月地高速再入返回器气动设计与验证技术

陆亚东, 李齐*, 耿云飞, 刘欣, 高洁, 贺晓洋

中国空间技术研究院总体设计部, 北京 100094

* E-mail: qi-ge-ge@163.com

收稿日期: 2014-12-02; 接受日期: 2014-12-25

国家中长期科技发展规划重大专项资助项目

摘要 月地高速再入返回器与近地轨道返回飞行器相比, 气体流动效应更加复杂, 对气动数据的精准度要求更为苛刻. 因此, 气动设计与验证的正确性和全面性是月地高速再入任务成功的关键. 本文对月地高速再入气动特点进行了分析, 对返回器气动设计方法、气动计算与试验项目、数据综合分析和特种气动问题研究的方法与结果进行了阐述, 并给出了飞行结果. 飞行结果表明返回器气动设计与验证所获得的各项气动数据满足工程要求.

关键词

月地高速再入返回
气动设计方法
计算与试验项目

1 引言

月地高速再入返回飞行以近 11 km/s 的高速半弹道跳跃式再入大气层, 在我国航天领域尚属首次, 与我国近地轨道再入返回器如神舟飞船和返回式卫星相比, 其气动环境及气动设计要求都具有新的特点. 主要体现在以下几个方面.

1) 高速再入导致复杂流动效应影响更加突出

返回器初次再入马赫数接近 40, 再入过程中返回器头部附近的空气温度超过 10000 K, 绕流气体已经电离和离解, 气体催化、化学反应、高温气体辐射加热、黑障等流动效应十分显著. 此外, 返回器两次再入地球大气并长时间在 60 km 以上的高空飞行, 滑移、稀薄气体效应等问题更加突出. 这些复杂流动效应对返回器气动力和气动热都带来较大影响, 需要重点开展研究.

2) 轻小型化导致返回器气动稳定性下降

月地高速再入返回器尺寸比以往国内外任何一种半弹道式再入飞行器都要小, 尺寸的减小和质量的降低将导致返回器飞行稳定性下降.

3) 二次再入导致返回器气动特性不确定性增加
返回器尺寸小、重量轻, 在长航程跳跃式再入情况下, 烧蚀、燃料消耗等各种因素使得 2 次再入期间返回器几何特性与质量特性存在差异, 对二次再入飞行时的气动特性产生影响, 使得气动特性不确定性增加.

4) 跳跃式再入对气动数据精度要求更高

返回器要实现跳跃式长航程再入准确返回预定落区的任务, 其再入制导控制策略的准确制定对返回器气动力预测精准度要求比常规半弹道式再入更为苛刻, 而返回器尺寸小、重量轻、再入速度高、再入环境更为复杂, 导致返回器静/动态气动特性受诸多因素影响更大, 气动力特性精确预测难度增加. 要解决二者之间的突出矛盾, 必须针对各种可能影响气动力数据精度的因素开展专题研究、分析与验证.

对于近第二宇宙速度跳跃式返回, 美国、前苏联曾经通过 Apollo^[1]、探测器系列^[2]等月地探测飞船的研制, 突破了相应的关键技术, 积累了气动研究经验. 但由于相关气动研究理论、方法等公开信息不足, 无

引用格式: 陆亚东, 李齐, 耿云飞, 等. 月地高速再入返回器气动设计与验证技术. 中国科学: 技术科学, 2015, 45: 132–138

Lu Y D, Li Q, Geng Y F, et al. Aerodynamic design and verification technology for the circumlunar free return and reentry flight vehicle (in Chinese). Sci Sin Tech, 2015, 45: 132–138, doi: 10.1360/N092014-00472

法支撑我国月地高速再入返回器的气动设计与验证. 而我国通过返回式卫星、神舟飞船等研制掌握的近地轨道再入返回器气动研究技术, 无法解决月地高速再入气动问题.

