

文章编号: 1000-8349(2012)02-220-16

火星重力场模型发展回顾及对 萤火一号的展望

何志洲^{1,2}, 黄乘利¹, 张 冕¹

(1. 中国科学院上海天文台, 上海 200030; 2. 中国科学院研究生院, 北京 100049)

摘要: 首先回顾了火星重力场探测的历史、各有关探测器的轨道特征和获取的资料情况, 特别对最成功的 MGS 项目的情况作了详细介绍。然后对确定火星重力场模型过程中的有关问题作了介绍, 包括动力学模型、三体摄动问题、太阳光压和大气阻力模型等。重点介绍了其中的先验条件和求解重力场的算法, 后者主要介绍 GSFC 采用的最小二乘法和先验约束方法及其数据定权和误差校准的经验。文中还对火星重力场与地形学进行了比较分析, 并对火星重力场时变性的探测与研究作了重点讨论。最后对火星重力场探测中存在的主要问题作了详细讨论, 并展望了我国第一颗火星探测器“萤火一号”对火星重力场研究的可能贡献。

关键词: 火星; 重力场; 萤火一号

中图分类号: P185.3 **文献标识码:** A

1 引 言

在几乎所有的月球和行星探测计划中, 对目标天体的重力场测量和研究都是必不可少的。一方面, 因为重力场及其变化是天体表面地形、质量分布与内部物理结构的综合反映, 所以它本身就是空间探测任务的科学测量和研究的重要对象之一; 另一方面, 目标天体的重力场对航天器的轨道直接产生影响。

若能在轨道器上搭载重力仪或加速度计(如地球上空的 CHAMP 和 GRACE 卫星以及月球的 GRAIL 等), 则可直接测量出目标天体的空间重力场或梯度分布。但由于科学目标和载荷限制, 绝大多数的深空探测器并不搭载此类仪器, 而采用变通的方法, 即通过对航天器绕目标天体的轨道及其变化的精确测定, 进而解算目标天体的重力场。

2007 年 3 月 26 日中俄两国国家航天局签署了“关于联合探测火星及火卫一合作的协

收稿日期: 2011-12-13; 修回日期: 2012-03-14

资助项目: 国家自然科学基金(11073044, 11133004); 中科院方向性项目(KJ CX2-YW-T13); 上海市科委(06DZ22101, 06ZR14165)

议”。俄方探测器“Phobos-Grunt”(又称“Phobos-Soil”)主要任务是飞往火星卫星福布斯,完成着陆,采集土壤样品并将样品运送回地球进行进一步研究;中方探测器“萤火一号(YinHuo-1,缩写为YH-1)”的主要任务是对火星进行成像探测和对火星空间环境进行探测;同时中俄双方将开展联合科学掩星试验。探测火星重力场是YH-1计划的四个主要科学目标之一。

为此,本文就火星重力场模型的发展进行了调研,首先在第2章和第3章对火星重力场探测的历史、各有关探测器的轨道特征和获取的资料情况作了回顾,其中Mars Global Surveyor(MGS)^[1]计划最为成功,因此本文对MGS项目的情况作了较详细的介绍。第4章对确定火星重力场模型过程中的有关问题作了介绍,包括动力学模型、三体摄动问题、太阳光压和大气阻力模型等。重点介绍了其中的先验条件和求解重力场的算法,后者主要介绍了GSFC采用的最小二乘和先验约束方法及其数据定权和误差校准的经验。第5章还对火星重力场结果作了分析,介绍了重力场与地形学的比较分析。第6章对火星重力场的时变性有关的探测与研究也作了较为详细的讨论。第7章对火星重力场探测现状中存在的主要问题和原因都作了讨论,最后对我国第一颗火星探测器“萤火一号”对火星重力场研究的可能贡献作了展望。

2 火星重力场模型发展回顾和 MGS 项目简介

最早对火星质量和扁率进行测量的是Mariner-4卫星,而对火星全球重力场的研究始于Mariner-9号(M9),但是直到20世纪90年代才得到比较细致的重力场模型GMM1和Mars50C。这两个重力场模型均是利用M9和Viking飞行器(VO1和VO2)的数据解算得到的^[2,3]。

利用Viking的轨道资料可得到球谐函数阶次从6到12不等的低分辨率重力场。由于M9和Viking在两极地区的高轨道和轨道数据的空间分布不均匀,使得获得高分辨率的重力场模型变得十分困难^[2,3],所以MGS计划应运而生。

MGS探测器在1996年11月6日发射,项目预期执行1火星年即687d,但实际工作到2006年11月2日(由于电池和计算机问题)。在1997年9月17日开始并入火星轨道。近火点高度约110km。其后MGS探测器开始执行计划任务,主要包括5个阶段^[1]:

(1) 轨道刹车阶段(Aerobraking Phase, AB1)。从1997年11月7日到1998年3月38日,目的是将探测器在近火点高度约为120km处的轨道周期从35.4h降到11.5h,远火点高度从45000km降到18000km。

(2) 科学工作阶段(Science Phasing Orbit Phase,简称SPO-1及SPO-2)。开始于1998年3月28日,期间包括约1个月的与太阳汇合时段(4月28日到6月3日),其间地-火-日角度小于 10° 。

(3) AB2从1998年9月底到1999年2月初,期间MGS的轨道周期降为2.0h,远火点高度约为450km。

(4) 1999年2月4日 MGS 再次变轨, 将近火点高度提升至 380 km, 在以后大约 3 个星期开始了关键的应用即重力测量工作的轨道 (Gravity Calibration Orbit, 简称 GCO), 在此期间 MGS 获得了高质量的轨道跟踪资料。

(5) 1999年3月29日, MGS 开始绘图测量工作 (Mapping Phase, 简称 MP), 其上的高增益天线 (HGA) 成功展开, 在 1 个周期约 2 h 的近似极轨的圆形轨道上运行, 其中包括为期 1 个月的绘图轨道转换阶段 (Mapping Transition Phase, MTP)。

在 MGS 成功后不久, 2001、2005 年 NASA 又分别发射了两颗火星探测器, Odyssey 和 Mars Reconnaissance Orbiter(MRO)。Odyssey 于 2002 年的 1 月到达火星, MRO 于 2006 年 8 月底开始传回数据。他们的轨道特征与 MGS 类似, 也是小偏心率的极轨卫星。不同的是, Odyssey 在其展开 MP 工作期间, 近火点高度约为 390 km(这一高度比 MGS 的 MP 阶段高 20 km), 远火点高度约为 455 km^[4]。MRO 的轨道高度相较 MGS、Odyssey 更低, 近火点高度为 255 km, 远火点在 320 km 左右^[5]。

