

DOI:10.16356/j.1005-2615.2022.S.012

重复使用飞行器嵌入式大气数据系统试验验证方法

胡声曼, 祁琪, 梁禄扬, 陈怡

(北京航天自动控制研究所, 北京 100854)

摘要:可重复使用飞行器是目前航天领域的研究热点,而对于高速再入飞行器在再入大气层时,获得准确的迎角、侧滑角和动压等飞行参数对于控制稳定具有至关重要的作用。传统的外伸式空速管和迎角/侧滑角传感系统在高速状态下会引发一系列结构和防热问题,且无法适用于大迎角飞行状态。针对上述问题,设计了嵌入式大气数据系统(Flush air data system, FADS)。FADS以嵌入在机身表面的多测压孔压力信息测量为基础,结合压力分布模型进行大气参数的求解。分别通过试验室试验对FADS算法的正确性以及风洞试验对FADS全系统的适应性进行了验证。试验结果可以有效地对FADS的性能进行评估。

关键词:嵌入式大气数据系统(FADS);精度评估;仿真实验;风洞试验

中图分类号:V448.231

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2022)S-0074-06

A Test and Verification Method of Flush Air Data System for Reusable Aircraft

HU Shengman, QI Qi, LIANG Luyang, CHEN Yi

(Beijing Aerospace Automatic Control Institute, Beijing 100854, China)

Abstract: Reusable aircraft has been a research hotspot in the field of aerospace. When a high-speed re-entry vehicle re-enters the atmosphere, accurate flight parameters such as angle of attack, sideslip angle and dynamic pressure, plays a crucial role in control and stability. The traditional outrigger pitot tube and angle of attack/sideslip sensing system causes a series of structural and thermal problems at a high speed, and cannot be applied to high angle of attack flight conditions. In order to solve these problems, a flush air data system (FADS) is developed. Combined with the pressure distribution model, FADS solves the atmospheric parameters based on the measurement of pressure information from multiple pressure taps embedded in the surface of the fuselage. The correctness of the FADS algorithm is verified by laboratory tests and the adaptability of the FADS is verified by wind tunnel tests. The test results can effectively evaluate the performance of FADS.

Key words: flush air data system(FADS); accuracy evaluation; simulation verification; wind tunnel test

大气数据包括迎角、侧滑角、真空速、马赫数、总压、静压及静温等飞行器所处气流环境相关的参数,是飞行控制不可或缺的信息^[1-2]。用于大气数据传感、测量、转换与输出的设备被称为大气数据系统(Air data system, ADS),它是保证飞行器安全、正常飞行的重要组成部分,大气数据系统的性能直接影响飞行控制系统,进而影响飞行器的飞

行质量^[3]。

相较于武器系统,可重复使用飞行器对着陆控制有更高的精度要求,因此对大气数据的准确性要求更高。相较于飞机而言,可重复使用航天飞行器在再入返回过程中,速度高、迎角大,飞机传统的外伸式空速管和迎角/侧滑角传感系统传统在高速状态下会引发一系列结构和防热问题,且无法适

收稿日期:2022-05-15;修订日期:2022-06-30

通信作者:胡声曼,女,工程师,E-mail:228737949@qq.com。

引用格式:胡声曼,祁琪,梁禄扬,等.重复使用飞行器嵌入式大气数据系统试验验证方法[J].南京航空航天大学学报,2022,54(S):74-79. HU Shengman, QI Qi, LIANG Luyang, et al. A test and verification method of flush air data system for reusable aircraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2022, 54(S):74-79.