为解决月地高速再入返回气动设计难点, 通过开展返回器气动外形设计、气动力特性预测与试验验证、气动热环境预测及试验验证、特种气动问题分析研究等工作, 突破了月地高速再入返回气动关键技术, 提升了我国第二宇宙速度再入的气动问题认识水平和气动研究能力, 同时发展了轻小型高速再入返回器气动外形设计与优化方法、半弹道返回器配平质心盒设计方法、跨流域高精度气动力预测算法、高精度测力/测热试验技术等一系列新型气动分析与验证技术. 本文重点针对气动外形选型与优化、配平质心盒设计、气动计算与试验、气动数据综合处理以及特种气动问题研究的方法和结果进行阐述, 并给出了飞行结果.

2 气动外形设计及方法研究

2.1 气动外形选型与优化

月地再入返回任务的高再入速度、跳跃式再入方式和轻小型化需求, 对返回器静/动态稳定性、升阻力特性、气动热环境和有效容积率等性能都提出了要求. 返回器气动外形选型阶段分别针对球冠钟形体外形和球冠倒锥体外形进行了气动外形初步设计, 开展了性能分析和对比, 比较结果如表 1 所示. 由表可见, 球冠倒锥体虽然在升阻比性能方面具有一定优势, 但单一配平特性、配平静/动稳定性、有效容积和技术继承性方面的性能均逊于球冠钟形体外形. 考虑到球冠钟形体外形升阻比性能能够满足制导控制需求, 综合权衡后, 最终选取了球冠钟形体外形作为返回器基本外形开展下一步研究.

在确定基本外形的基础上, 根据气动外形的性能提升需求, 利用主体尺寸与耳片构型参数解耦分析方法, 对球冠钝度比、肩部钝度比、后锥角、耳片纵向位置等八种局部尺寸参数开展了优化可行性研究^[3,4], 并完成了返回器去前端框、去发动机舱和降低舱器分离突台高度的进一步质量优化设计, 获得了返回器优化外形. 优化后的返回器外形在满足基本气动性能和装载需求的同时, 比原外形减重超过 5 kg. 图 1 给出了返回器气动外形的演化过程.

表 1 两种返回器可选外形气动性能对比

项目	月地高速再入返回任务适应性	
	球冠钟形体	球冠倒锥体
外形示意		
静稳定性	1) 再入全空域和速域范围都有唯一的稳定配平点; 2) 纵向质心系数小于 0.4 即可实现再入全过程静稳定	1) 飞行全空域和速域均存在第二稳定配平点; 2) 纵向质心系数小于 0.33 仍无法消除亚声速第二配平点, 需要通过开展稳定翼片设计解决
升阻特性	主要控制区阻力系数大于 1.2, 升阻比大于 0.2, 可满足制导控制需求	升阻比提高 25%, 升力调节能力增大
动稳定性	亚跨声速俯仰和滚转出现一定动不稳定	亚跨超声速区不稳定动导数更大, 需增加控制发动机配置
气动热环境	在防热系统可接受范围内	肩部热流增大、侧壁热流减小, 结构减重效果不突出
总装布局能力	有效容积率较大, 总装操作空间可满足要求.	相同尺寸下有效容积减小 22%, 设备安装平台面积减小 30%, 发动机力臂减小 12%~29%, 总装操作空间更小, 风险增大
技术继承性	有神舟飞船气动研究基础, 继承性较好	无技术基础, 研制难度增大, 研制周期长

图 1 返回器气动外形演化过程

2.2 配平质心盒设计

为获得再入飞行需要的配平姿态、升阻力性能和再入环境条件, 返回器质心配置需要满足一定偏置范围要求, 这个质心配置范围即返回器的配平质心盒.

针对轻小型高速跳跃式再入返回器质心设计约

束因素多, 质心受烧蚀、燃料消耗等影响变化范围大的特点和难点, 首先参考猎户座乘员舱质心盒设计特点^[5], 全面分析返回器的质心设计约束条件(静稳定性、升阻比、热环境限制、配重限制等), 建立了质心可用范围的多变量约束模型; 其次, 对两次再入过程防热层烧蚀、燃料消耗、样品质量变化等时变因素进行解耦评估, 建立了动态质心偏移修正模型; 最后, 通过平面线性规划获得返回器配平质心盒。

