文章编号：2097-1974(2026)05-0025-09 DOI：10.7654/j.issn.2097-1974.20260504

运载火箭搭载风标式攻角/侧滑角测量系统技术研究

闫指江[1]，杜昊昱[1]，陈士强[1]，范瑞祥[2]，贾少龙[3]
（1. 北京宇航系统工程研究所，北京，100076；2. 中国运载火箭技术研究院，北京，100076；
3. 太原航空仪表有限公司，太原，030032）

摘要：基于火箭攻角测量的主动减载技术是将火箭的飞行攻角/侧滑角信息引入控制回路中，通过飞行控制策略减小飞行攻角/侧滑角，是最为直接有效的主动减载技术。但如何准确、可靠地获取火箭的飞行攻角/侧滑角，是该项技术的难点之一。基于风标式攻角传感器的测量原理，针对运载火箭的锤头体外形和跨速域弹道特征，提出一种风标式攻角/侧滑角测量系统方案。通过对火箭全飞行状态的气动特性数值仿真，建立传感器安装位置处局部攻角/侧滑角与全箭攻角/侧滑角的解算方法，对3次飞行试验的遥测数据分析得到：a）火箭飞行中段（40~130 s）的攻角/侧滑角的遥测数据有效，数据覆盖火箭亚声速、最大动压和最大$q\alpha$三个重要的载荷设计工况，且与基于真实飞行数据和发射窗口实测风场数据的估计结果一致性好，验证了该测量方案的正确性；b）全箭侧滑角的遥测结果与基于真实飞行数据和发射窗口实测风场数据的估计结果吻合更好，全程最大偏差小于1.2°。全箭攻角测量结果受火箭整流罩前部凸起物产生的分离流动影响，测量结果偏差略大。该项技术的研究成果可以为实时攻角减载技术的上箭应用提供可靠方案，具有广阔的工程应用前景。

关键词：运载火箭；主动减载；风标式攻角传感器；数值分析；跟随性；分离流动
中图分类号：V130.2 **文献标识码**：A

Technical Research on Vane-type Attack Angle/Sideslip Angle Measurement System for Launch Vehicles

YAN Zhijiang[1], DU Haoyu[1], CHEN Shiqiang[1], FAN Ruixiang[2], JIA Shaolong[3]
(1. Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing, 100076; 2. China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing, 100081; 3. Taiyuan Aero Instruments Co. LTD., Taiyuan, 030032)

Abstract: The active load reduction technology based on rocket angle of attack measurement introduces the rocket's flight angle of attack/sideslip angle information into the control loop to reduce these angles through flight control strategies. This represents the most direct and effective active load reduction approach, though accurately and reliably obtaining flight angles remains challenging. A weathercock-type attack/ sideslip angle measurement system solution is proposed specifically designed for launch vehicles' hammerhead-shaped configuration and transonic trajectory characteristics, based on the measurement principles of weathercock-type attack angle sensors. Through numerical simulations of aerodynamic characteristics under full flight conditions, a calculation method is established to resolve local angles of attack/sideslip angle at sensor installation positions versus full-vehicle angles. Analysis of telemetry data from three flight tests reveals that: a) Valid attack/sideslip angle telemetry data is obtained during mid-flight (40~130 s), covering three critical load design conditions: subsonic flight, maximum dynamic pressure, and maximum $q\alpha$. The results show good consistency with the estimation results based on real flight data and measured wind field data from the launch window. b) The telemetry results of the overall-vehicle sideslip angle show better agreement with estimation results based on real flight data and measured wind field data from the launch window, with the maximum deviation remaining below 1.2° throughout the flight. The angle of attack (AoA) measurements exhibit relatively larger deviations due to flow separation induced by protuberances on the forward section of the rocket fairing. The research achievements in this technology provide reliable solutions for the onboard implementation of real-time AoA-based load reduction techniques, demonstrating significant engineering application prospects.

Keywords: launch vehicle; active load reduction technology; vane-type attack angle sensor; CFD; dynamic following characteristics; separated flow

收稿日期：2025-08-05；修回日期：2025-11-03

0 引 言

中国新一代运载火箭采用“模块化、组合化、系列化”的设计思路，显著提升了火箭产品的市场竞争力[1]。但由此导致火箭部分结构的载荷设计值相对较低，如果遇到极端天气，存在推迟发射的风险。为降低高空风对火箭飞行气动载荷的影响，火箭大多采用弹道风修正技术[2]和攻角或加速度计主动控制技术[3-4]来降低火箭在大风区的气动载荷合成参数[5]。

弹道风修正技术是通过射前实测高空风数据，对火箭飞行程序角进行离线修正，使火箭在预报风场作用下飞行合成气动攻角最小，从而降低火箭飞行气动载荷。该方法原理简单、较易实现，在风场比较稳定的情况下，减载效果较好，目前已广泛应用于中国现役火箭[6]。但该方法实时性不强，对风切变适应能力较差，过于依赖射前预报风精度，因此射前弹道风修正后通常会留有一定的设计余量，用于包络高空风切变和预报风场的不确定性，导致火箭不能做到全天候发射。因此，在此基础上又提出基于加速度计的主动载荷控制技术，通过测量箭体坐标系下加速度计安装位置处的横法向加速度，并将视加速度信号引入主动减载方案控制方程，从而参与箭体姿态控制。该方法不需要射前高空风测量信息，对切变风减载效果好，鲁棒性强，目前在中国新一代运载火箭上已经得到成功应用[7-8]。但由于加速度计中输出信息除了风攻角信息外还包括其他干扰力，因此反算的箭体飞行攻角存在一定偏差，影响了攻角控制效果。

运载火箭姿控设计专业提出基于攻角直接测量的主动减载技术，可以通过攻角传感器直接测量火箭飞行过程中的风攻角，进而在控制系统中通过前馈补偿的方式实现风干扰的补充控制；或者通过将实时攻角信息引入控制回路进行主动减载控制，这是最为直接、有效的主动减载技术。攻角传感器是专门用于测量飞行器攻角和侧滑角的设备，广泛应用于各种民用航空机型[9]。攻角传感器主要分为气动式和机械式两大类：气动式是通过压力信息解算飞行攻角，例如压差比传感器；而机械式则利用探头转动获得飞行攻角，例如风标传感器[10]。风标传感器因其技术成熟、结构简单可靠，广泛应用于各型飞机上，如波音公司的B737、B747、B787系列，以及空中客车公司的传统机型A320、A330、A340系列等[11]，中国的歼10战斗机上也安装了3组风标传感器。