用于大迎角飞行状态。针对上述问题,设计了嵌入式大气数据系统(Flush air data system, FADS), FADS没有探出的设备,它利用嵌入在飞行器不同位置的压力传感器测量机体表面的压力,根据压力分布与大气参数的模型关系,解算出大气特征参数,进而计算其他更多的飞行参数,供飞行控制使用^[4]。

早期的研究证明了单个测压孔处的压力值与大气数据参数的关联,分析了利用多个气压传感器来计算大气参数的理论方法,1998年,FADS首次应用于X-33的研究中^[5]。2003年,由EADS和Nord-Micro公司开发的平头式FADS成功安装在大迎角飞行器X-31上,验证了FADS系统算法的可行性。文献[6]采用了一种分段式的方法对FADS系统的压力测量精度进行校准,进一步提高了压力测量精度,整体的精度达到了100帕斯卡,也为FADS算法实现更高的精度提供了保障。中国国内在FADS技术的研究起步较晚,虽然在20世纪90年代已经开展了研究,但从公开发表的文献上看,较早为2004年南京航空航天大学与沈阳飞机设计研究所共同对FADS测压孔配置优化设计问题开展了研究。而后十多年间,部分高校和一些科研单位对FADS嵌入式大气数据系统算法及大气数据传感信息融合关键技术研究的原理和计算方法进行分析与数字仿真研究。例如,南京航空航天大学对FADS计算方法、优化配置、误差分析等多个方面开展了研究工作。北京航空航天大学对FADS压力传感器延迟补偿和故障诊断等方面进行了研究。沈阳飞机设计研究所研究了基于数据库查询的嵌入式大气数据系统计算方法。目前在中国的一些航空航天先进飞行器上,FADS已经有应用,但成熟的FADS产品尚未见公开报道,可以预见,随着中国高超声速飞行器的发展与研制,FADS技术将逐渐走向成熟,并向实用化和产品化靠拢^[7]。

随着技术的逐渐成熟,如何对FADS算法的有效性和正确性进行验证,也是目前研究的热点问题。由于大气测量系统测量的是风场中的大气压力,如果在实际飞行环境中进行验证将耗费大量的人力物力,难以实现,因此,如何在地面采集真实的空中压力并模拟实际飞行环境,使FADS算法运行在真实高空环境中,达到更为有效的验证目的,是目前亟待解决的技术难题。

1 FADS基本原理

1.1 FADS组成

较之传统大气数据系统采用侵入式的测量方

式,FADS仅依靠一系列嵌入飞行器表面的压力传感器,无须侵入大气环境中,其主要工作过程包括压力传感器数据采集与数据转换、大气数据计算机计算与输出两个部分。由于FADS是利用多个表面压力传感器组成表面压力分布,因此对于不同结构和不同气动布局的飞行器,FADS需要采用不同的测压孔安装方式。FADS主要由取气装置、引气管路、压力测量单元、数据预处理单元以及软件算法、数据电缆等组成,其取气装置嵌入在飞行器头部前端周线,从而测量飞机表面的压力分布,经过解算得到迎角、侧滑角、静压、动压以及马赫数^[8]。

1.2 FADS解算算法

FADS依靠压力分布与大气参数之间的非线性数学模型来计算迎角、侧滑角、总压等大气参数,并不存在由压力数据到大气参数的明显函数关系,因此无法直接进行模型的反向计算。目前,用于FADS大气数据计算的几种主要算法包括加权最小二乘法、三点法、神经网络方法以及卡尔曼滤波方法^[8]。

上述4种算法对于解算FADS系统的大气数据都是可行的,但相比较而言都各有各的优点与不足,加权最小二乘法非常简单,最突出的优点就是算法与测压孔的位置无关且失效处理也比较简单,不足之处在于它是通过迭代法来实现的,这样就难免会产生收敛性问题^[9];三点法精度较高且经过证明该算法不存在稳定性问题,但其完全依赖于FADS系统的空气动力学模型,且测压孔的选择对计算结果会产生很大的影响,甚至导致系统病态^[10];神经网络方法用神经网络强大的非线性映射能力来处理FADS系统的非线性问题,提高了实时性,该算法的不足是需要大量的数据对网络进行训练^[11];卡尔曼滤波方法是利用FADS和INS输出信息与惯性预测值之差作为观测量,通过卡尔曼滤波器方式在线实时估计大气特征参数,该方法能够实时在线地估计飞行器所处位置的大气特征参数,且解算精度较高,但该方法需基于动力学方程的飞行器惯性参数对测压孔压力进行预示,对建模的准确性依赖较高^[12]。