返回器配平质心盒设计考虑的约束条件、时变影响因素及最终设计结果如图 2 所示。

3 气动计算、试验与综合分析

3.1 主要研究思路

针对返回器再入飞行流域/速域范围广的特点, 为保证气动力数据预测的全面性和精准度, 首先通过分析再入弹道特征, 将整个再入过程划分为图 3 所示的 4 个区域(图中 80 km 以上的来流声速是用 $\sqrt{\gamma P/\rho}$

图2 返回器配平质心盒设计示意图

图3 返回器再入区域划分示意图

公式近似计算得到, γ 取 1.4): 1) 亚跨超声速区($0.3 < Ma < 5.0$); 2) 中空高超连续流区($Ma > 5, h < 60$ km); 3) 中空高超连续流区($Ma > 5, 60$ km $\leq h < 80$ km); 4) 高超声速跨流域区($h > 80$ km)。结合国内外设计经验^[6]和气动技术基础, 对于 1)区气动力数据预测主要依靠风洞测力试验获取; 对于 2), 3)区气动力数据预测主要依靠数值模拟计算获取; 对于 4)区的气动力数据预测主要依靠工程预测获取。通过这些手段, 既保证了气动力数据的高精度, 又保证了各类数据间的平滑过渡。

针对返回器两次再入导致 60 km 以上同一高度存在不同马赫数状态的情况, 通过研究再入走廊内各种弹道下返回器高度与马赫数的变化规律, 确定了 60 km 以上各高度下的马赫数边界, 并根据插值方法得到 60 km 以上各高度下对应的马赫数计算状态, 从而保证了再入制导仿真过程中 60 km 以上高度区间的气动力数据能够实现 3 点以上的内插值计算。

针对返回器再入角变化范围大、再入时间长导致的再入弹道对热流密度和加热量影响大的问题, 在再入走廊内按照再入角和再入航程的变化情况对再入弹道条件进行组合, 并对多种组合弹道形式开展分析, 从而确保返回器气动热环境预测能够包络再入走廊内所有弹道特征。

3.2 计算与试验项目

月地高速再入返回飞行器未采用传统飞行器气动研制以地面试验为主的气动数据构成方式, 而是在开展一定地面试验验证和国外同类算例验证的基础上, 广泛采用计算流体力学手段开展返回器气动力/热特性预测和各种特种气动问题研究的研制模式, 从而在保证返回器气动设计数据的连续性和全面性的前提下大大缩短了研制周期、减少了研制经费。

在气动计算方面, 主要开展的项目及具体内容如表 2 所示。

在地面试验验证方面, 主要开展的项目及具体情况如表 3 所示。

图 4 给出了返回器气动力计算和试验状态在再入走廊内的覆盖情况。如图所示, 返回器计算和试验状态覆盖了整个再入走廊内各特征再入弹道。且在同一高度、多马赫数的弹道点状态能够实现三点以上的气动数据内插值计算。

表 2 返回器主要气动计算项目及状态列表

序号	计算项目	计算内容
1	返回器全空域/速域静态气动计算	全速域静态气动初步计算
2		超声速、高超声速连续流静态气动详细计算
3		高超声速跨流域静态气动详细计算
4	返回器全速域动稳定性计算	全速域动导数工程估算
5		全速域动导数数值模拟
6	返回器再入气动热环境计算	全弹道对流热计算
7		全弹道辐射热计算
8		典型状态表面热流数值模拟
9	烧蚀外形变化气动影响分析 特种气动问题分析	烧蚀后外形静态气动数值模拟
10		壁面温度条件影响分析
11		化学反应影响分析
12		稀薄效应影响分析
13		高速再入黑障范围预测
14		姿控发动机喷流干扰及喷流效率分析

表 3 返回器主要气动试验项目及状态列表

序号	试验项目	试验风洞
1	三自由度测力试验	三声速风洞, 实验段尺寸 1.2 m×1.2 m, $Ma=0.4\sim4.0$
2	六自由度测力试验	三声速风洞, 实验段尺寸 1.2 m×1.2 m, $Ma=0.4\sim4.0$
3	表面压力系数测量试验(结构、回收)	三声速风洞, 实验段尺寸 1.2 m×1.2 m, $Ma=0.3\sim0.7$
4	六自由度测力试验	$\phi 1\text{ m}$ 常规高超声速, $Ma=5\sim10$
5	炮风洞测热试验	轻活塞炮风洞, 喷管出口 $\phi 0.48\text{ m}$, $Ma=12, 14$
6	激波风洞测热试验	高超声速脉冲型风洞, 喷管出口 $\phi 0.8\text{ m}$, $Ma=10$

