹几何体,然后不断细分快速生成网格。这种方法的优点是鲁棒性强,对于简单处理的吊舱模型就能完成网格的生成,但网格质量很一般。导入求解器后由于网格的原因收敛速度非常慢,相当于把网格生成的困难转嫁给方程求解,所以在吊舱计算中不推荐此方法。

基于Delaunay粗网格的阵面推进法生成非结构四面体网格,是以先生成的面网格为基础,向外推进生成整个流场网格,网格质量相对较容易控制,效率也比较高。当然它在前期的几何处理上需要花更多工夫,从后期的计算效率来看这样的代价还是非常值得的。需要强调的是边界层网格的生成,由于吊舱方位框架内侧存在多块不同曲率的曲面拼接结构,与俯仰框架之间也存在不利于网格生成的缝隙,载机装配后还可能会

出现附加的曲面过渡,此时过分追求合理的边界层设置会大幅度降低整体网格的质量,常常会导致网格生成失败,或者网格质量太差而导致最终的计算结果不可接受,所以如何设置边界层网格需要权衡考虑^[12]。流场模型和网格如图6所示。

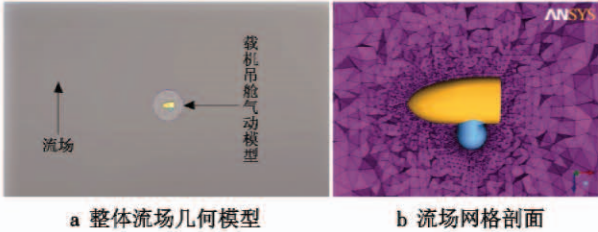


图6 流场的几何与网格模型

Fig. 6 The geometry and mesh model of flow field

3.3 考虑载机影响的吊舱风阻力矩计算

网格完成后导入 fluent 软件,考虑近海平面掠海瞄准、550 m 低空跟踪和 1200 m 低空侦察 3 种工作模式来设置环境条件。当气体的物理模型选择理想气体时,不同高度下大气参数由气体状态方程决定,所以密度、温度和压强 3 个参数只需知道 2 个就能完全解出状态方程。

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

这里选择计算相应海拔高度上的压强温度值。对于低纬度地区,对流层海拔高度距离海平面 17 km 以内时,高度与压强的关系为

$$p = p_0 \left(1 - \frac{H_{\text{Altitude}}}{44\ 330} \right)^{5.255} \quad (5)$$

式中: H_{Altitude} 为以 m 为单位的海拔高度; p_0 为海平面大气压;温度可以简单地按每升高 100 m 降低 0.6℃ 计算,小于百位整数位的高度可以通过线性插值得到。在 fluent 环境条件中更改压强和温度值,在计算初始化时自动得到相应的密度值。无人机巡航时的最大飞行速度为 150 km/h,计算中需要转化成无量纲的马赫数。湍流模型中 SST 模型在工程中应用广泛,不过和 Spalart-Allmaras 一方程模型相比,在网格质量不是很高的情况下,它的收敛速度要慢很多,所以权衡考虑,这里选择后者。流场边界条件选择压力远场条件^[13]。对于稳态流动,当选择压力基求解器时,流体控制方程可以统一写成忽略时间项的对流扩散方程的微分形式

$$\text{div}(\rho\phi\mu) = \text{div}(\Gamma\text{grad}\phi) + S_\phi \quad (6)$$

式中: ϕ 为广义变量; Γ 为扩散系数; grad 是梯度符号; ρ 表示密度; μ 表示速度矢量; S_ϕ 表示源项。该方程的数值求解方法选用基于压力基的 SIMPLEC 算法^[14-15],求解格式采用二阶迎风格式。最终计算结果如图7和表1所示。