2 FADS算法试验验证方法

2.1 半实物闭路仿真验证系统

半实物仿真验证系统由地面仿真软件、箭上飞行控制软件、FADS及大气模拟器组成,其中地面仿真软件能够实现飞行器六自由度仿真模型,能够模拟各远程终端(Remote terminal, RT),通过

1 553 B总线模拟各RT间数据传递与飞行控制软件进行交互,能够通过串口实现与FADS的数据模拟与控制功能。飞行控制软件通过接收地面仿真软件发送的测量信息进行导航运算、制导运算、姿控运算,然后生成控制指令和时序。大气测量与解算装置包括测压模块及解算模块,形成一个独立的FADS。整个半实物仿真试验系统组成如图1所示。

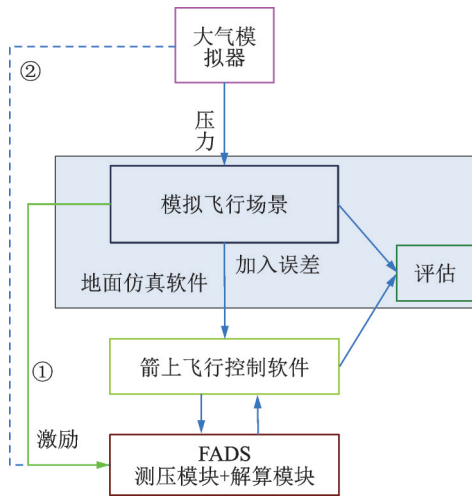


图1 半实物仿真试验系统组成

Fig.1 Composition of hardware-in-the-loop simulation test system

地面仿真软件针对飞行场景作为模型,模型计算结果加入误差后输出作为箭上飞行软件的输入参数,箭上软件的控制输出参与闭环,形成闭环仿真系统,通过比较飞行控制软件的输出与模型输出对控制精度进行评估。误差参数包括大气密度偏差、温度偏差、压力系数偏差、风干扰条件等,通过添加不同误差条件,可对影响FADS精度的影响因素进行详细分析。

回路①为模拟压力模式,即地面仿真软件通过模拟的飞行场景输出实时模拟压力值,直接作为FADS系统的压力输入,该回路可以直接对FADS解算算法的精度进行考核。回路②为大气模拟器模式,即地面仿真软件通过模拟的飞行场景输出实时压力值给大气模拟器,大气模拟器通过气源泵产生真实的压力值,并通过空心软管与大气测量与解算装置的测压管理一一连接,为其提供外部激励,该回路可以对整个FADS(包括测压模块及解算模块)的精度进行考核。

2.2 风洞试验验证系统

(1) 试验方案

风洞试验采用“风洞+飞行器缩比模型+大气测量与解算装置实物+地面仿真机”方案。具体方案如图2所示。

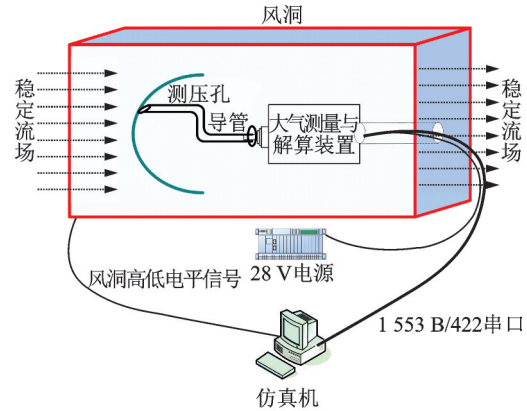


图2 风洞试验方案示意图

Fig.2 Schematic diagram of wind tunnel test scheme

试验过程中,将大气测量与解算装置(简称“大气机”,包括测压模块及解算模块)安装在缩比模型内腔,并通过空心软管与飞行器缩比模型头部外表面测压孔连接。大气机通过地面28 V电源供电,地面仿真机通过1 553 B总线向大气机发送惯性导航数据,并实时采集大气机解算结果。风洞系统模拟飞行过程中的压力环境。此外,仿真机通过采集风洞测控系统提供的两路高低电平,实现风洞系统数据与仿真机数据的同步。大气机解算大气运动相关参数并反馈给仿真机。仿真机接收到大气机发送的大气运动参数后,修正导航信息,并与仿真机设定场景进行比较,评估解算效果。