图 4 返回器气动计算/试验状态覆盖图
●表示计算状态, ■表示试验状态

3.3 数据分析与处理

1) 气动数据拟合及偏差处理
针对返回器六自由度气动标称数据及其偏差

的高精度预测要求, 为提高再入制导控制精度, 返回器气动数据分析与处理通过采用多平台数据拟合算法和总偏差解耦分析与特征关联方法, 分别获得了高精度气动标称数据和六自由度偏差数据. 具体做法如下:

(1) 建立适用于返回器气动数据预测的流动方程、边界条件和大气模型, 并按照给定的流动方程、边界条件和大气模型利用多种计算平台获得同马赫数/高度、同攻角、侧滑角状态的六自由度气动数据库. 基于统计学理论和线性拟合算法对多平台计算数据进行拟合, 获得一套气动标称数据.

(2) 将六自由度气动偏差分为纵向和横侧向两大类, 对两类偏差分别进行误差源分解、误差类别划分, 获得了由计算误差、真实气体效应、烧蚀及燃料消耗等 7 种误差源构成的纵向气动偏差, 以及由侧滑角变化影响、质心侧偏、烧蚀不对称性等 6 种误差源构成的横侧向气动偏差. 通过解耦分析误差源影响量、构建总偏差计算关联式, 确定六自由度气动偏差的计算与处理方法.

2) 气动热数据拟合及阈值分析

返回器气动热分析与处理采用热流拟合算法修正和阈值分析方法, 获得了裕度合理的高精度热环境数据. 具体做法如下:

(1) 返回器再入全过程的气动热数据基本采用工程算法获得, 而决定热环境工程算法是否合理准确的一个重要因素就是表面热流分布拟合算法. 考虑到返回器高速再入条件下辐射加热不可忽略, 因此在确定拟合算法时针对对流加热与辐射加热两种机理分别开展研究. 针对对流加热, 根据湍流、局部干扰热影响等研究结果, 结合热化学非平衡数值模拟和典型风洞试验数据修正, 建立了适用于返回器外形的对流热分布拟合算法; 针对辐射加热, 在借鉴 NASA 高温空气辐射加热预测软件 QRAD 中用到的四光谱带模型的基础上, 考虑辐射散热、非平衡辐射、三维效应等修正因子, 并与热化学非平衡数值模拟绕流流场参数相结合, 建立了返回器表面辐射热流分布拟合算法^[7].

(2) 由于返回器再入热环境随再入角、返回器质量、升阻特性、大气密度等参数影响而发生变化, 因此返回器气动热环境预测不能仅基于标称弹道计算. 为准确获得返回器热流密度/加热量阈值, 分析了影响再入热环境的弹道参数, 并将各参数对热流密度和加热量的影响量进行解耦分析, 分别建立了返回器热流密度和总加热量变化量与再入弹道参数变化间的关联式, 最终计算得到了返回器再入走廊内和故障条件下热流密度与总加热量的阈值.

4 特种气动问题研究

4.1 壁面温度条件气动力影响研究

采用不同的壁面温度边界条件会对连续流高超声速区的静态气动特性结果产生影响, 导致气动力计算误差增大. 为确定温度条件所导致的计算误差带, 将“壁面温度影响”作为特种问题开展专题研究, 选择 60~70 km 高度区间, 通过计算不同壁面温度边界条件(绝热壁、等温壁(1000, 1500, 2500 K)、辐射平衡壁(完全催化壁、完全非催化壁))下的静态气动力, 对比分析壁面温度设定对静态气动特性影响. 根据研究结果确定了返回器高超声速静态气动计算使用的壁面温度边界条件, 提高了高超声速气动力计算准确度.