运用 M9、Viking 和 MGS 不同任务阶段的数据得到了 GMM-1^[2]、GMM-2B^[6]、MARS50C^[3]、MGS75D^[1]、MGS95J^[4]、MRO110B^[5] 等重力场模型。这其中代表性的模型有 GMM-2B、MGS75D、MGS95J、MRO110B 等。GMM-2B 是阶、次为 80 的球谐函数模型, 它是由 Goddard Space Flight Center(GSFC) 解算得到的。MGS75D、MGS95J 和 MRO110B 分别是一个 75、95 和 110 阶、次的模型, 它们都是由 Jet Propulsion Laboratory(JPL) 解算得到的。JPL 和 GSFC 提供的系列模型的主要不同在于他们采用了不同的资料、火星指向模型和重力场解算方法: JPL 系列从 MGS95J 开始采用的火星指向模型是他们自己在 Pathfinder 计划中获得并采用过的模型, 而 GSFC 一直用的是 IAU 的火星定向模型; JPL 系列模型主要采用的是多普勒资料与测距资料, 而 GSFC 的 GMM-2B 除了多普勒资料还利用了 Mars Orbiter Laser Altimeter(MOLA) 的数据一起解算火星重力场。

由于到目前为止, MGS 系列模型是最成功且最具代表性的重力场模型之一, 本文将以其为例对火星重力场的解算工作进行简要的分析。

3 数据简介及轨道特征

一般地, 在对这些飞行器测定轨时, 都会利用测距资料与多普勒资料, 因为历表不准会给测距数据带来系统差, 所以重力场解算时主要还是用多普勒资料, 而测距数据一般在轨道定准之后用来更新历表中火星的位置。因此本文对测距资料不做介绍。

3.1 S 波段轨道数据

在 MGS 项目之前获得的都是 S 波段的数据。如 M9、VO1、VO2 的轨道数据都是由双程 (2-way)S 波段 (2.1 GHz 和 2.3 GHz) 多普勒资料而获得, 因此早期 GSFC 的 GMM-1^[2] 和 JPL 的 MARS50C^[3] 等重力场模型是由这些数据解算得到的。M9 和 Viking 在工作期间的大偏心率轨道特别是探测器近火点附近获得的轨道数据, 对重力场分辨率的提高特别是对解决高阶球谐函数项混淆现象仍有价值。

表 1 MGS 个任务阶段情况概览

主要阶段	时间范围	轨道特征
轨道刹车阶段 (AB1)	19971107-199803028	在近拱点高度约为 120 km 处的轨道周期从 35.4 h 降到 11.5 h, 平均近拱点高度约 120 km, 远拱点高度从 45 000 km 降到 18 000 km。
科学工作轨道 (SPO-1 及 SPO-2)	1998 年 3 月 28 日至 1998 年 9 月底, 期间包括约 1 个月 (4 月 28 日到 6 月 3 日) 的与太阳汇合时段, 其间地 - 火 - 日角度小于 10°	近拱点高度约为 170 km, 倾角 93.78° , 偏心率 0.7133, 轨道周期约为 11.63 h。
轨道刹车阶段 (AB2)	1998 年 9 月底到 1999 年 2 月初	将轨道周期降约为 2 h, 远拱点高度约为 450 km。
重力测量轨道 (GCO)	1999 年 2 月 4 日开始, 大约工作了 3 星期, 其后进行为期 1 个月的绘图轨道转换阶段 (MTP)	近拱点高度约为 380 km, 倾角 92.92° , 偏心率 0.0060, 在一个周期约 2 h 的近似圆形极轨上运行。
绘图测量工作 (MAPPING)	1999 年 3 月 29 日开始, 到计划任务结束, 其后开始扩展任务	近拱点高度约为 370 km, 倾角 92.94° , 偏心率 0.0084, 轨道周期约 1.96 h。

以上火星探测器的轨道测量主要是由 NASA 深空探测网络 (Deep Space Network, 简称 DSN) 完成的。DSN 的多普勒数据精度大约为 1 mm/s(1 min 的积分周期) 或大约 0.3 mm/s(10 min 的积分周期)。

DSN 一般会提供广义相对论延迟传播和地球电离层、对流层折射影响等校正信息。为了消除地球对流层的影响, DSN 采用了季节性平均对流层校正模式以减少其对 2 维多普勒数据的影响。电离层的影响通过 BENT 模式^[1]进行校正。一般情况下, 太阳等离子体的影响不大; 在太阳特别活跃和 SEP(Sun-Earth-Probe) 角十分小的情况下, 等离子体的影响才很明显。为了避免没有模拟太阳等离子体对轨道探测的影响所造成的重力场偏差, 在解算 MGS75D 模型时 VO1、VO2 大约有 3.5 个月的数据没有被采纳, 其时 SEP 角小于 10° 。

3.2 X 波段数据

MGS 项目及以后的火星探测项目的 X 波段数据在火星重力场模型中发挥了主要作用。相对于 S 波段数据, X 波段数据能够提高轨道的测量精度, 同时减少介质的影响。在解算 MGS75D 时, MGS 的 AB-1、AB-2 阶段的数据没有被采纳, 这是因为在探测器姿态频繁调整过程中妨碍了无线电信号在近火点附近数据的获得, 而且也由于大气阻力和推进器点火过程中产生的轨道摄动难以模拟。同时由于 SEP 角小于 10° , 在太阳会合期间的数据也排除在 MGS75D 模型外。

大约为期 4 个月的 SPO-1 和 SPO-2 任务期间, 在北极地区获得的轨道数据对北极地区重力场极其有价值。这些数据在近火点高度约为 170 km, 近火点纬度在北纬 $65^\circ\sim 85^\circ$ 之间变化, 同时对经度也有比较好的覆盖。在 MP、MTP 和 GCO 阶段, MGS 都收集了低高度轨

道数据和覆盖整个火星的跟踪数据。

3.3 轨道特征因素

M9 和 VO1、VO2 都是大偏心率的轨道。M9 的轨道周期约为 12 h，倾角为 64° ，偏心率约为 0.6，近火点高度大约为 1500 km。VO1、VO2 的轨道周期约为 24 h。VO1 的轨道倾角在其整个任务期间都为 39° ，不过近火点高度从 1500 km 变到 300 km，相应的偏心率也从 0.75 左右变大到 0.81。VO2 在大约 1500 km 的近火点高度上倾斜角在 $55^\circ\sim 75^\circ$ 的范围内变化了很多次，在 80° 倾斜角期间变换了数次近火点高度，分别是 650、710、770、950 km，直到 1977 年 10 月 23 日，近火点高度变为 290 km。

根据分析^[1,2,3,7]，VO1 和 VO2 在 300 km 高度轨道分别对 50 阶和 30 阶以内的重力场球谐函数系数提供了有价值的信息，对高阶项的影响随着轨道近火点的升高而减小。VO2 的 800 km 高度轨道数据对 18 阶以内的项敏感，而 VO1 和 M9 的 1500 km 高度轨道数据仅仅对 11 阶以内的数据有贡献。

从轨道变化资料解算重力场球谐函数系数，不仅依赖于较低的近火点高度还与近火点的位置有关。如果近火点靠近赤道地区，轨道对重力场的扇形项的影响比较敏感，在两极地区则对低阶项的影响比较明显^[1]。