(2) 风洞模拟真实飞行环境

风洞系统能够提供所需风速下的持续稳定流场,模拟真实飞行风场环境,风洞能够输出两路高低电平信号,一路表示风洞启动信号,一路表示流场稳定信号,用于表示风洞运行状态。风洞试验中可以进行迎角或侧滑角阶梯调整,模拟飞行器飞行中机动状态,风洞中配备迎角传感器,能够提供模型实时迎角或侧滑角数据。此外,风洞系统实时提供风洞流场相关试验数据,包括试验测量迎角、测量总压、测量总温、测量静压。

(3) 大气数据解算

地面仿真机给定本次风洞试验的马赫数 Ma ,并通过风洞中迎角传感器实时采集的迎角信息、温度传感器采集的温度信息建立导航模型,模拟对应的惯性辅助数据,并发送给大气测量与解算装置,大气机在风洞中采集飞行器外表面压力,结合惯性辅助数据,并进行大气参数解算,将解算后的结果回送给地面仿真机。

3 试验验证效果分析

FADS采用卡尔曼滤波方法作为FADS解算算法,对比采取两种验证方式对其效果进行验证。

3.1 试验验证结果

3.1.1 仿真机注入模拟压力半实物闭路仿真试验

仿真机注入模拟压力模式,通过仿真机422串口模拟测量压力注入大气机,为大气机提供外部激励,在不同大气密度、温度、压力系数偏差、风干扰条件下,对大气机数据解算算法的功能和性能进行验证。图3、4分别给出了了仿真机注入模拟压力半实物闭路仿真试验的大气解算和惯性迎角偏差对比以及大气解算和惯性侧滑角偏差对比。图中,黑色曲线 α 及 β 表示大气解算导航参数与模型导航参数的偏差,红色曲线 α INS及 β INS表示惯性导航参数与模型导航参数的偏差,蓝色曲线表示大气机使用标志位,取值看右侧坐标,取值为1说明系统中使用大气机进行导航解算,取值为0说明不使用大气机。大气解算导航参数与模型导航参数的偏差验证了大气解算修正精度。通过比较大气修正后导航参数偏差与惯性导航参数偏差可以看出,经过大气修正后的导航偏差明显小于惯性导航的偏差。这说明经过大气修正后的导航精度明显高于惯性导航,从而验证了FADS解算模块的效果。试验中输入的压力值是模拟的数值,因此本次试验只能验证FADS解算模块的效果。