4.2 化学反应效应影响研究

由于化学反应是连续流高超声速区的主要复杂流动效应, 且对高超声速静态气动力特性影响较大. 为分析化学反应对返回器高超声速升阻特性、静稳定性和配平特性的影响量, 对返回器在不同飞行阶段流场中可能发生的化学反应类型进行了划分, 并在各阶段分别按照高度和马赫数划分计算状态, 针对各状态分别开展了化学平衡和化学非平衡气动特性计算, 并与同状态完全气体模型计算结果进行对比, 分析化学反应带来的绕流流场变化情况, 确定不同状态下化学平衡/化学非平衡效应对阻力系数、升阻比、配平攻角、压心系数等静态气动特性的影响量. 根据分析, 化学平衡和非平衡效应在高度 60~80 km 对返回器气动力影响明显, 最多可使配平攻角绝对值减小 2.6°, 使配平升阻减小 8.5%^[8,9]. 该研究结果为返回器气动力数据偏差分析与计算奠定了基础.

4.3 稀薄流效应气动力影响研究

为研究稀薄效应对返回器静态气动力影响量, 确定跨流域气动力特性预测方法, 分别开展了滑移流边界条件影响分析和壁面气体反射模型影响分析. 根据分析结果, 对于返回器而言, 在 80 km 以下可基于连续流假设计算静态气动力; 80~90 km 高度范围内可采用滑移流边界修正的 N-S 方程计算静态气动力; 90 km 以上需用分子碰撞运动论观点求解气动力数据. 根据壁面气体反射模型分析结果, 建立了适用于返回器外形的过渡流气体物面反射模型, 为返回器跨流域局部桥函数工程算法修正奠定了基础^[10]. 最终获得的返回器跨流域气动力计算方法通过与 Apollo 飞行试验数据对比, 误差在 20% 以内, 与 NASA 同类跨流域算法精度相当.

4.4 黑障通信中断范围预测

返回器跳跃式再入需要经历 2 次黑障通信中断过程. 为准确判断返回器跳跃式再入过程中飞行安全性和遥测遥控能力, 研究采用数值模拟与工程预测相结合的方法, 分析不同弹道点的等离子体分布特性及其与电磁波的相互作用, 发展了极高温气体电离解与电离模型, 确定了第二宇宙速度再入过程中化学反应动力学模型与轨道点的相关性, 建立了电磁波在非均质等离子体鞘套中的传输模型. 从而获

得适用于第二宇宙速度再入的精确预测等离子体分布及其与电磁波相互作用的综合模拟手段, 将等离子体密度预测精度由 1 个量级提升至优于 0.3 个量级. 由此获得的返回器再入过程黑障区高度误差由 10 量级提升至优于 5 km.

表 4 给出了本次黑障通信中断范围预测分析结果与实际飞行结果的对比情况.

4.5 姿控发动机喷流干扰研究

返回器姿控发动机推力小(20 和 5 N)、喷管喉道极窄(<8.5 mm), 完全缩比后气流会在喉道处堵塞导致无法开展侧喷流试验测量, 只能通过仿真计算对发动机再入过程中的喷流干扰情况和喷流效率变化规律进行预测. 为提高 RCS 喷流效率预测的精准度, 通过详细分析数值模拟模型、网格及不同模拟条件对数值模拟结果的影响, 分别开展了组合喷流模型影响分析、湍流模型影响分析、驻室箱压影响分析、热喷条件影响分析等 8 项理论计算研究, 最终选定了最接近返回器真实飞行状态发动机喷流条件的物理简化模型、数学模型及计算条件, 并获得了各发动机组在亚、跨、超和高超声速不同空域、速域下的喷流干扰结果和喷流效率变化范围. 研究表明, 返回器各方向发动机在超声速以上喷流效率均大于 0.8, 且在 1.0 附近变化; 亚跨声速由于流场干扰增大, 喷流效率变化剧烈, 俯仰方向喷流效率会低于 0.5.