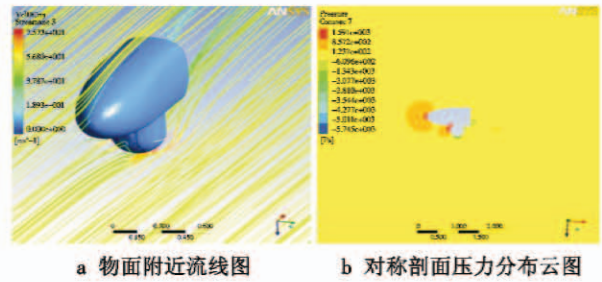


图7 近壁面流场图

Fig. 7 The near wall flow

表1 吊舱风阻计算结果(30°位置)

Table 1 The calculation result of pod aerodynamic moment(30° position)

工况	气动阻力/N	风阻力矩/(N·m)
单独吊舱(海平面)	191	1.95
载机吊舱一体化(海平面)	160	1.51
载机吊舱一体化(550 m)	151	1.4
载机吊舱一体化(1200 m)	129	1.33

3.4 精度影响分析

根据以往的研究表明,网格数量和计算精度之间有着密切的联系。图8a和图8b分别显示了载机吊舱一体化模型在 550 m 低空的计算工况下,气动阻力与网格数,方位风阻力矩和网格数之间的关系。随着网格数量的不断增加,气动阻力和风阻力矩不断减小,当计算域总的单元数量超过 65 万时,继续增加网格数量对结果没有影响,计算结果收敛到一定值,符合网格无关性条件,能够从网格规模角度保证求解的精度。

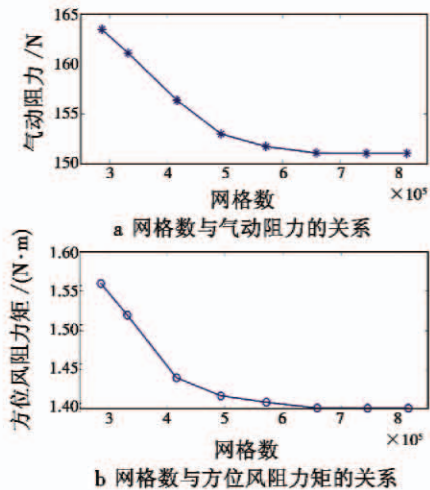


图8 网格数与计算结果趋势分析

Fig. 8 Trend analysis of calculation results and the mesh number

4 定性分析

从上述结果可知,在飞行速度不变的前提下,空中的气动阻力和风阻力矩值均小于海平面情况,这是由

于密度和压强的降低,导致流体质量流量、动量和当地静压同时降低。计算结果与气动的物理规律相吻合。而合理的连接位置可以在载机和吊舱之间形成有利于减阻的气动干扰。

由于电流值和力矩成正比,所以在外场飞行试验的过程中,通过在伺服系统的电流环中串联采样电阻和电流表来获取不同转动角度的电流值,随后传输到地面站做实时分析,发现在方位角 30° 位置附近,电流值大于其他位置。不过由于电流值的时变性,外加摩擦力矩、导线力矩等不平衡力矩在不同位置的准确测量有一定难度,使得测量出的电流值不能和风阻力矩直接相关^[16]。如能成功解决上述问题,就有希望通过吊舱自身来获取较为准确的风阻力矩值。

5 结论与展望

本文通过逆向出合理的载机气动模型,使得考虑载机影响的吊舱风阻力矩计算顺利完成。从以上分析和计算结果可以初步得出 3 点结论:

1) “两阶段法”的分析思路给出工程化吊舱计算的合理步骤,整体模型计算出的风阻力矩必然更符合飞行中的实际情况;

2) 在合理的连接位置下,载机和吊舱一体化后的风阻力矩比单独吊舱情况要小,说明前期国内外一些可以查阅到的资料中,仅计算光电吊舱自身的风阻力矩作为选择电机的依据存在合理性;