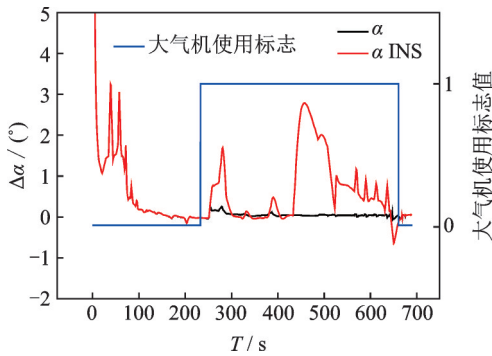


图3 迎角偏差

Fig.3 Deviation of angle of attack

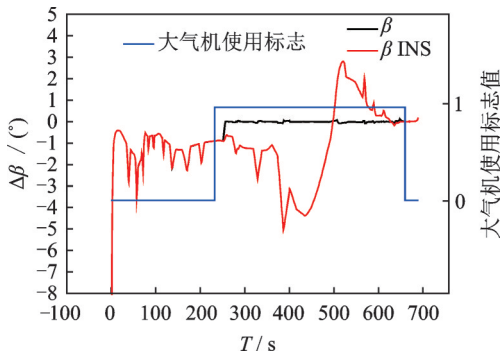


图4 侧滑角偏差

Fig.4 Deviation of sideslip angle

3.1.2 压力模拟器半实物闭路仿真试验

大气模拟器通过气源泵产生真实的压力值,并通过空心软管与大气机喷嘴一一连接,通过大气机传感器测量真实的压力实现大气解算。

图5为大气机测量压力值,与模型一致说明大气测压模块工作正常。图6、7分别给出了了压力模拟器半实物闭路仿真试验的大气解算和惯性攻角偏差对比以及大气解算和惯性侧滑角偏差对比。图中,黑色曲线 α 及 β 代表大气解算导航参数与模型导航参数的偏差,红色曲线 α INS及 β INS代表惯性导航参数与模型导航参数的偏差,蓝色曲线表示大气机使用标志位,取值看右侧坐标,取值为1说明系统中使用大气机进行导航解算,取值为0说明不使用大气机。大气解算导航参数与模型导航参数的偏差验证了大气解算修正精度。通过比较大气修正后导航参数偏差与惯性导航参数偏差可知,经过大气修正后的导航参数精度明显得到提升。试验中采集大气数据解算模型的输入是大气机传感器采集到的压力值,验证了从大气机传感器到大气数据解算模块的效果。

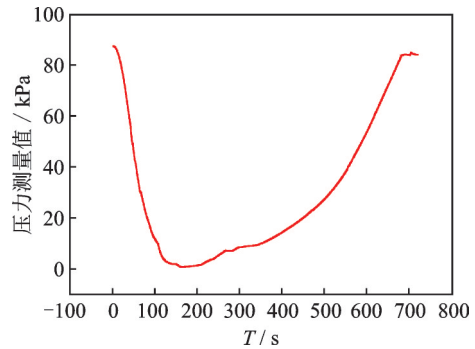


图5 压力测量值

Fig.5 Measurement results of pressure

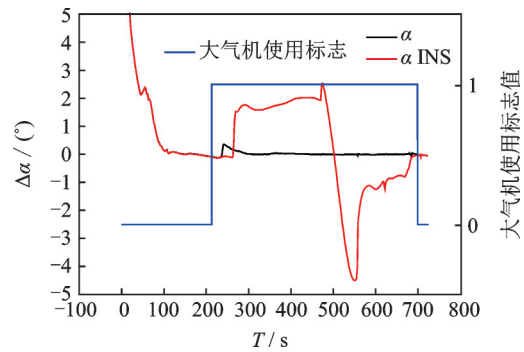


图6 迎角偏差

Fig.6 Deviation of angle of attack

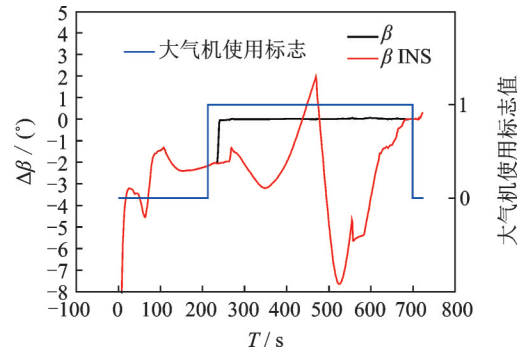


图7 侧滑角偏差

Fig.7 Deviation of sideslip angle

3.1.3 风洞试验

图8为风洞试验中的压力测试结果。图中“g_Flag_SX18”“g_Flag_SX17”分别代表风洞启动及流程稳定信号,无量纲,取0代表低电平无效,取1代表高电平有效。图中16条曲线分别代表编号从Pf1_A到Pf16_A的16个压力测试孔测试到的压力值。由图8可知,当流场稳定时,压力测量稳定。