表 4 黑障通信中断范围预测与实际飞行对比

对比项目	本次预测(km)	实际飞行(km)
一次进入黑障高度	95	97.1
一次跳出黑障高度	85	86.3
二次进入黑障高度	85	83.5
二次跳出黑障高度	50	49.4

5 飞行结果

首次月地高速再入返回任务于 2014 年 11 月 1 日实施半弹道跳跃式再入. 再入过程中, 经内测系统对升阻比进行评估, 数据精度优于 8%. 经防热系统实时温度监测和落地后烧蚀状况评估, 落地前返回器金属内部各处温度均不大于 200℃, 返回器迎风拐角最大烧蚀后退量与地面预测值相差小于 4 mm, 说明气动热环境预测准确, 裕度合理.

根据飞行结果, 返回器气动设计与验证获得的各项气动数据满足工程要求.

6 结束语

在月地高速再入返回器气动设计与验证过程中, 通过构建适用于半弹道跳跃式再入的轻小型气动外形设计方法和基于时变估计的配平质心盒设计方法, 解决了轻小型高速再入返回器气动外形的设计难题; 通过合理划分气动研究状态、科学制定气动分析与试验项目、充分进行气动数据拟合与偏差分析以及专题开展特种气动问题研究, 提高了对第二宇宙速度再入气动问题(如超高速下力-热-多物理效应的高度耦合等)的认识, 探索了超高速再入下各种复杂气动问题的研究方法, 解决了月地高速再入返回器气动力/热数据高精度预测的难题. 通过开展飞行实践, 确认了返回器气动设计与验证工作的全面性和正确性. 月地高速再入返回器气动设计与验证技术不仅保证了月地高速再入返回任务的圆满成功, 还可推广应用于未来载人登月、深空返回、地外天体进入着陆等深空探测任务, 为未来新型再入返回器的工程研制奠定坚实的技术基础.

参考文献

- 1 Harpold J C, Graves C A. Apollo experience report-mission planning for Apollo entry. NASA TN D-6725, 1972
- 2 闵学龙. 载人航天器深空飞行返回再入运动特性研究. 博士论文. 北京: 中国空间技术研究院, 2009. 62-65
- 3 詹慧玲, 陈冰雁, 刘周, 等. 典型再入返回器气动特性对比与改进研究. 航天返回与遥感, 2013, 6: 11-20
- 4 耿云飞, 李齐, 赵会光. 关于半弹道深空再入飞行器气动外形的讨论. 中国宇航学会深空探测技术专业委员会第九届学术年会学术交流会议. 杭州, 2012. 154-159
- 5 Rea J R. Orion entry performance-based center-of-gravity box. AIAA 2010-8061
- 6 Greathouse J S, Kirk B S, Lillard R P, et al. Crew exploration vehicle (CEV) crew Module shape selection analysis and CEV aeroscience project overview. AIAA 2007-603

- 7 陈思员, 苗文博, 程晓丽. 地球大气再入返回器辐射加热计算方法研究. 空气动力学学报, 2013, 31: 333–337
- 8 李俊红, 潘宏禄, 程晓丽. 真实气体效应对返回舱气动特性的影响. 力学与实践, 2013, 35: 27–34
- 9 吕俊明, 潘宏禄, 苗文博, 等. 化学非平衡效应对返回舱再入气动特性的影响. 航天返回与遥感, 2014, 35: 11–19
- 10 赵波, 黄飞, 程晓丽. 返回器稀薄区气动特性工程计算方法的应用研究. 航天返回与遥感, 2014, 35: 6–12

Aerodynamic design and verification technology for the circumlunar free return and reentry flight vehicle

LU YaDong, LI Qi, GENG YunFei, LIU Xin, GAO Jie & HE XiaoYang

Institute of Spacecraft System Engineering, China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China

Compared to LEO reentry vehicles, the flow effect of the circumlunar free return and reentry flight vehicle is much more complex, and the aerodynamic data with high precision is required. The correctness and completeness of the aerodynamic design and verification is vital to the success of the lunar return mission. The aerodynamic characteristics of the mission is summarized, and the aerodynamic design method, calculations and experiments, data analysis method and its results for the reentry capsule, several specific aerodynamic problems and the research conclusions are also presented in this paper. The flight results show that the data achieved by aerodynamic design and verification is well satisfied with the requirements of the mission.

circumlunar free return, aerodynamic design method, calculations and experiments

doi: 10.1360/N092014-00472