本文基于风标传感器的测量原理，针对运载火箭的外形特点和弹道特征，提出一种可在运载火箭上使用的风标式攻角/侧滑角测量系统。通过仿真分析得到局部攻角/侧滑角与全箭攻角/侧滑角的解算方法，并应用该方法分析了3次火箭搭载飞行试验获得的攻角/侧滑角遥测数据。此外，还对箭上未来飞行实时攻角/侧滑角数据的应用提出建议，为后续实时攻角减载技术的实施提供方案支撑，具有广阔的工程应用前景。

1 风标式攻角/侧滑角测量系统方案

1.1 传感器工作原理

风标传感器主要由风标、转轴以及角度变换器构成[12]，传感器外观如图1所示。其工作原理是：利用来流对风标叶片的作用力使风标的对称面总是顺着气流方向。由于风标叶片具有对称的剖面形状，风标的位置始终停留在使其本身的对称平面与气流速度平行的方向。当飞行中箭体纵轴与飞行方向产生偏离角度α时，风标将绕转轴转动角度α'并保持与飞行方向一致。风标式测角原理示意如图2所示。

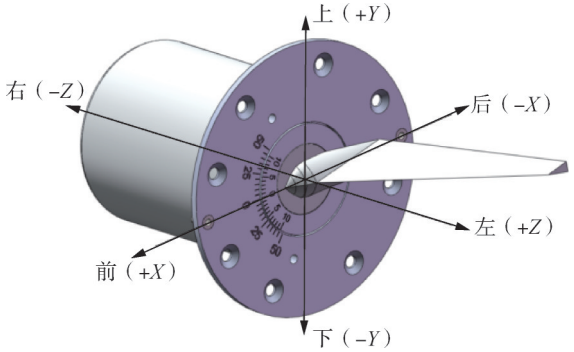


图1 风标式攻角/侧滑角传感器外观

Fig.1 External view diagram of the vane-type attack/sideslip angle sensor

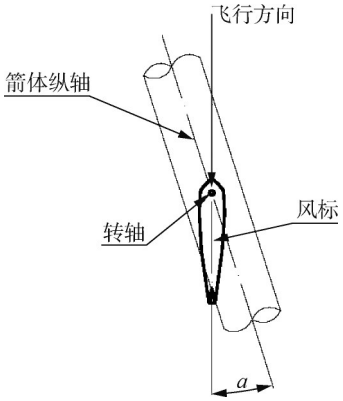


图2 风标式测角原理示意

Fig.2 Vane-type angle measurement principle

1.2 系统方案设计

运载火箭搭载的攻角/侧滑角测量系统包括4只风

标传感器和1台数据采编设备。系统采用冗余设计，2只测量攻角、2只测量侧滑角，测量攻角的传感器与测量侧滑角的传感器产品完全相同。传感器的风标转动范围为−48~48°，数据采编设备解算角度范围为−15.625~15.625°，输出0~5 V的模拟量。由于该项技术尚处于研究阶段，攻角/侧滑角数据并不进入火箭控制回路中，而是由火箭测量系统采集完成后直接下传。攻角、侧滑角测量系统的交联组成如图3所示。

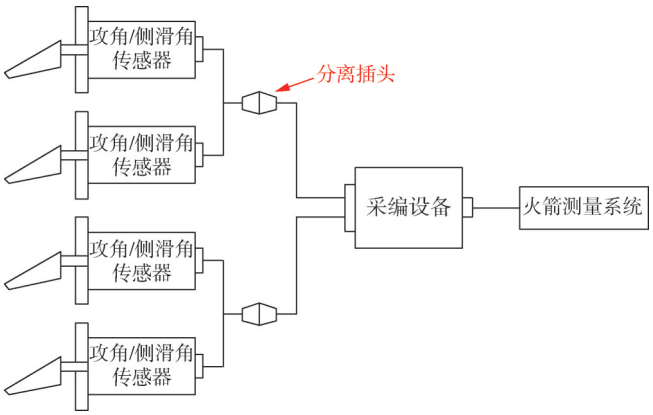


图3　攻角、侧滑角测量系统交联示意

Fig.3　Schematic diagram of the attack angle/sideslip angle measurement system interconnection

航空工业标准HB 6763—1993《攻角和侧滑角系统的安装》[13]对攻角传感器的安装位置提出明确要求，重点包括两方面：a）攻角传感器通常安装在受侧滑角影响最小的位置；b）传感器安装位置处局部流场稳定。因此，民用飞机的攻角传感器的安装区域为轴向48%~100%机头最大宽度线上[11]。

借鉴民用飞机的攻角传感器安装位置选择经验，同时兼顾火箭整流罩内的安全包络，火箭的攻角/侧滑角传感器安装在整流罩柱段中部位置，距离前锥与柱段的交界面2 150 mm。火箭整流罩基本为锥柱组合的旋成体，因此侧滑角传感器1安装位置为I象限线，侧滑角传感器2安装位置为III象限线；攻角传感器1安装位置为II偏III象限20°，攻角传感器2安装位置为IV偏III象限20°。整流罩上攻角、侧滑角传感器的轴向和周向安装位置如图4所示。数据采编设备安装于卫星过渡支架上。

攻角传感器安装位置偏离象限线20°的原因包括两点：a）II、IV象限为整流罩的分离面，避免攻角传感器对整流罩分离产生影响；b）整流罩II、IV象限的锥柱交界面位置存在凸起物，为了在周向位置避开凸起物的直接影响，并保证传感器在II、IV象限的测量分量最大。