另一方面，由于火星的周期自转运动 (24.623 h)，火星重力场对探测器的轨道摄动有调制或共振作用^[1]，共振的周期从 1~100 d 不等。对 Viking 而言，共振主要来自重力场的低次项；对 M9 来说则主要来自偶次项；对 MGS，在 SPO-1 和 SPO-2 阶段主要是对相对较低的偶次项和比较特殊的奇次项 (17 和 19) 有影响。还有其他的摄动效应也对 MGS 的轨道产生影响，例如，在 GCO 和 MP 阶段，重力场系数中次数 m 为 38、50、63 的项存在共振而产生了微小的轨道摄动，而在 SPO 阶段次数 m 从 21 到 38 的项亦产生轨道共振摄动。若采用弧长短于 4 d 的数据，从长期共振中就不能获得高阶重力场信息，但由于上述的短期共振现象，使得可以通过这些轨道共振扰动获得高阶重力场信息。

4 重力场模型的确定

GSFC 开发了一套 GEODYN/SOLVE 软件用于分析行星轨道数据，如 GMM-1^[2]，同时也用于处理一系列地球重力场模型 (Goddard Earth gravitation Models, 简称 GEM)，如 GEM-9，GEM-12 等。GEODYN 提供了轨道确定和测地学参数测定的功能。其力学模型中将太阳、地球、月亮和其他行星以质点表示，同时包括了由球谐函数展开的重力场模型，大气阻力、太阳光压等也被包括在内。GEODYN 通过最小二乘法输出误差分析和参数估计等文件。SOLVE 程序挑选由 GEODYN 产生的法方程生成重力场系数的解和其他模型参数，再将得到的重力场参数模型输入 GEODYN 可以做进一步的模型残差分析。

而 JPL 也有他们自己研发的行星探测器定轨软件 ODP^[8]，采用残差平方根信息滤波器 (SRIF^[9]) 对包括重力场系数在内的待估参数进行加权最小二乘解算。

火星指向模型是提高火星重力场解算效果时必须重点考虑的因素之一。以 MGS75D 为例, 轨道数据在以火星质心为中心、J2000.0 的地球平赤道和春分点定义的惯性坐标系中表示, 同时采用了 IERS 的 ICRF93 天球参考架和 ITRF93 地固参考架。火固坐标系由 IAU1991 模型定义, 太阳、月亮和行星的历表采用的是 JPL DE405 历表, 火卫一、二的历表采用的是 JPL MARS033 历表。

4.1 力学模型

对于非球形的火星, 其引力势能可以用球谐函数在相应的体固坐标系下展开表示^[10,11]:

$$U(r, \varphi, \lambda) = \frac{GM}{r} + \frac{GM}{r} \sum_{l=1}^{\infty} \sum_{m=0}^l \left(\frac{a_e}{r}\right)^l \bar{P}_{lm}(\sin \varphi) [\bar{C}_{lm} \cos m\lambda + \bar{S}_{lm} \sin m\lambda] \quad , \quad (1)$$

$$\bar{C}_{lm} = \left[\frac{(l-m)!(2l+1)(2-\delta_{0m})}{(l+m)!} \right]^{1/2} C_{lm} \quad ,$$

$$\bar{S}_{lm} = \left[\frac{(l-m)!(2l+1)(2-\delta_{0m})}{(l+m)!} \right]^{1/2} S_{lm} \quad ,$$

其中, \bar{C}_{lm} 、 \bar{S}_{lm} 即重力场模型中的正交球谐函数系数, 已经过特殊的归一化处理, \bar{P}_{lm} 为正交连带勒让德系数, a_e 为火星平均赤道半径, r 、 φ 、 λ 分别为探测器的径向距离、纬度、经度。

对球谐函数系数采用上述特殊的归一化处理是为了使系数不过分地依赖于 m , 即对同一阶 l , 不同次 m 系数项之间相差不会太悬殊。通常将坐标原点设置为火星质心, 所以其球谐函数 1 阶项为 0。

由于卫星物理参数的估算受到诸如三体摄动问题、太阳光压和大气阻力等的影响, 所以在具体建立重力场模型的过程中还得考虑这些问题的影响。

(1) 对三体问题摄动的处理通常采用牛顿质点模型, 计算太阳、各行星和火星的卫星等对飞行器轨道的摄动贡献。可以将三体摄动问题分成两部分: 一为直接效应, 是摄动体直接对轨道器的影响; 二是间接效应, 是由摄动体对火星质心的影响构成。在卫星飞越星下点时, 直接效应占支配地位; 但无论何时, 间接效应都将影响到轨道器的飞行。

(2) 由太阳、地球、火星、木星引起的广义相对论摄动效应也需要考虑。

(3) 太阳光压和大气阻力的影响与卫星的姿态及其速度方向密切相关, 同时也需要卫星本体(含太阳能翼板)的工程信息和自转信息。太阳光压对卫星的影响可分为两部分: 一为太阳光辐射直接对卫星的影响, 二为火星表面对太阳光辐射的反射以及火星热力学辐射对卫星的(间接)影响。直接效应的计算与反射系数有关, 它的取值范围为 1~2, 主要由轨道器表面材料的光学性质决定, 通常在每一个轨道弧段都对这些系数进行解算; 间接效应的计算可以通过球谐函数模型得到, 这一部分详细内容可参见文献[12]。因为火星大气比较稀薄, 大气阻力基本只对轨道高度小于 800 km 的弧段有影响^[1]。与计算太阳光压的直接效应类似, 大气阻力的计算与阻力系数 C_D 有关, 通常在每一个轨道弧段分别估算 C_D , 当然也可以先给定一个先验值, 例如, 对 M9 探测期间的轨道, Balmino 等人^[13]假设其为 2.14。

(4) 飞行器为了变轨或调整姿态而进行的喷火和动量轮卸载在定轨实践中是一个非常困

难而关键的问题：一是轨道不连续不利于长弧段定轨和重力场解算；二是实践上常常缺少上述动作的工程信息；三是即使有充分的工程信息，也难以精确模拟。

(5) 另外，还要考虑由太阳和火卫引起的火星固体潮。在解算 MGS75D 模型时，取火星固体潮汐二阶洛夫数 $K_2 = 0.14$ ^[1]，当然也可以将 K_2 加入待解参数矩阵同时一起解算。

4.2 先验约束

在定轨工作或利用轨道资料研究重力场时，通常需要一个参考的全球重力场信息作为初始模型。以 MGS75D 为例，它采用 MGS75B 作为初值模型。而获得 MGS 在 GCO 和 MP 阶段的数据之前，因为 M9、VO1、VO2 以及 MGS 的 AB 阶段之前的数据没有提供完整的空间覆盖及相应重力场信息，为了获得高阶重力场模型就不得不应用先验约束。通常应用 Kaula 准则^[10]，强制约束每个球谐函数系数介于 0 和一不定量之间。应用先验条件约束可以对在参考球面 ($r = a_e$) 上的径向加速度及其精度做出估计^[3]。