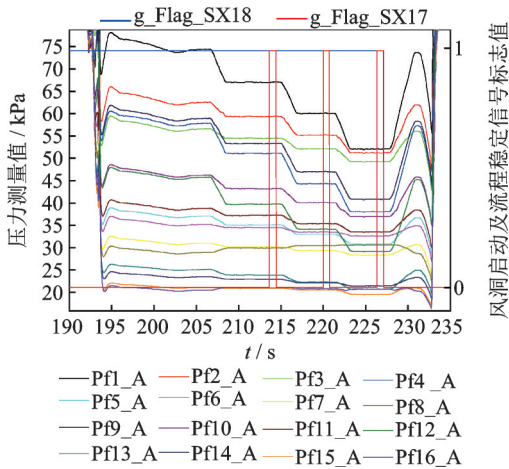


图8 压力测量结果

Fig.8 Measurement results of pressure

图9、10分别给出了压风洞试验的大气解算和惯性攻角偏差对比以及大气解算和惯性侧滑角偏差对比。图中,绿色曲线 $\alpha_{Err,Cpu}$ 及 $\beta_{Err,Cpu}$ 代表大气解算导航参数与模型导航参数的偏差,红色曲线 $\alpha_{Err,Ads}$ 及 $\beta_{Err,Ads}$ 代表惯性导航参数与模型导航参数的偏差。大气解算导航参数与模型导航参数的偏差验证了大气解算修正精度。通过比较大气修正后导航参数偏差与惯性导航参数偏差可知,经过大气修正后的导航参数精度明显得到提升,该试验验证的输入同样是由于大气机传感器采样获得的,但与压力模拟器半实物仿真试验不同的是,前者传感器感受到的压力是将模拟弹道计算出来的压力值通过大气模拟器气压泵输出实现,而风洞试验中大气机传感器获取的压力值是在飞行器缩比模型中实时采集得到的,验证的环境更为真实全面,验证了包含飞行器真实气动特性下的FADS的效果。

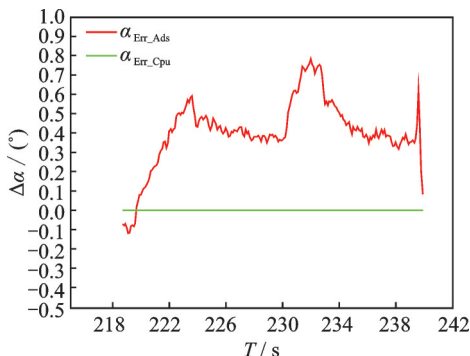


图9 迎角偏差

Fig.9 Deviation of angle of attack

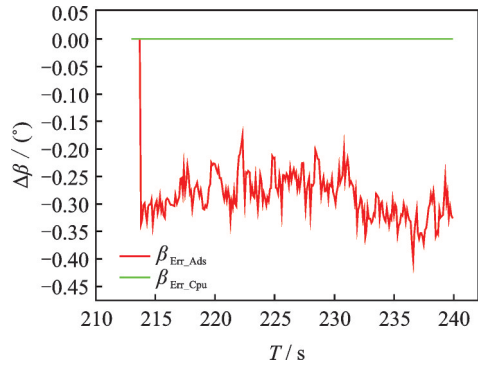


图10 侧滑角偏差

Fig.10 Deviation of sideslip angle

3.2 试验验证效果分析

通过仿真机注入模拟压力半实物闭路仿真试验、压力模拟器半实物闭路仿真试验、风洞试验均能够起到对FADS解算效果进行考核验证,但其侧重点不同。仿真机注入模拟压力半实物闭路仿真试验能够实现注入压力与实际压力完全一致,对FADS解算算法的方法误差进行验证,压力模拟器半实物闭路仿真试验能够实现对包含测压模块的整个FADS算法的精度验证。上述两种半实物仿真试验均为通过地面仿真机模拟飞行数据的方式,实现按需求添加误差的功能,对影响导航精度的误差因素进行单项及组合分析。风洞试验能够对包含飞行器加FADS的大系统精度进行验证,包含了全系统的测量误差、传输延时以及测压孔分布对导航精度的影响,但由于风洞试验条件限制,无法覆盖飞行中的复杂运动工况。