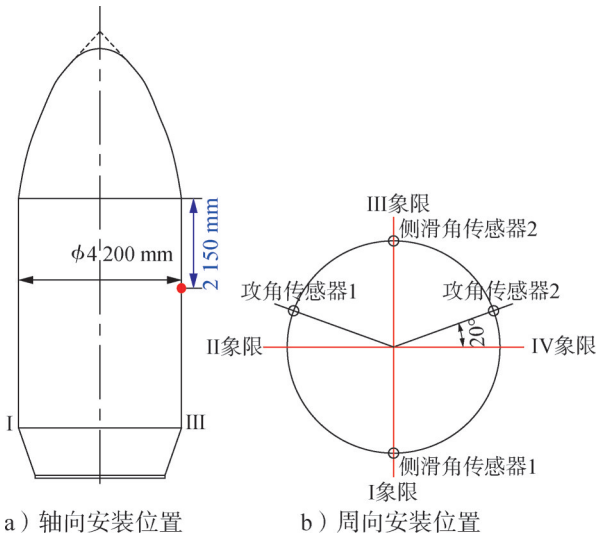


图4　火箭整流罩上攻角、侧滑角传感器安装位置

Fig.4　Installation position of the attack angle and sideslip angle sensors on the rocket fairing

1.3　风标外形及压心高度设计

风标是传感器直接感受攻角、侧滑角变化的气动部件，良好的气动设计是保证传感器信号稳定、准确输出的基本条件，因此针对其外形和压心高度开展针对性的研究工作。

风标外形可选择平面风标和带夹角的风标，由于传感器用于火箭一级飞行阶段，要同时兼顾亚跨声速和超声速的飞行条件，因此风标截面设计为较薄的前缘带20°夹角的大后掠角双弧形外形。为了保证风标有更高的气动夹持力，实现攻角在全速域范围的准确测量，最终确定风标为四边形翼。传感器的风标外形如图5所示。

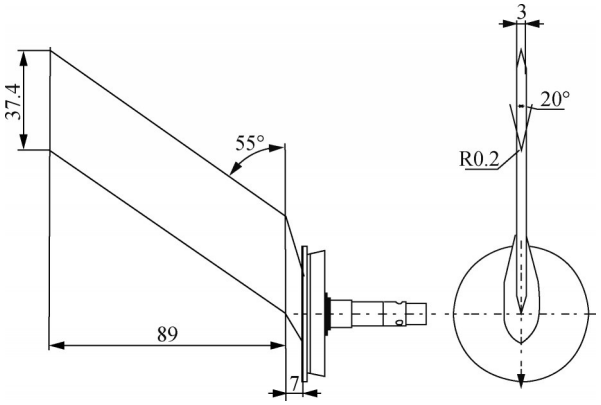


图5　传感器的风标外形

Fig.5　Schematic diagram of the wind vane configuration on the sensor

为了确定风标压心的高度，选取侧滑角传感器1安装位置处的不同高度的坐标点代表风标压心位置，考虑整流罩柱段当地的边界层厚度不高于20 mm，不同高度点P1～P7距整流罩表面高度分别为20 mm、30 mm、40 mm、50 mm、60 mm、70 mm、80 mm，如图6所示。

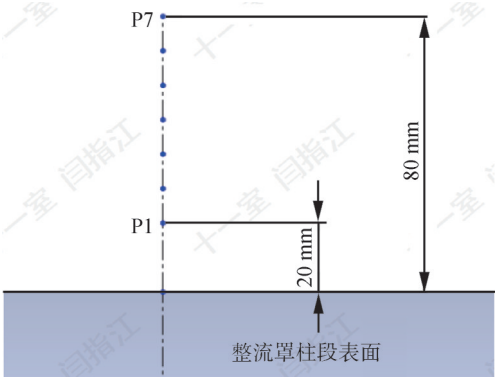


图6 风标压心距离整流罩表面不同高度的示意

Fig.6 Schematic diagram of the distance from wind vane pressure center to fairing surface at different heights

通过开展不同马赫数和攻角情况下整流罩附近的流场仿真，获取了风标压心在不同高度下整流罩局部侧滑角和全箭侧滑角的关系，仿真结果如图7和图8所示。可以看出，风标压心不同高度下局部侧滑角对应的全箭侧滑角线性度较好，且不同马赫数和压心高度均会对局部侧滑角和全箭侧滑角的线性关系产生一定的影响，不同马赫数下局部侧滑角和全箭侧滑角之间的比例范围为1.502~1.746。综合考虑局部侧滑角和全箭侧滑角的斜率范围和风标的外形设计，确定风标的压心位置为P5，距离箭体壁面的高度为60 mm。

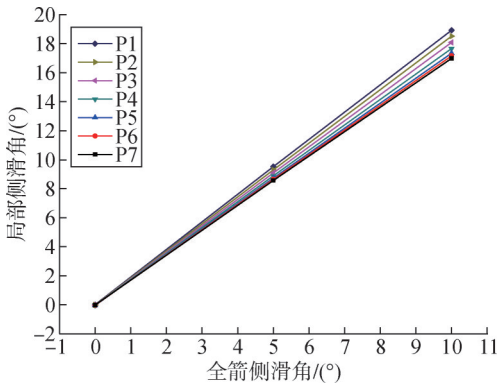


图7 α=0°、Ma=0.519工况下，不同高度点局部侧滑角随全箭侧滑角的变化曲线

Fig.7 Variation of local sideslip angle at different altitude points with the overall rocket sideslip angle under the condition of α=0° and Ma=0.519

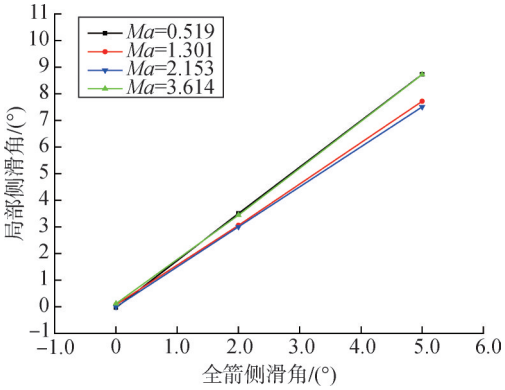


图8 α=0°工况下，不同马赫数局部侧滑角随全箭侧滑角变化曲线(P5位置)