在参考球面 ($r = a_e$) 上，对第 l 阶系数，径向加速度 (a_l) 为：

$$a_l = \frac{GM}{a_e^2}(l+1) \sum_{m=0}^l \bar{P}_{lm}(\sin \varphi) [\bar{C}_{lm} \cos m\lambda + \bar{S}_{lm} \sin m\lambda] \quad . \quad (2)$$

为了反映各阶重力场对飞行器加速度的贡献，可以考察在整个球面上加速度 a_l 的功率谱：

$$(a_l)_{rms}^2 = \left[\frac{GM}{a_e^2}(l+1) \right]^2 \frac{1}{4\pi} \int_0^{2\pi} \int_{-\pi/2}^{\pi/2} \left[\sum_{m=0}^l \bar{P}_{lm}(\sin \varphi) (\bar{C}_{lm} \cos m\lambda + \bar{S}_{lm} \sin m\lambda) \right]^2 d\varphi d\lambda \quad . \quad (3)$$

利用球谐函数的正交性，有：

$$(a_l)_{rms}^2 = \left[\frac{GM}{a_e^2}(l+1) \right]^2 \sum_{m=0}^l [\bar{C}_{lm}^2 + \bar{S}_{lm}^2] \quad . \quad (4)$$

应用 Kaula 准则，即要求

$$\left[\frac{\sum_{m=0}^l (\bar{C}_{lm}^2 + \bar{S}_{lm}^2)}{2l+1} \right]^{1/2} = K/l^2 \quad , \quad (5)$$

其中，对于火星， K 在不同文献中取值略有不同。在文献 [13] 中，取 $K = 13 \times 10^{-5}$ ^[13]。

当 $l \gg 1$ 时有：

$$(a_l)_{rms} = \frac{GM}{a_e^2} K \sqrt{2/l} \quad . \quad (6)$$

对火星为：

$$(a_l)_{rms} = 68.35/\sqrt{l} \quad .$$

上式即在 Kaula 准则下，在火星表面上的加速度“信号”（相对于噪声而言的）与重力场系数阶次的（分配）关系。

完成上面的工作后, 再继续在火星表面上考察加速度 a 的精度 (或者说误差) 与重力场系数阶次的关系, 亦即误差关于阶次的分配情况。

从第 2 到第 l 阶重力场系数对加速度误差的总贡献可以表示为:

$$\sigma(a_{2,l}) = \frac{\partial a_{2,l}^T}{\partial G_{2,l}} COV(G_{2,l}) \frac{\partial a_{2,l}}{\partial G_{2,l}}, \quad (7)$$

其中 $G_{2,l}$ 是由阶数 $[2, l]$ 的所有重力场系数所表示的列矢量, $COV(G_{2,l})$ 是它们相应的协方差矩阵, 可以将它理解为: 对某一个没有施加约束的重力场模型所有系数 (总的阶数为 n , 如 75、95 等 (它大于 l)) 的协方差矩阵的一个子集。球面上各地的加速度相对于第 l 阶第 m 次系数的偏导数是一个关于经度和纬度的函数, 具体可以表示为:

$$\begin{cases} \frac{\partial a_{2,l}}{\partial \bar{C}_{lm}} = \frac{GM}{a_e^2} (l+1) \bar{P}_{lm}(\sin \varphi) \cos m\lambda \\ \frac{\partial a_{2,l}}{\partial \bar{S}_{lm}} = \frac{GM}{a_e^2} (l+1) \bar{P}_{lm}(\sin \varphi) \sin m\lambda \end{cases}, \quad (8)$$

第 l 阶重力场系数对加速度 a 的误差贡献 $\sigma(a_l)$, 可以表示为 $[2, l]$ 阶所有误差和与 $[2, l-1]$ 阶所有误差和之差, 即:

$$\sigma(a_l) = \sigma(a_{2,l}) - \sigma(a_{2,l-1}) . \quad (9)$$

重力场约束条件的基本原理是: 设重力场模型最大阶数为 n , 当重力场的“噪音”超过“信号”时, 就强制这些“噪音”部分 $a_{D,n}$ (即高于或等于某一阶 D 以上的所有 (从 D 到 n) 球谐系数项对加速度 a 的贡献) 趋近于 0, 但允许它们有一定的误差, 即其值可以在该精度范围内浮动, 而这个范围值近似等于预期存在 (或理论上应该具有) 的 $[D, n]$ 阶所有球谐系数对加速度 a 的贡献:

$$a_{D,n} = \frac{GM}{a_e^2} \sum_{l=D}^n \sum_{m=0}^l (l+1) \bar{P}_{lm}(\sin \varphi) (\bar{C}_{lm} \cos m\lambda + \bar{S}_{lm} \sin m\lambda) . \quad (10)$$

上面这个约束相当于对重力场模型模拟产生一个观测序列。其线性观测方程为:

$$z_i = A_i x + v_i , \quad (11)$$

z_i 是被观测量的理论计算值和观测值之差, 其中, 观测值已被约束限制为 0, 而理论值是从某给定重力场初值模型给定的各系数代入式 (10) 计算得到的标称值。 x 是待估计参数 (即相对于重力场初值模型中有关系数的改正) 所表示的矢量。 v_i 是观测误差。 A_i 即 $a_{D,n}$ 相对于各系数的偏导数:

$$A_i = \frac{\partial a_{D,n}}{\partial G} , \quad (12)$$

其中, G 是所有待解重力场系数组成的矢量。因为该约束讨论的范畴是针对从 D 到 n 阶的重力场系数, 故当系数的阶数小于 D 时, 令 A_i 等于 0, 而当阶数为 $[D, n]$ 时 A_i 的值由式 (12) 确定。

然后, 就可以利用 Householder 变换将这些由约束产生的虚拟的观测加入其它未加约束的重力场平方根信息 (square root information), 得到约束的重力场估计矩阵 x ,

$$x = [COV(G)^{-1} + A^T W A]^{-1} [COV(G)^{-1} x_{\text{noap}} + A^T W z] \quad (13)$$

$COV(G)$ 是未加约束条件的重力场系数协方差矩阵; A 是偏导数矩阵, 一行一个观测量; W 是由权函数组成的对角线矩阵; x_{noap} 是未加约束时的各重力场系数计算值; z 就是上述式 (11) 产生的模拟观测矢量。新的约束协方差矩阵 P 为: $P = [COV(G)^{-1} + A^T W A]^{-1}$ 。

4.3 解算重力场的方法

在实际解算重力场模型过程中, 综合各弧段观测值对重力场系数的偏导数矩阵, 在先验条件的约束下, 进行重力场系数的解算。目前, GSFC 和 JPL 分别采用两种不同的方法确定火星重力场, 前者 (如 GMM 系列模型) 采用改进的施加先验约束的最小二乘法, 后者 JPL (如 MGS75D) 采用拉格朗日函数方法。下面介绍前者的方法, 而后者具体详见 [1] 文献。