3) 气动力的作用通过传力路径传递到轴上,会在一定程度上增大轴转动的摩擦力,这就需要以乘以安全系数或其他方式适当留一些余量来保证所选电机能有效地驱动轴系转动。

需要指出的是,准确的阻力计算一直是气动分析的难点^[17]。以前的研究表明网格质量对更高精度的阻力预测起到至关重要的作用。一般直接简化吊舱的结构模型后生成六面体网格仍然较为困难,而重新建立的气动模型又过于简单,即使网格质量良好,但模型失真程度较高,导致结果偏离真值更远。所以如何建立简单而又足够准确的吊舱气动模型是下一步需要研究的问题之一。同时,如果能在风洞试验和飞行试验中对吊舱的风阻力矩加以验证,形成闭环结论,才能对吊舱的设计工作提出更为有效的指导意见。

参 考 文 献

- [1] 纪明,许培忠,徐飞飞. 武装直升机光电系统发展与对策[J]. 应用光学,2010,31(1):1-7. (JI M, XU P Z, XU F F. Development of optoelectronic systems for armed helicopters[J]. Journal of Applied Optics, 2010, 31(1):1-7.)
- [2] 吴玉敬,纪明. 光电吊舱大速率平稳跟踪补偿技术研究[J]. 应用光学,2006,27(4):293-297. (WU Y J, JI M. Compensation technology for high velocity tracking of electro-optical pod[J]. Journal of Applied Optics, 2006, 27(4):293-297.)
- [3] 张璟玥,纪明,王惠林. 机载稳瞄控制系统模型及仿真分析[J]. 应用光学,2006,27(6):491-496. (ZHANG J Y, JI M, WANG H L. Modeling and simulation of airborne stabilized sighting system[J]. Journal of Applied Optics, 2006, 27(6):491-496.)
- [4] 迟圣威,朱镭,杨光,等. 某机载光电吊舱热环境下光轴平行性建模与分析[J]. 机械与电子,2014,34(4):46-49. (CHI S W, ZHU L, YANG G, et al. Study of spectral axes parallelism of an airborne optoelectronic pod in thermal environment[J]. Machinery & Electronics, 2014, 34(4):46-49.)
- [5] WALSH J, CENKO A. USM3D prediction of MK-83 trajectories from the CF-18 aircraft[C]//19th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2001, 2431.
- [6] CENKO A, NIEWOEHNER R, RYCKEBUSCH C. Evaluation of the capabilities of CFD to predict store trajectories from attack aircraft[C]//40th AIAA Aerospace Sciences Meeting Exhibit, 2002, 2002-0279. N1 261. 10.
- [7] FRINK N T. Tetrahedral unstructured Navier stokes method for turbulent flow[J]. AIAA Journal, 2012, 36(11):1975-1982.
- [8] 朱镭,张一军,迟圣威. 机载光电吊舱的减重设计体系研究[J]. 应用光学,2013,34(s):11-15. (ZHU L, ZHANG Y J, CHI S W. Airborne electro-optical pod weight reduction design of the system research[J]. Journal of Applied Optics, 2013, 34(s):11-15.)
- [9] 刘家燕. 机载光电平台风阻分析[J]. 长春理工大学学报:自然科学版,2011,34(2):80-83. (LIU J Y. Drag analysis of airborne photoelectric platforms[J]. Journal of Changchun University of Science and Technology: Nature Science Edition, 2011, 34(2):80-83.)
- [10] 迟圣威,朱镭,闫伟亮,等. 基于 Workbench 平台无人机光电吊舱风阻力矩仿真研究[J]. 长春理工大学学报:自然科学版,2014,37(2):37-41. (CHI S W, ZHU L, YAN W L, et al. Research and simulation of air resistance moment of UAV optoelectronic pod using workbench platform[J]. Journal of Changchun University of Science and Technology: Nature Science Edition, 2014, 37(2):37-41.)