Fig.8 Variation of local sideslip angle with overall rocket sideslip angle under different Ma at α=0° (Position P5)

2 局部攻角/侧滑角与全箭攻角/侧滑角的解算关系

2.1 侧滑角数据解算关系

由于火箭飞行过程中马赫数均随飞行时间连续变化，且不同马赫数会对局部侧滑角和全箭侧滑角的线性关系产生一定的影响。为了获取局部攻角/侧滑角与全箭攻角/侧滑角的解算关系，在确定误差较小的情况下，以火箭关注的跨声速Ma=1.3为设计状态，开展攻角α在0~10°、侧滑角β在0~10°范围内的仿真分析工作。

不同攻角情况下，侧滑角传感器1和2的局部侧滑角和全箭侧滑角之间的关系如图9所示。可以看出，由于侧滑角传感器安装在I、III象限线位置，全箭攻角变化对局部侧滑角和全箭侧滑角之间的线性关系几乎无影响，分析数据得出：全箭侧滑角=局部侧滑角/1.67，全箭侧滑角为两个侧滑角传感器测量值的均值。

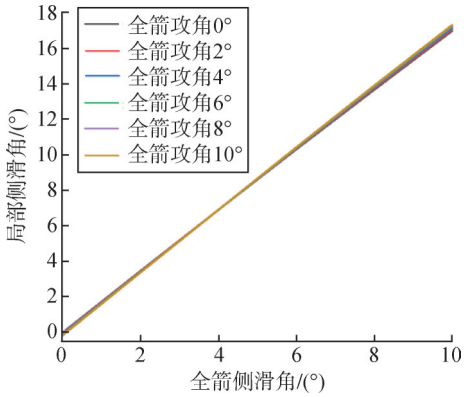


图9 不同攻角情况下，侧滑角传感器1和2安装位置处局部侧滑角与全箭侧滑角的关系

Fig.9 Relationship between local sideslip angles at installation positions of sideslip angle sensors 1/2 and overall vehicle sideslip angle under varying angles of attack

对第一次搭载火箭飞行任务的两个侧滑角传感器的遥测数据滤波后，将飞行时间40~130 s的遥测数据按照上述方法处理得到全箭实时侧滑角对比如图10所示，这段飞行时间对应的马赫数范围为0.504~4.494。可以看出这段时间全箭侧滑角处于很小的范围，在飞行86.9 s时出现最大的全箭侧滑角为2.71°。两个侧滑角传感器遥测数据整体的一致性很好，在飞行81.9 s时最大偏差为1.1°，且测量数据的变化趋势一致，可以真实反映火箭的全箭侧滑角变化率。

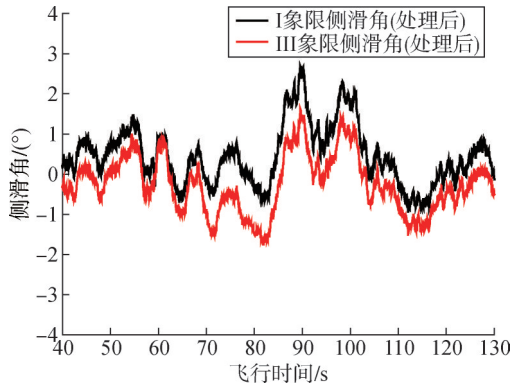


图10　处理后的侧滑角传感器1和2的遥测数据对比

Fig.10　Comparison of processed telemetry data between sideslip angle sensor 1 and sensor 2

2.2　攻角数据后处理

按照2.1节中开展的仿真计算工作，确定局部攻角和全箭攻角之间的解算关系。不同侧滑角情况下，攻角传感器1和2安装位置的局部攻角和全箭攻角之间的关系如图11和图12所示。由图11和图12可以看出，由于攻角传感器安装位置并不在象限线上，侧滑角的变化对攻角的测量影响较大，在同一侧滑角下，局部攻角和全箭攻角的线性度较好。并且由于攻角传感器1和2的安装位置关于Ⅰ、Ⅲ象限对称，不同侧滑角下，其局部攻角与全箭攻角的规律也关于侧滑角为0时对称。

根据仿真结果，解算火箭全箭攻角的方法为：

a）将全箭侧滑角作为输入数据，对全箭侧滑角和局部攻角数据进行线性插值，得到飞行过程中局部攻角与全箭攻角的数据表；

b）将飞行过程中测到的局部攻角1数据作为输入数据，通过上一步得到的局部攻角和全箭攻角的数据进行二次线性差值，得到飞行过程中由攻角传感器1计算的全箭攻角；

c）综合两个攻角传感器的解算结果，全箭攻角可采用两个传感器的均值。

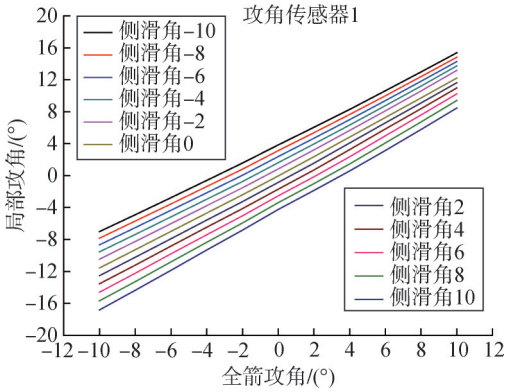


图11　不同侧滑角情况下，攻角传感器1安装位置局部攻角与全箭攻角关系

Fig.11　Relationship between the local angle of attack at the installation position of AoA sensor 1 and the allover vehicle angle of attack under varying sideslip angles