4.3.1 最小二乘法和先验约束

它将信号和经过约束的噪声通过不同的权重因子联系在一起考察, 再经过最小二乘法求解, 因此它实质上是一种改进型的最小二乘方法, 即令“信号”和“噪音”的和最小化^[14]:

$$Q = \sum_{l,m} \frac{\bar{C}_{lm}^2 + \bar{S}_{lm}^2}{\sigma_l^2} + \sum_i \sum_{\text{obs}_i} \frac{r_{ik}^2}{\sigma_k^2} f_k \quad (14)$$

等式右边第一求和项中的分子是信号项, 其中 \bar{C}_{lm} 、 \bar{S}_{lm} 是待解量。参数 $\sigma_l = 13 \times 10^{-5}/l^2$ 是第 l 阶系数的 rms , 即 4.2 节中式 (5) 的 K/l^2 。第二求和项中的分子 r_{ik} 即噪声项, 它是第 k 个轨道数据集 (如不同飞行器的资料、不同观测弧段的资料、不同观测类型 (如单/双/三程 Doppler、测距、VLBI 测角等) 的资料) 的第 i 个观测值的观测残差。 σ_k 是第 k 个轨道数据集的观测残差的 rms , 一般, 它远远大于先前通过约束给定的数据先验精度。 f_k 是为了补偿第 k 个轨道数据集内未被模型化的误差效应而设置的类似权因子的校准系数, 通过它可以平衡不同种类、不同弧段观测数据之间的权重, 理想情况下, 若纯噪音则 $f_k = 1$; 反之, 无噪声时即认为已全部模型化了, 则 $f_k = 0$ 。通常的做法是直接估计综合的权重即 $w_k = f_k/\sigma_k^2$ 。

然后对以上的 Q 运用最小二乘法, 解法方程 $N\hat{x} = R$ 。其中, \hat{x} 是待求的解, N 是法矩阵, R 是由残差组成的矢量。方差-协方差矩阵经过权重改正后的形式为:

$$V = N^{-1} \quad , \quad N = \sum w_k N_k \quad , \quad (15)$$

其中, N_k 是法矩阵中由第 k 个轨道数据集组成的部分。若 $k = 0$, 对应于施加了 Kaula 先验系数约束的那部分法矩阵 N_0 , 相应的权重 w_0 取为 1。

式 (14) 使重力场系数经过 Kaula 准则约束处理后的信号部分和加权处理过的噪音部分之和最小化, 该处理方法又叫做“配置”法 (collocation) 或“重新分配”。一般的最小二乘法只是使噪音最小化, 但在此文讨论解算重力场时因为较高的相关性而无法分离高阶系数; 而当高阶系数难以解算时, 该方法限制其趋近于 0。

4.3.2 数据取权和误差校准

4.3.1 中式 (14-15) 的取权和误差校准是通过子集解 (subset solution) 得以实现的^[15,16], 是一个迭代过程。将完整的全解 C 中的一个主要数据集 k 剔除后得到子集解 C_k , 它的权重 w_k 通过对 $w'_k = \frac{w_k}{K_k^2}$ 式迭代确定得到新的或最终的权重 w'_k , 直到 K_k 收敛到其理论值即 1(对所有的 k)。这个 K_k 即下式的误差校准因子:

$$\|\Delta C_k\| = K_k \sigma(\Delta C_k) \quad , \quad (16)$$

其中,

$$\|\Delta C_k\| = \left\{ \sum (C - C_k)^2 \right\}^{1/2} \quad , \quad \sigma(\Delta C_k) = \left\{ \sum (\sigma - \sigma_k)^2 \right\}^{1/2} \quad . \quad (17)$$

上式中, σ_k^2 和 σ^2 分别是第 k 个子集解和全解的方差, 求和号是对所有球谐系数的。因为式 (15) 中的误差协方差仅仅是一个近似, 所以对误差而言校准因子 K_k 是必需的。

如果两个解是由完全独立的数据得到的, 则对某单一的系数参数, 两个解满足:

$$E(C - \bar{C})^2 = \bar{\sigma}^2 + \sigma^2 \quad ; \quad (18)$$

相反地, 如果数据的子集解完全嵌入于全解中, 即完全不独立, 则:

$$E(C - \bar{C})^2 = \bar{\sigma}^2 - \sigma^2 \quad . \quad (19)$$

5 重力场和地形的比较分析

通过对重力场和地表地形学进行比较和研究, 可以深入地了解行星内部结构。例如, 通过从地形中剥离引力信号, 可以了解行星内部 (至少表层岩石圈) 的密度异常, 同时可以反映表面地形的力学补偿机制, 提供行星岩石圈应力和力学效应等信息。

从星载激光高度计 (MOLA) 测量数据可以导出火星地形模型, 如 MOLA70SH 模型^[17]是一个阶次达 70 的火星地形模型, 它未做均衡补偿, 即假设整个火星的平均密度为 3.95 g/cm^3 , 而表层密度统一为 2.9 g/cm^3 。

通过对采用 GCO 和 MP 数据的 MGS 重力场模型与地形学模型 MOLA70SH 的比较发现^[1], 在低阶和低次的状态下有较强的能量反应, 这说明火星地形对重力场的长波部分是补偿的。重力场模型从 20 阶开始和 MOLA70SH 有较强的相关性, 直到重力信号在轨道信息里衰弱和数据混淆现象发生后才变得不明显。当仅考虑较高次 m 的项 ($l - m \leq 10$) 时, MGS75D 模型中的所有阶数 l 低于 70 的球谐系数都和地形有很强的相关性。这种相关性在低阶项时波动变化很大, 其地球物理原因很值得深入研究。

MGS75D 模型的地形导纳函数 (topography admittance function, 即用地形变量标准化的重力和地形交互方差) 相对其它模型随着阶的增大而有明显的变化。对所有模型 4 到 13 阶导纳函数都很小, 说明在地形中这些波长的能量较多。全球平均性的 Airy 补偿在 100 到

400 km 深度是中等波长。当阶超过 60 时,全球性的地形导纳函数明显衰减,表明重力场与地形之间缺少强相关性,特别是这些阶的低次项。

从阶数和能量的相关性分析可知,对于 MGS75D 只有大于 60 阶的项才对重力场的先验条件敏感。

6 火星重力场的时变性

以前正式发表的火星重力场模型都是静态的。由于火星大气中的 CO_2 随着季节性的冷凝和升华,发生全球性的大尺度环流,导致大气层与地面发生质量和角动量的交换。由于是全球尺度的,它对重力场的影响也主要集中在长波分量即低阶项。

在地球上,除了沿赤道纬度带发生的全球性大气环流之外,南北两极上空的大气层与赤道地区分别发生对流,即在南北半球各存在一个大气循环。与此不同的是,在火星上,大气的成分中约 95% 是 CO_2 ,随着气温的周年变化,火星两极冰盖的冷凝与升华也使得火星大气发生周年循环,但它主要是在南北两极之间的全球性循环,而不像地球上存在两个半球循环。这种质量交换进而使火星重力场和火星自转(包括日长、极移、岁差和章动)都产生了季节性的变化。在火星上的这个特点使得火星大气对重力场的周年变化贡献与地球上也不同,反映在不同的带谐和田谐项系数上。