上述3种试验验证方式各有利弊,实际工程应用时,需根据不同设计阶段需求选择不同的试验对FADS算法效果进行考核验证。

4 结论

可重复使用飞行器是目前航天领域的研究热点,而对于高速再入飞行器在再入大气层时,获得准确的迎角、侧滑角和动压等飞行参数对于控制稳定具有至关重要的作用。传统的探出式大气数据传感系统已然无法适应可重复使用飞行器使用需求。FADS相较传统的探出式系统,精度更高,隐形性能更佳,适用范围更广。本文针对FADS算法提出了3种试验验证方法,从不同的角度对该算法的精度及适应性进行验证,为重复使用飞行器精准着陆提供保障。

参考文献:

- [1] 王保国.空气动力学基础[M].北京:国防工业出版社,2009.
- [2] 陆志良.空气动力学[M].北京:北京航空航天大学出

- 出版社,2009.
- [3] 陆辰. 嵌入式大气数据系统算法及大气数据传感信息融合关键技术研究[D].南京:南京航空航天大学,2018.
LU Chen. Research on embedded atmospheric data system algorithms and key technologies of atmospheric data sensing information fusion[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018.
- [4] 蒋海睿. 嵌入式大气数据传感系统的数据估算与方法研究[D].南京:南京航空航天大学,2017.
JIANG Hairui. Research on data estimation and method of embedded atmospheric data sensing system[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017.
- [5] 杜毅洁,潘鹏飞.高超声速飞行大气数据测量方法研究[J].战术导弹技术,2013(3): 37-40.
DU Yijie, PAN Pengfei. Research on the measurement method of atmospheric data for hypersonic flight [J]. Tactical Missile Technology, 2013(3): 37-40.
- [6] KRISHNA S, SATHEESAN A, VIDYAS B, et al. A method for accurate estimation of altitude in re-entry vehicles using flush air data sensing system (FADS) [C]//Proceedings of International Conference on Emerging Research Areas: Magnetics, Machines and Drives.[S.l.]: IEEE,2014.
- [7] 王鹏,金鑫,张卫民.钝头机体用嵌入式大气数据传感系统的解算精度研究[J].力学与实践,2016,38(3): 255-261.
WANG Peng, JIN Xin, ZHANG Weimin. Research on the solving accuracy for the FADS system applied to the vehicle with blunt fore-bodies[J]. Mechanics in Engineering, 2016,38(3): 255-261.
- [8] KESHMIRI S, COLGREN R, MIRMIRANI M. Development of an aerodynamic database for a generic hypersonic air vehicle[C]//Proceedings of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. San Francisco, California; AIAA,2005.
- [9] BIBB K L, CASSIDY L D, SCHWING A M. Orion EFT-1 FADS based trajectory reconstruction: AIAA—2016-3254[R].[S.l.]:AIAA, 2016.
- [10] WHITMORE S A, COBLEIGH B R, HEARING E A. Design and calibration of the X-33 flush air data sensing (FADS) system[C]//Proceedings of the 36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, NV, USA: AIAA, 1998.
- [11] DAVIS M C, PAHLE J W, WHITE J T, et al. Development of a flush airdata sensing system on a sharp-nosed vehicle for flight at Mach 3 to 8 [C]// Proceedings of the 38th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, NV, USA: AIAA, 2000.
- [12] WHITMORE S A, MOES T R. The effects of pressure sensor acoustics on airdata derived from a high-angle-of-attack flush airdata sensing(HI-FADS) system[C]//Proceedings of the 29th AIAA Aerospace Sciences Meeting. Reno, NV, USA: AIAA, 1991.

(编辑:孙静)