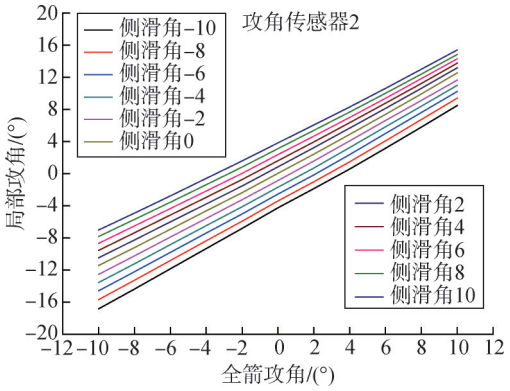


图12　不同侧滑角情况下，攻角传感器2安装位置局部攻角与全箭攻角关系

Fig.12　Relationship between the local angle of attack at the installation position of AoA sensor 2 and the allover vehicle angle of attack under varying sideslip angles

对第一次搭载火箭飞行任务的两个攻角传感器遥测数据滤波后，将飞行时间为40~130 s的遥测数据按照上述方法处理得到全箭实时攻角如图13所示。可以看出，在飞行50~60 s期间，攻角测量值3次出现异常波动，分析认为由于采编设备设计了故障监测功能，跨声速阶段整流罩壁面出现大的振动环境超出了采编设备设置的位置跟踪速率门限值，导致输出数据为故障状态的限幅值。后续任务中调整了数据采编单元中的位置跟踪速率门限值，输出数据再无异常波动。

这段时间内，全箭攻角也在一个小范围内变化，并且两个攻角传感器的变化趋势一致。除异常波动外，全箭攻角峰值不超过2°。相比侧滑角传感器，两个攻角传感器的整体测量偏差更大，在飞行124.4 s时最大偏差为1.7°。

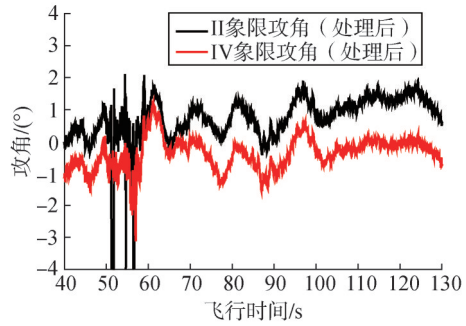


图13 攻角传感器1和2遥测数据解算为全箭攻角的数据对比

Fig.13 Comparison of processed telemetry data from angle of attack (AoA) sensors 1 and 2 converted to overall vehicle angle of attack

3 火箭飞行攻角/侧滑角遥测结果分析

3.1 数据的有效性分析

通过分析数据可将整个过程分为发射前准备阶段、飞行初段（0~40 s）、飞行中段（40~130 s）和飞行后段（>130 s），如表1所示。

表1 火箭飞行阶段划分

Tab.1 Launch vehicle flight phase classification

序号	阶段名称		时间/s	马赫数	飞行高度/m	数据判断
1	发射前准备		射前306	0	0	无效
2	火箭上升段	飞行初段	0~40	0.504	3 002	无效
3		飞行中段	40~130	0.504~4.494	3 002~40 644	有效
4		飞行后段	>130	—	—	无效

a）发射前准备阶段。

发射前准备阶段攻角传感器1和2、侧滑角传感器1和2的测量值如图14所示，分别为−15.625°、0°、15.625°和−15.625°，并保持不变。原因是攻角传感器的风标组件在装配后要进行全角度配平，确保风标组件在任何角度都可以停留，消除风标重力对角度测量的影响。火箭发射前初始攻角/侧滑角为拆除保护罩后的固定角度，因此发射前传感器数据无效。

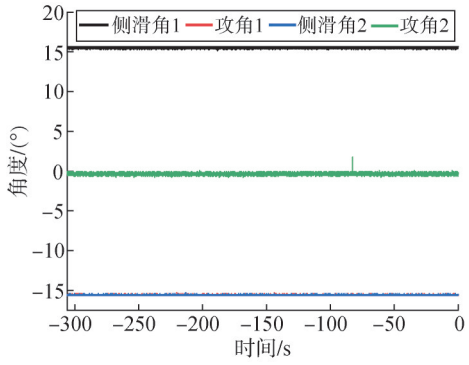


图14 发射前准备阶段攻角/侧滑角采集系统角度测量数据

Fig.14 Pre-launch preparation phase attack/sideslip angle acquisition system measurement data

b）飞行初段（0~40 s）。

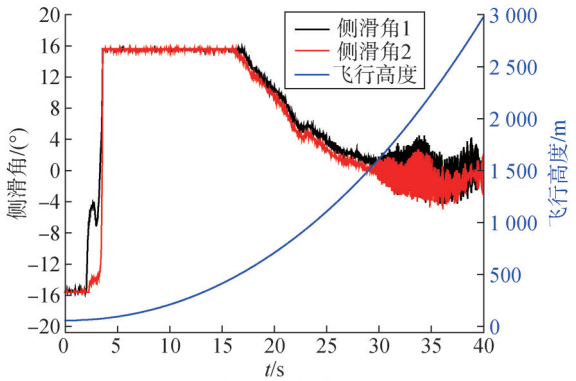
第一次飞行试验初段（0~40 s）攻角/侧滑角传感器遥测数据如图15所示，可以看出：

1）侧滑角传感器1和2的测量值由15.625°快速变化到−15.625°，在飞行约16 s、上升高度约453 m后，风标由−15.625°经过约13 s变化到0°附近，最终在−5~5°范围内波动；

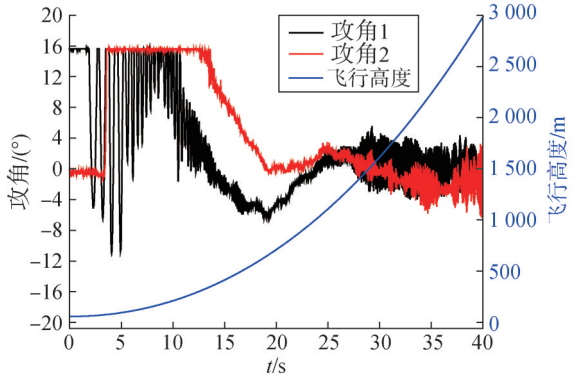
2）攻角传感器1的测量值在−15.625~10.95°范围内波动，起飞约23 s后测量值变化到0°附近，最终在−5~5°范围内波动；