MGS 第一次直接测定了火星低阶(长波长)重力场系数的时变。Smith 等人^[18]利用 MOLA 的激光测高资料发现火星南北两极冰盖(大小与厚度)的年度变化是一致的,冰盖厚度的变化呈线性,而且随纬度的增加而增加。

由于 MGS 项目的顺利结束,和 MGS、MEX、Mars Odyssey、MRO 等卫星轨道数据的相继应用,它们的定轨精度都在米级上下,应该能够反映出这种大气对重力场变化的贡献。对这些资料的计算表明,重力场随时间变化这部分引起卫星轨道的变化量确实已达到甚至超过对这些飞行器的轨道确定精度,从而可以被观测到,如,从 MGS^[18,19,20]、MGS+Odyssey^[4,21]、MGS+Odyssey + MRO^[5] 的跟踪资料也都已得到火星重力场随时间变化这部分的低阶带谐项系数。

这些时变重力场的解已包含有季节性质量变化项,它们与火星全球大气循环数值模型(GCM)和其他的实验(如 γ 射线光谱)研究等结果能较好地一致,但前者的精度还不能够分辨出不同的季节性 CO_2 循环模型之间的差别。而火星大气的循环与火星电离层、空间磁场等空间环境直接相关,后者也正是 YH-1 计划的重点研究内容。因此在 YH-1 测量与研究火星电离层、空间磁场等空间环境的同时,利用轨道资料分析重力场及其时变性可以为前者提供有意义的参考和约束。

现有解算低阶带谐项系数的工作主要有两种方法。一是完全的数值解法(如 GSFC),即分析每一弧段的轨道资料,固定全球性的参数,直接解算得到低阶带谐项系数,从而得到它们随弧段的变化^[18,19]。二是类似扰动分析方法或者说是正演计算方法(如 JPL)^[4,5,20],即先假设给定一个大气循环模型,正演计算出它对火星重力场的扰动,同时重新分析 MGS 等轨

道根数及其长期变化历史(如 $d\Omega/dt$, $d\omega/dt$, de/dt , dI/dt), 利用这些轨道根数的长期变化, 可以解算出这些低阶带谐项系数^[4,5,20], 因为对极轨卫星, 从地球上看到的轨道多数是面向观测者, 这样就较容易定出 $\dot{\Omega}$ 。然后就可以比较分析大气循环的贡献与重力场低阶带谐项变化的关系。但这样做的一个主要问题是: 这些解算出的低阶带谐项系数也是线性组合后的总效应, 亦即纠缠的 (lumped)。

重力场中奇阶项和偶阶项带谐系数随时间的变化主要是由于火星两极冰盖年度的质量变化引起的^[22]。重力场带谐系数的变化可以通过 \bar{J}_2 和 \bar{J}_3 的周期变化来反映^[4]:

$$\bar{J}_2 = \bar{J}_{2,0} + \sum_{j=1}^4 [\bar{J}_{2,Cj} \cos(j(l' - l'_0)) + \bar{J}_{2,Sj} \cos(j(l' - l'_0))] , \quad (20)$$

$$\bar{J}_3 = \bar{J}_{3,0} + \sum_{j=1}^4 [\bar{J}_{3,Cj} \cos(j(l' - l'_0)) + \bar{J}_{3,Sj} \cos(j(l' - l'_0))] , \quad (21)$$

其中 l'_0 是某初始参考历元的火星平进点角, 如 Konopliv^[4] 取 1999 年 1 月 1 日的 $l'_0 = 187.83^\circ$ 。在这个历元下, 序列中占主导地位的周年(都指火星年)项是 $\bar{J}_{3,S1}$, 比较而言, 其它的系数项就很小。从上式可以看到 \bar{J}_2 代表了所有偶数项带谐系数, 而 \bar{J}_3 代表了所有奇数项带谐系数。

Konopliv^[4] 指出, 偶阶项系数的长期变化是奇阶项变化的两倍, \bar{J}_2 表现出明显的年度和半年度变化趋势。只有带谐项系数对长期变化有影响, 而非带谐项系数只对短期项有影响。 \bar{J}_3 的季节性变化的噪声大概不到 \bar{J}_2 的十分之一, 它们都主要来自卫星动量轮卸载 (angular momentum desaturation, AMD) 的干扰。 \bar{J}_3 的季节性变化主要由南北极冰盖质量的不同所引起, 所以 \bar{J}_3 的季节性变化主要由较大的周年项决定。而 Kono pliv^[5] 指出, 奇阶带谐项的变化幅度比偶阶带谐项要高 20%。

田谐项系数的变化主要是因为冰盖和地形的不对称分布造成的^[4]。 \bar{C}_{21} 和 \bar{S}_{21} 的季节变化反映了许多明显的效应, 例如, 两极冰盖质量的不对称分布、火星表面定向相对于旋转轴的变化以及一些没有模拟过的效应, 如: 季节性反照率的不对称变化。 \bar{C}_{21} 的年度变化可以达到约 2×10^{-10} , 同时还和 \bar{J}_3 存在明显相关。 \bar{J}_3 的最大值和 \bar{C}_{21} 的最小值都发生在太阳经度 $L_s = 180^\circ$ 附近。而 \bar{S}_{21} 明显小于 \bar{C}_{21} , 其最大值在 $L_s = 230^\circ$ 处。极移周年变化对 \bar{C}_{21} 和 \bar{S}_{21} 的影响大约可达到 $10 \sim 30 \text{ mas}$ ^[23]。但是由于周年性质量分布的影响与极移变化所产生的影响之间可以部分抵消, 使得观测到的 \bar{C}_{21} 和 \bar{S}_{21} 的变化主要反映的是 C_{41} 和 S_{41} 等偶数高阶一次项所代表的质量的重新分布所引起的效应。

另外, 卫星动量轮卸载 (AMD) 效应和一些摄动力的模拟准确与否对时变重力场的研究有重要的影响。Konopliv 等人^[4] 和 Marty 等人^[21] 都指出, 对带谐项系数季节性变化而言, 无论对 MGS 还是 Odyssey, \bar{J}_2 、 \bar{J}_3 的季节性变化与 AMD 效应的模型都有明显的相关。对火星重力场时变特征最有价值的的数据是 2001 年 9 月后的 MGS 数据, 因为 AMD 从 1 天 4 次减为了 1 天 1 次。

另一个对带谐项系数季节性变化有影响的因素是大气阻力效应的模拟, Konopliv 等人^[5] 在解算大气阻力系数 C_d 时, 正常设初值为 2.0, 对先验值的约束也为 2.0, 但是如果放松

对先验值的约束, 将先验约束放大4倍, 得到的 \bar{J}_3 的季节性解将会增大 $\pm 5 \times 10^{-10}$ 。

同样, 火星表面反照率 (albedo) 对田谐项 \bar{C}_{21} 和 \bar{S}_{21} 的季节性变化的解算也至关重要^[4]。所以, 在解算火星时变重力场时, 需要更加细致的对摄动效应的模拟。