3 结 论

本文对可观测性分析方法进行了探讨,分析了各方法的优缺点,在详细分析 ADOP 可观测性分析方法及其与协方差矩阵关系的基础上,针对地面惯性导航系统初始对准的实际需求,以最终方位对准精度为目标,分析了 ADOP 和误差协方差矩阵在初始对准中的具体实现,仿真结果与理论分析吻合。

参 考 文 献

- [1] 杨晓霞,阴玉梅. 可观测度的探讨及其在捷联惯导系统可观测性分析中的应用[J]. 中国惯性技术学报, 2012, 20(4):405-409. (YANG X X, YIN Y M. Discussions on observability and its applications in SINS[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2012, 20(4):405-409.)
- [2] 王荣颖,许江宁,卞鸿巍. 基于可观测性分析的方位旋转式惯导初始对准仿真研究[J]. 中国惯性技术学报, 2009, 17(1):16-19. (WANG R Y, XU J N, BIAN H W. Initial alignment of azimuth rotating GINS based on observability analysis[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2009, 17(1):16-19.)
- [3] 赵琳,李亮,孙明,等. 基于 SVD 的 SINS 多位置对准可观测性分析[J]. 中国惯性技术学报, 2008, 16(5):523-528. (ZHAO L, LI L, SUN M, et al. Analysis on observability of SINS multi-position alignment based on singular value decomposition[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2008, 16(5):523-528.)
- [4] JOHNSON C. Attitude dilution of precision a new metric for observability of inflight alignment errors [J]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, 2000.
- [5] ERNEST J, OHLMEYER T R P. In-flight alignment techniques for navy theater wide missiles [J]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, 2001.
- [6] HAM F M, BROWN R G. Observability, Eigenvalues, and Kalman filtering[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 1983, 19(2):269-273.
- [7] 王新龙. 捷联式惯导系统动、静基座初始对准[M]. 西安:西北工业大学出版社, 2013. (WANG X L. Strapdown inertial navigation system dynamic and static base initial alignment [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2013.)
- [8] SAVAGE P G. Strapdown analytics [M]. Minn: Strapdown Associates, 2000.
- (上接第 74 页)
- [11] CEBECI T, SHAO J P, KAFREKE F, 等. 工程计算流体力学[M]. 符松,译. 北京:清华大学出版社, 2009: 209-234. (CEBECI T, SHAO J P, KAFYEKE F, et al. Computational fluid dynamics for engineers[M]. Translated by FU S. Beijing: Tsinghua University Press, 2009: 209-234.)
- [12] 丁源, 王清. ANSYSICEMCFD 从入门到精通[M]. 北京:清华大学出版社, 2013:182-247. (DING Y, WANG Q. ANSYSICEMCFD from introduction to the master[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2013:182-247.)
- [13] 韩占忠,王敬,兰小平. Fluent 流体工程仿真计算实例与应用[M]. 北京:北京理工大学出版社, 2004:30-82. (HAN Z Z, WANG J, LAN X P. Fluent fluid engineering simulation examples and application[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2004:30-82.)
- [14] ANDERSON J P. Computational fluid dynamics; the basics with applications[M]. McGraw-Hill, Inc. 1995.
- [15] VERSTEEG H K, MALALASEKERA W. 计算流体力学导论:有限体积法[M]. 2 版. 北京:兴界图书出版公司, 2007:134-193. (VERSTEEG H K, MALALASEKERA W. Computational fluid dynamics; the finite volume method[M]. 2nd ed. Beijing: World Book Inc, 2007: 134-193.)
- [16] 王小鹏,梁燕熙,纪明. 军用光电技术与系统概论[M]. 北京:国防工业出版社, 2011:364-397. (WANG X P, LIANG Y X, JI M. Introduction to military photoelectric technology and system[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2011: 364-397.)
- [17] 邓小刚,宗文刚,张来平,等. 计算流体力学中的验证与确认[J]. 力学进展, 2007, 37(2):279-287. (DENG X G, ZONG W G, ZHANG L P, et al. Verification and validation in computational fluid dynamics[J]. Advanced in Mechanics, 2007, 37(2):279-287.)