3）攻角传感器2的测量值由0°快速变化到15.625°，维持一段时间后，在火箭飞行约12 s、上升高度约239 m时，测量值由15.625°经过约10 s变化到0°附近，最终在−5~5°范围内波动。

综上分析认为火箭起飞阶段处于低速大攻角飞行状态，由于起飞阶段流动较为混乱（存在发动机喷流影响和脐带塔塔架影响），且火箭的飞行动压低，风标叶片受到的气动力无法提供足够的夹持力，因此攻角和侧滑角传感器的测量数据不准确，飞行初段（0~40 s）数据无效。



a）侧滑角传感器



b）攻角传感器

图15 飞行初段(0~40 s)攻角/侧滑角遥测原始数据

Fig.15 Initial flight phase (0~40 s) attack/sideslip angle raw telemetry data

c）飞行中段（40~130 s）。

根据飞行遥测数据和发射窗口高空风场实测数据可以估计火箭飞行时的攻角和侧滑角。该技术的核心是将发射惯性系下的遥测信息和当地水平坐标系下的风场信息统一转换到发射系，从而得到火箭空速，并求解火箭的攻角和侧滑角。

该估计方法：首先将发射惯性系下的飞行速度等遥测数据经过转换得到火箭发射系下的速度三分量$[V_x \quad V_y \quad V_z]$，然后利用发射窗口实测随高度变化的风速$V_w(H)$和风向$A_w(H)$，其中$H$表示当地水平坐标系下的高度，此时风速在当地水平坐标系下进行表示。按照几何关系和坐标系转换矩阵，可以得到风速$V_w(H)$在发射坐标系的投影如下：

$$\begin{bmatrix} V_{wx} \\ V_{wy} \\ V_{wz} \end{bmatrix} = \boldsymbol{G}_E \boldsymbol{E}_T \begin{bmatrix} V_w(H)\sin\left(\pi + A_w(H)\right) \\ V_w(H)\cos\left(\pi + A_w(H)\right) \\ 0 \end{bmatrix} \tag{1}$$

式中　$[V_{wx} \quad V_{wy} \quad V_{wz}]$为风速在发射系下的$x$，$y$，$z$三分量；$\boldsymbol{G}_E$和$\boldsymbol{E}_T$分别为从地心坐标系$\boldsymbol{E}$到发射坐标系$\boldsymbol{G}$的转换矩阵和水平坐标系$\boldsymbol{T}$到地心坐标系$\boldsymbol{E}$的转换矩阵。用火箭发射系下的速度三分量$[V_x \quad V_y \quad V_z]$减去风速在发射系下的三分量$[V_{wx} \quad V_{wy} \quad V_{wz}]$，就能得到发射系下的火箭空速$V_a$的三分量：

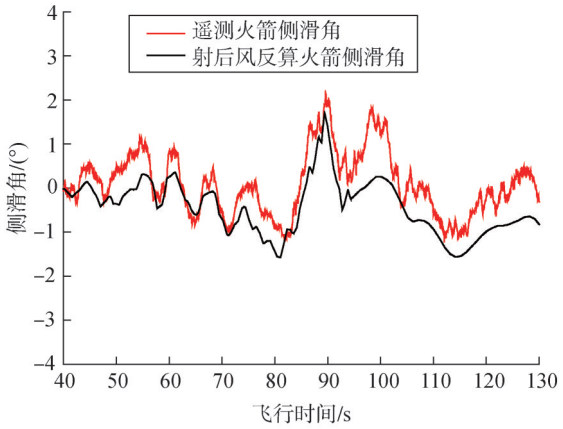
$$\begin{bmatrix} V_{ax} \\ V_{ay} \\ V_{az} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} V_{wx} \\ V_{wy} \\ V_{wz} \end{bmatrix} \tag{2}$$

最后将空速三分量投影到箭体坐标系下，记为$[V_{ax1} \quad V_{ay1} \quad V_{az1}]$。由此，可以得到火箭攻角$\alpha$和侧滑角$\beta$的估计值：

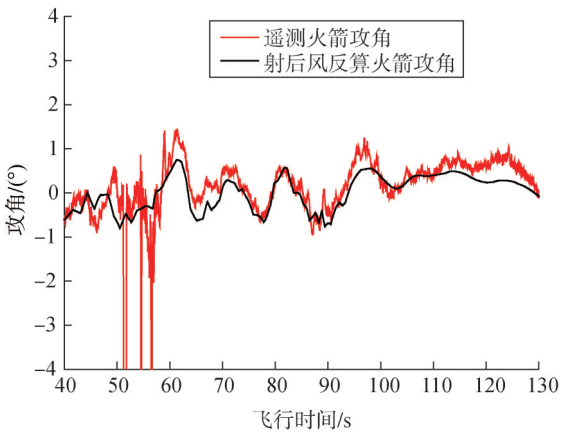
$$\alpha = \arcsin \frac{-V_{ay1}}{\sqrt{\left(V_{ax1}\right)^2 + \left(V_{ay1}\right)^2}} \tag{3}$$

$$\beta = \arcsin \frac{V_{aero1z}}{V_a} \tag{4}$$

由于目前无法获取火箭飞行实时攻角和侧滑角的精确值，射后风反算结果虽有偏差但可以真实反映飞行实时攻角的变化规律，因此将第一次飞行试验中段（40~130 s）的全箭攻角/侧滑角数据与射后风反算结果对比，如图16所示。结果表明数据趋势吻合好，亚声速、最大动压和最大气动载荷合成参数3个重要的载荷设计工况（54~77 s内）的偏差不超过0.8°，验证了测量方案的正确性。遥测数据变化率明显高于射后风反算结果，这是因为射后风反算需要分析发动机摆角等低频信息（频率小于2 Hz），而滤波后的攻角/侧滑角遥测数据为4 Hz。



a）处理后的全箭侧滑角均值



b）处理后的全箭攻角均值

图16　第一次飞行试验的全箭攻角/侧滑角均值与射后风反算结果对比

Fig.16　Comparison between mean values of overall vehicle angle of attack/sideslip angle and post-flight wind reconstruction results for the first flight test

d）飞行后段（130~290 s）。

火箭飞行约288 s后整流罩分离，攻角/侧滑角传感器与采编设备断开，攻角/侧滑角采集终止。飞行时间130~290 s的攻角/侧滑角遥测数据如图17所示。可以看出：飞行130.8 s时，侧滑角传感器1和2、攻角传感器2的测量结果从0°附近偏移至2°附近。由于此时火箭的飞行速度超过1 400 m/s，全箭攻角约为0°，因此数据趋势变化与工程认识不符。产生数据上漂的原因是此时火箭的飞行动压已经小于4 000 Pa，风标的气动加持力不足，因此认为130.8 s之后的测量数据不可靠。