对时变重力场解算的另一个问题是, \bar{J}_2 的季节性变化解算结果精度比 \bar{J}_3 低的一个原因是二阶勒夫数 K_2 也产生年度与半年度的周期性变化^[4,21], 而这一变化与 δC_{20} 的变化可能同相, 所以为精确测定 δC_{20} 的变化, 必须同时解算 K_2 的变化, 这样 δC_{20} 与 K_2 变化的相关性可能导致两者的解算精度都变坏。

7 存在的问题和对萤火一号的展望

YH-1号原计划是在2009年于哈萨克斯坦拜坎努尔发射场通过“天顶”运载火箭发射至火星, 但是俄方因为技术原因导致计划推迟到2011年11月。YH-1重115 kg, 它将与俄罗斯 Phobos-Grunt 探测器一同飞往火星。在进入火星引力场之后, 与 Phobos-Grunt 分离, 进入一个围绕火星旋转的大椭圆轨道。其轨道倾角 21.8° 和 36.0° (共两期, 原计划小于 5°), 轨道周期约 72 h, 远火点约 80 000 km, 近火点约 800 km, 偏心率约 0.9。此后, YH-1 将在这个轨道上运行 1 年, 开展四大方面的科学研究: 探测火星空间磁场、电离层和粒子分布及其变化规律, 探测火星大气离子的逃逸率, 探测火星地形、地貌和沙尘暴, 探测火星重力场。

从前面的介绍知道, 现有的火星重力场模型主要来自 MGS 及少量的其它火星探测器 (M9、VO、MEX、Mars Odyssey 和 MRO 等) 的轨道和测高资料。它们多数是极轨道卫星即倾角接近 90° , 解得的重力场高阶带谐项与同为偶数或同为奇数的低阶带谐项系数夹杂在一起而难以分离, 即所谓的纠缠现象 (lumped)。从下面的对于近圆、极轨卫星的轨道升交点黄经的长期变化 ($d\Omega/dt$) 表达式中可以看出^[4],

$$\begin{aligned} \frac{1}{n} \frac{d\Omega}{dt} = & -\frac{3}{2} \cos i \sum_{n=2,4,\dots} \left(\frac{R_e}{a}\right)^n f_n \bar{J}_n - \frac{33e}{8} \sum_{n=3,5,\dots} \left(\frac{R_e}{a}\right)^n g_n \bar{J}_n + \\ & \frac{3}{2} \sum_{n=2,4,\dots} \left(\frac{R_e}{a}\right)^n g_{n1} \bar{C}_{n1} \sin(\Omega - W) - \frac{3}{2} \sum_{n=2,4,\dots} \left(\frac{R_e}{a}\right)^n h_{n1} \bar{S}_{n1} \cos(\Omega - W) \end{aligned} \quad (22)$$

在方程的右边诸项中, 带谐项系数 $J_2(J_3)$ 与其它偶 (奇) 阶带谐项系数线性组合成一项, 即从 $d\Omega/dt$ 解算得到的 $J_2(J_3)$ 值也包含有其它偶 (奇) 阶带谐项的信号。

因此, 解决这个因为单一轨道而出现的纠缠问题, 可以通过加入另外不同倾角、不同偏心率的轨道数据。上一节也提到, 重力场的偶阶带谐项可以从 Ω 的长期变化测定, 而 e, ω 的长期变化也可以用来测定奇阶带谐项。例如^[4],

$$\frac{1}{n} \frac{d\omega}{dt} = -\frac{3}{4} \sum_{n=2,4,\dots} \left(\frac{R_e}{a}\right)^n g_n \bar{J}_n + \frac{3}{8e} \sum_{n=3,5,\dots} \left(\frac{R_e}{a}\right)^n f_n \bar{J}_n, \quad (23)$$

从 $d\omega/dt$ 的公式中可以发现, 对近圆轨道 (e 很小), 奇阶 \bar{J}_n 对 $\dot{\omega}$ 的贡献比偶阶 \bar{J}_n 大很多, 如 MGS, $e \approx 0.01$, \bar{J}_3 的贡献大约是 \bar{J}_2 的 60 倍 (假设 $R_e \approx a$)。从而可以相互分离。

另外, 对象 MGS 一类的具有高倾角和小偏心率的轨道, 有^[25]:

$$\begin{cases} \frac{d\Omega}{dt} = -\frac{3}{2}n \cos i \left(\frac{R}{a}\right)^2 C_{\text{even}} \\ \frac{dp}{dt} + i\omega_0 p = -\frac{3}{2}n \sin i \left(\frac{R}{a}\right)^2 f_3 C_{\text{odd}} \end{cases}, \quad (24)$$

其中, $p = e \times \exp(-i\omega)$, n 是卫星轨道运动平均角速率, $\omega_0 = 3n(R/a)^2 f_3 C_{20}$, a 是轨道半长轴, R 是火星赤道半径。系数 f_n 由倾角 I 决定,

$$\begin{aligned} C_{\text{even}} &= f_2 \delta J_2 + f_4 \delta J_4 + \dots, \\ C_{\text{odd}} &= a/f_3 (f_3 \delta J_3 + f_5 \delta J_5 + \dots), \\ f_2 &= 1, \quad f_3 = 1 - 1.25x, \quad f_4 = 0.625(R/a)^2 (7x - 4), \\ f_5 &= -0.3125(R/a)^2 (8 - 28x + 21x^2), \end{aligned}$$

其中 $x = \sin^2 i$ 。

模拟计算^[25]表明, 除了 MGS 类型的轨道外, 若加入另一个倾角为 50° 左右的轨道资料, 可以提高对偶阶项系数的敏感性, 同时因为 $f_4 \approx 0$, 从而可以将 C_{20} 和 C_{40} 分离; 而倾角为 40° 、 63° 、 73° 左右的轨道对奇数阶带谐项之间的分离也有明显的帮助。

另一方面, 从轨道变化资料解算重力场球谐函数系数, 不仅依赖于较低的近火点高度还与近火点的位置有关。如果近火点靠近赤道地区, 轨道对扇形项的影响比较明显, 在两极地区则对低阶项的影响比较明显。一个明显的事实是火星南北的二分性, 以及在中低纬度带特别是赤道带地区的大尺度地形特征, 如 4 个大火山 (Tharsis) 以及 Hellas 盆地。因此, 我国的 YH-1 轨道初始设计 (倾角不大于 5°) 对研究火星赤道带地区的重力场及其与大尺度地形特征的关系是有帮助的。即使延迟发射后的轨道倾角改为 36° , 对解决火星重力场系数的纠缠问题也必将发挥作用。