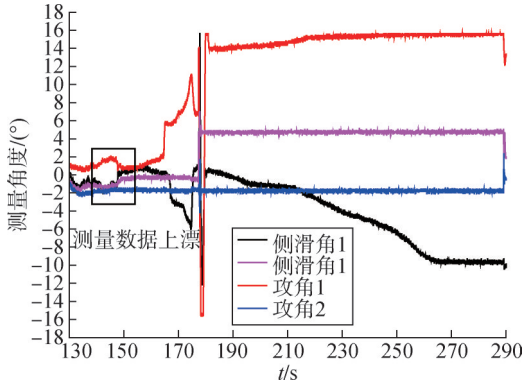


图17 飞行后段攻角/侧滑角遥测数据曲线(130~290 s)

Fig.17 Telemetry profiles of attack/sideslip angle during the latter flight phase (130~290 s)

3.2 与射后风反算攻角/侧滑角结果对比

第2次和第3次火箭搭载的全箭攻角/侧滑角遥测结果与射后风的反算结果的偏差统计如表2所示，曲线对比如图18所示。通过数据对比可以看出：

a）侧滑角遥测数据与射后风反算结果一致性更好，最大偏差小于1.2°；

b）攻角遥测数据偏差明显高于侧滑角，最大偏差超过2°，且数据一致性较侧滑角明显降低。

表2 第2次和第3次搭载飞行任务的全箭攻角/侧滑角遥测结果与射后风的反算结果偏差统计

Tab.2 Deviation statistics between overall vehicle angle of attack/sideslip angle telemetry results and post-flight wind reconstruction results for the second and third piggyback flight missions

任务	侧滑角传感器	攻角传感器
第2次	1.17°(54.3 s)	1.97°(55.7 s)
第3次	1.10°(56.9 s)	2.46°(56.4 s)

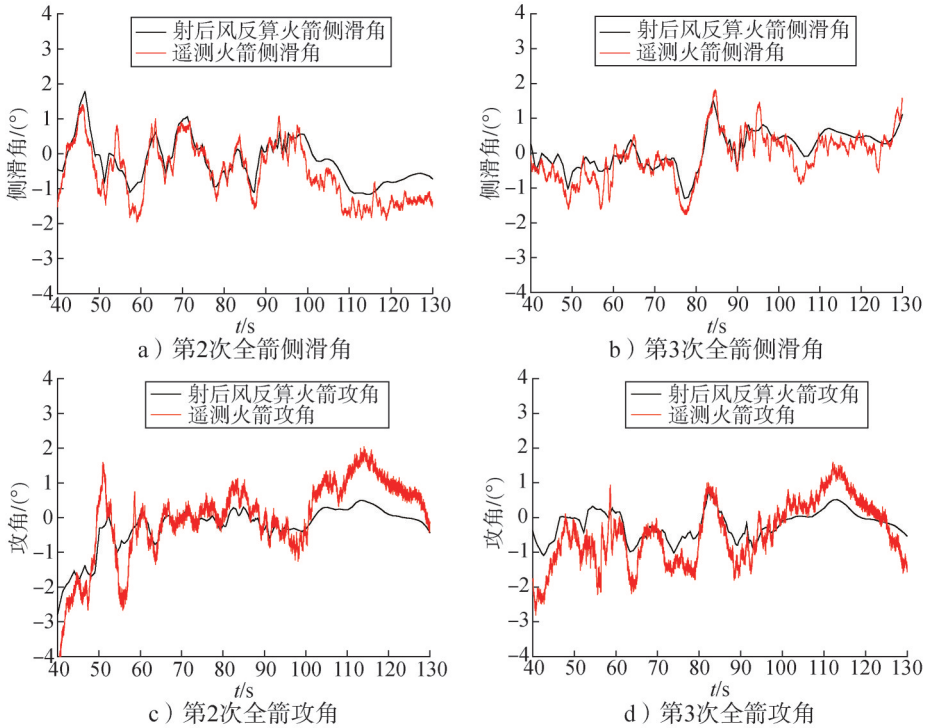


图18 第二次和第三次搭载飞行中段(40~130 s)的全箭攻角/侧滑角遥测数据与射后风反算结果对比

Fig.18 Comparison between telemetry data of overall vehicle angle of attack/sideslip angle and post-flight wind reconstruction results during mid-phase (40~130 s) of the second and third piggyback flights

对造成攻角传感器测量偏差的原因开展针对性仿真分析，由于载荷设计工况大多在亚跨声速段，因此仿真工况设计为Ma=1.3、α=0°。图19为仿真分析得到的整流罩表面压力等值线云图，可以看出，虽然方案设计之初攻角传感器沿箭体径向的安装位置避开了整流罩锥柱交界面的凸起物，但凸起物产生的分离流动对攻角传感器附近的压力分布依然产生了明显的影响，使得爆炸螺栓盒后部的压力低于同一沿轴线位置的压力，这将直接影响风标表面的压力进而影响测量结果。后续任务火箭整流罩前部的凸起物将被取消，全箭攻角的测量精度将与全箭侧滑角的测量精度一致。

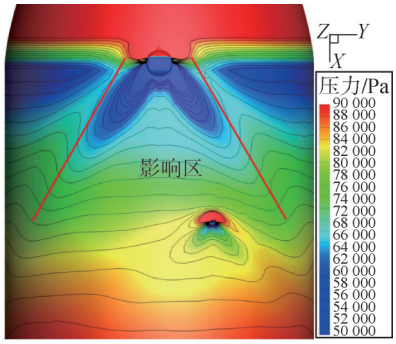


图19　*Ma*=1.3、*α*=0°时，凸起物对攻角传感器附近的压力分布影响

Fig.19　Pressure distribution near the explosive bolt housing and wind vane sensor at *Ma*=1.3 and *α*=0°

4　结论及展望

本文首先通过调研和计算分析，设计了火箭的攻角/侧滑角测量系统；之后通过仿真分析形成了一整套整流罩局部攻角/侧滑角与全箭攻角/侧滑角的解算方法；最后通过3次搭载飞行试验验证了设计方案的正确性。通过数据分析得到以下结论：

a）攻角/侧滑角测量系统在火箭飞行中段（40~130 s）的测量值与射后风反算结果的一致性好，这个时间段的数据覆盖了3个重要的载荷设计工况，可以满足火箭实时在线减载对数据的使用要求，验证了系统方案设计的正确性。

b）全箭攻角变化对局部侧滑角和全箭侧滑角之间的线性关系影响较小，局部侧滑角为全箭侧滑角的1.67倍。侧滑角的变化对局部攻角和全箭攻角之间的关系影响较大，因此在全箭攻角的计算过程中需要将全箭侧滑角作为输入数据，通过两次差值计算得到全箭攻角。

c）侧滑角遥测数据与射后风反算结果的一致性更好，数据的最大偏差小于1.2°，攻角遥测数据与射后风反算结果的偏差较大，最大偏差超过2°，这是受到上游凸起物分离流动的影响所致。

风标式攻角/侧滑角测量技术的成功实施，为火箭攻角减载方案的施行提供了可能，具有广阔的工程应用前景。后续将进一步开展相关研究工作，将实时飞行攻角/侧滑角数据引入控制回路中，为火箭在线实时减载技术的应用提供有力支撑。

参　考　文　献

[1] 王小军, 徐利杰. 我国新一代中型高轨运载火箭发展研究[J]. 宇航总体技术, 2019, 3(5): 1-9
WANG Xiaojun, XU Lijie. Research on the development of new generation medium high-orbit launch vehicle in China[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2019, 3(5): 1-9.

[2] 余梦伦. CZ-2E火箭高空风弹道修正[J]. 导弹与航天运载技术, 2001(1): 9-15.
YU Menglun. The wind compensation technology of Long March 2E rocket[J]. Missiles and Space Vehicles, 2001(1): 9-15.

[3] EDINGER L D, SKELTON G B, STONE C R. Design of a load relief control system[R]. NASA contractor report CR-61169, 1967.

[4] DEATON A W, KELLY P B. Structural load reduction of the space shuttle booster/orbiter configuration using a load relief guidance technique[R]. NASA technical report TM-X-64738, 1973.

[5] 张普卓, 李君, 黄亮, 等. 基于惯组加速度计的主动载荷控制技术研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2019(4): 52-62.
ZHANG Puzhuo, LI Jun, HUANG Liang, et al. Load control technology based on IMU accelerometer in launch vehicles[J]. Missiles and Space Vehicles, 2019(4): 52-62.

[6] 宋征宇. 运载火箭飞行减载控制技术[J]. 航天控制, 2013, 31(5): 3-9.
SONG Zhengyu. Load control technology in launch vehicle[J]. Aerospace Control, 2013, 31(5): 3-9.

[7] 李效明, 许北辰, 陈存芸. 一种运载火箭减载控制工程方法[J]. 上海航天, 2004, 21(6): 7-12.
LI Xiaoming, XU Beichen, CHEN Cunyun. An engineering method on the control of decreasing load for a launch vehicle[J]. Aerospace Shanghai, 2004, 21(6): 7-12.

[8] 龙乐豪, 李平岐, 秦旭东, 等. 我国航天运输系统60年发展回顾[J]. 宇航总体技术, 2018, 2(2): 1-6.
LONG Lehao, LI Pingqi, QIN Xudong, et al. The review on China space transportation system of past 60 years[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2018, 2(2): 1-6.

[9] 吴熙. 民用飞机攻角传感器自动调节系统研究[J]. 电气与自动化, 2021, 50(4): 201-227.
WU Xi. Research on automatic adjustment system of attack angle sensors for civil aircraft[J]. Electrical and Automation, 2021, 50(4): 201-227.

[10] 居后鸿, 曾庆化, 陆辰, 等. 攻角传感器的应用与分析[J]. 航空计算技术, 2013, 43(6): 118-121.
JU Houhong, ZENG Qinghua, LU Chen, et al. Application and analysis of attack angle sensors[J]. Aeronautical Computing Technique, 2013, 43(6): 118-121.

[11] 赵克良, 周峰, 张淼. 民用飞机攻角传感器安装定位研究[J]. 空气动力学学报, 2015, 33(3): 420-426.
ZHAO Keliang, ZHOU Feng, ZHANG Miao. Attack angle sensor orientation for civil aircraft[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2015, 33(3): 420-426.

[12] 高波, 姚瑶, 杨学军, 等. 风标式攻角传感器在超声速飞行运载火箭中的应用研究[J]. 宇航总体技术, 2019, 3(5): 36-44.
GAO Bo, YAO Yao, YANG Xuejun, et al. Application research of wind vane sensors of attack angle on rocket with supersonic flight[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2019, 3(5): 36-44.

[13] HB 6763-1993. 攻角和侧滑角系统的安装[S]. 北京: 航空工业出版社, 1994.
HB 6763-1993. Installation of incidence and sideslip system[S]. Beijing: Aviation Industry Press, 1994.

作　者　简　介

闫指江（1984—），男，高级工程师，主要研究方向为运载火箭空气动力及热环境设计。

杜昊昱（1988—），男，博士，高级工程师，主要研究方向为运载火箭姿控设计。

陈士强（1987—），男，博士，研究员，主要研究方向为航天运输系统总体设计。

范瑞祥（1965—），男，院士，主要研究方向为航天运输系统总体设计。

贾少龙（1988—），男，高级工程师，主要研究方向为飞行器攻角/侧滑角测量技术。