当然, 这些都是理论估计, 还取决于轨道测定的精度。遗憾的是, 在初始设计时, 受载荷容量的限制, YH-1 上面没有搭载频率信号转发器, 即无法与地面做双程或三程多普勒测量, 而只能依赖星上的一个超稳定晶振 (USO) 做单程多普勒测量。按美国 NASA 的 DSN 跟踪 MGS 的经验, X 波段 (7.9 GHz) 的双程或三程的多普勒测量精度一般为 0.06 mm/s (10 s 积分周期)。而 MGS 的测距精度从 20 cm 到 4 m 不等 (与地 - 火 - 日相对位置有关)。早期, Yuan 等人^[1] 和 Lemoine 等人^[6] 确定 MGS 轨道的内部精度 (即弧段重叠评定法) 在径向、沿迹和轨道法向三个方向上即可分别达到 1 m、10 m 和 3 m。经过资料的积累, Konopliv 等人^[4] 利用近 9 a 的 MGS 资料, 改进模型 (主要是火星自转模型、动量轮卸载 AMDs、卫星翼板的太阳辐射压和大气阻力等) 和算法后, 确定 MGS 轨道的内部精度在径向、沿迹和轨道法向三个方向上分别提高到 15 cm、1.5 m 和 1.6 m。

双程或三程多普勒测量有地面上高精度和高稳定度的氢钟支持, 但是单程多普勒测量只能依赖于星载 USO 的精度和稳定度。而由于 USO 本身的长期漂移和热温效应, 单程多普勒测量通常比双程或三程多普勒测量精度要差数倍甚至 1~2 个数量级。

上海天文台在2010年3月对YH-1星载晶振A2做了测试,在100~1000 s的积分时段内,其频率稳定度约为 1×10^{-12} ,相应地对X波段信号测量的误差约为8.4 mHz或0.3 mm/s,如果连续测量持续8 h以上,则频率稳定度将下降至差于 1×10^{-11} ,相应地对X波段信号测量的误差约为3 mm/s^[26]。

8 结束语

我国第一个火星探测器YH-1与以前已有的MGS等火星探测器的轨道倾角和偏心率具有明显不同的特征,若能将这些具有不同轨道倾角、不同偏心率的轨道数据结合起来,利用他们受不同的带谐项组合所产生扰动的不同性质,则可以将偶阶项和奇阶项、高阶项和低阶项较好地分离,从而提高火星重力场的精度。特别是对低阶项和赤道带附近的重力场,YH-1将发挥重要作用,并进而可以研究火星赤道带地区重力场及其与大尺度地形特征的关系。若能观测一整年,还可以研究火星大气与冰盖之间的交换(约1/4大气参与这个过程),并对火星大气循环模型进行比较、检验和约束。

补注:在本文即将完稿之日,即11月9日,俄方“Phobos-Grunt”成功发射升空,但随后卫星在从绕地球的停泊轨道向奔火轨道转移时,与地面失去了联系,未能按计划点火进行轨道转移,目前仍在努力恢复与卫星的联系,希望能挽救成功。无论本次YH-1能否挽救并到达火星完成预期任务,我国后续的自主火星探测系列仍将继续,因此作为一篇调研论文,我们仍决定发表,以供参考。

再注:搭载我国YH-1卫星的俄方“Phobos-Grunt”卫星于2012年1月15日坠入太平洋。

参考文献:

- [1] Yuan D N, Sjogren W L, Konopliv A S, Kucinskas A B. JGR. 2001, 106: 23377
- [2] Smith D E, Lerch F J, Nerem R S, et al. JGR. 1993, 98: 20871
- [3] Konopliv A S, W L Sjogren. JPL PUBLICATION 95-5, 1995
- [4] Konopliv A S, Yoder C F, Standish E M, Yuan D N, Sjogren W L. Icarus. 2006, 182: 23
- [5] Konopliv A S, Sami W A, William M F, et al. Icarus. 2011, 211: 401
- [6] Lemoine F G, Smith D E, Rowlands D D, et al. JGR, 2001, 106: 23359
- [7] Rosborough G W, Lemoine F G. J Astron Sci, 1991, 39: 327
- [8] Moyer T D. JPL Tech Rept, 1971, 32: 1527
- [9] Lawson C L, Hanson R J. Soc for Ind and Appl Math, 1995, 15: 47
- [10] Kaula W M. Theory of Satellite Geodesy. New York: Blaisdell, 1966: 23
- [11] Heiskanen W A, Moritz H. San Francisco, California, WH Freeman, 1967: 40
- [12] Lemoine F G. Dissertation for the Doctoral Degree. Boulder, University of Colorado at Boulder, 1992
- [13] Balmino G, Moynot B, Vales N. JGR, 1982, 87: 9735
- [14] Lerch F J, Klosko S M, Lanbscher R E, Wagner C A. JGR, 1979, 84: 3897
- [15] Lereh F J. Bulletin Geodesique, 1991, 65: 44
- [16] Lerch F J, Marsh J G, et al. NASA Tech Memo, 1988: 100713
- [17] Smith D E, et al. Science, 1999, 284: 1495

- [18] Smith D E, Zuber M T, Neumann G A. *Science*, 2001a, 294: 2141
- [19] Smith DE, Zuber M T, Torrence M H, et al. *JGR*, 2009, 114: E05002
- [20] Yoder C F, Konopliv A S, Yuan D N, Standish E M, Folkner W M. *Science*, 2003, 300: 299
- [21] Marty J C, Balmino G, Rosenblatt P, et al. *Space Sci* doi:101016/jpss200901004, 2012
- [22] Smith D E, Zuber M T, Haberle R M, et al. *JGR*, 1999b, 104: 1885
- [23] Yoder C F, Standish E M. *JGR*, 1997, 102(E2): 4065
- [24] 吴季, 朱光武, 赵华等. *空间科学报*, 2009, 29(5): 449
- [25] Karatekin Ö, Duron J, Rosenblatt P, et al. *JGR*, 2005, 110: 12, E06001, doi:101029/2004JE002378
- [26] 王震, 简念川, 张素君等. *上海天文台年刊*, 2011, 32: 69

On the Mars Gravity Field Models and Prospects of “Yinhuo-1” Mission

HE Zhi-zhou^{1,2}, HUANG Cheng-li¹, ZHANG Mian¹

(1. *Shanghai Astronomical Observatory, Shanghai 20030, China;* 2. *Graduate University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China*)

Abstract: The detecting history of the Mars gravity field, obtained data from various spacecrafts around the Mars and their orbital characteristics are reviewed in this paper; in particular the Mars Global Surveyor (MGS) mission, the most successful mission for the Mars gravity field so far, is described. The related issues in the determination of the Mars gravity field model are introduced. These include the dynamic model, three-body perturbation problem, the solar radiation pressure model, and atmospheric drag model. The issues on a-prior constraint, and the algorithms of solving the gravity field coefficients are introduced in detail, including the methods of improved least square and a-prior constraint used by GSFC as well as their experience in weighting and error validation. The results of the Mars gravity field are further discussed, by comparing the Mars gravity field and the topography. The attempts to detect and study the time variation of the Mars gravity field are also described. Finally, some problems in the determination of the Mars gravity field are discussed. The planned first Chinese Mars mission-“YinHuo-1” (YH-1) satellite, though failed at the time of completion of the paper, is briefly introduced with emphasis on its contribution for the study of the Mars gravity field.

Key words: Mars; gravity field; “Yinhuo-1”