

MESSENGER 飞船推进剂贮箱的设计与制造

编译：李龙飞

中国航天科技集团公司第六研究院十一所

摘 要：基于 MESSENGER 飞船的需要，开展了一种新型超轻贮箱的设计、制造和试验工作，整个过程分方案论证、分析与设计以及制造与试验三个阶段。第一阶段考虑了 50 多种贮箱结构，反复分析后确定了一种最有效的方案；第二阶段致力于防漩器、防晃板和贮箱壳体的设计与分析，包括用缩尺模拟试验确定防晃板的数目、尺寸与安装位置、防漩器和防晃板的载荷分析与结构分析以及壳体应力与断裂力学分析；第三阶段制造了一个鉴定试验用贮箱（以下简称试验贮箱）和四个飞行贮箱（三个飞行、一个备用）。贮箱壳体、防漩器和防晃板分别采用固溶处理和时效（STA）的 6AL-4V 钛合金材料、6AL-4V 钛合金板和退火 6AL-4V 钛合金环。壳体由四条周向焊缝连接，其中两条焊缝具有 STA 特性，另外两条经过退火处理。五个贮箱采用相同的工序和工艺。试验贮箱必须经过正弦和随机振动试验的品质检验，该检验项目还包括具有破坏性的爆破压力试验。所有飞行贮箱在清理和交货之前要经过模拟飞行试验。飞行贮箱包括附属组件在内不得超过 9kg。超轻贮箱对于 MESSENGER 飞船计划的成功将起到至关重要的作用。

关键词：MESSENGER 飞船；推进剂贮箱；设计与制造

中图分类号：V432

文献标识码：A

文章编号：(2004)02-0041-07

1 引言

2000 年 Pressure Systems 公司 (PSI) 负责研制 MESSENGER 飞船推进系统贮箱。整套贮箱系统包括 1 个直径为 304.8mm 的弹性隔膜贮箱，1 个长 762mm、直径为 406.4mm 的 COPV 氢气瓶，3 个结构相同、直径为 609.6mm 的主推进剂贮箱——2 个燃料贮箱和 1 个氧化剂贮箱，如图 1 所示。隔膜贮箱和压力气瓶采用 PSI 以前的方案，因此不需要重新设计，但主推进剂贮箱需要进行技术攻关。

MESSENGER 飞船主推进剂贮箱（以下简称贮箱）研制项目继承了 NEAR 贮箱的传统，两者在很多方面具有相似性，比如最初的方案论证、防漩器设计以及采用隔膜贮箱（在主发动机启动之前使推进剂沉积于贮箱出口处）等。另一方面，

研制该贮箱也面临诸多新的挑战，比如防晃板的分析与研制、向上飞行（此时贮箱出口朝上）时贮箱的设计、分析与试验等。推进剂贮箱的整个研制过程分方案论证、分析与设计以及制造与试验三个阶段。

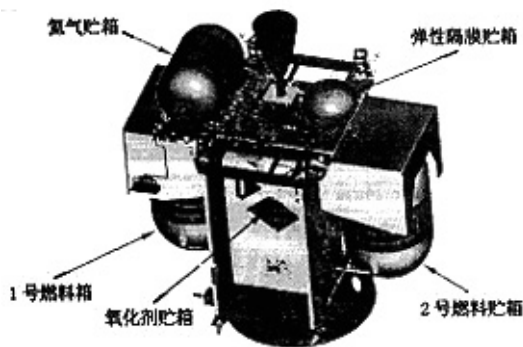


图 1 MESSENGER 推进剂系统贮箱

收稿日期：2003-12-24；修回日期：2004-01-08。

作者简介：李龙飞（1977—），男，硕士，研究领域为推力室设计。

2 阶段一：方案论证

方案论证阶段历时 3 个月，经过多次迭代分析和反复评审，最终确定了合适的贮箱结构，保证贮箱质量最小，考虑的因素包括贮箱直径、振动频率、壳体厚度与型面过渡、固定件（包括法兰、垫片和支架）的类型与安装位置、垫片尺寸（长、宽和厚度）以及研制风险与成本等。该阶段考虑了 50 多种方案，最后筛选出图 2 所示的结构并对其进行详细分析与实例设计。贮箱的设计要求见表 1。

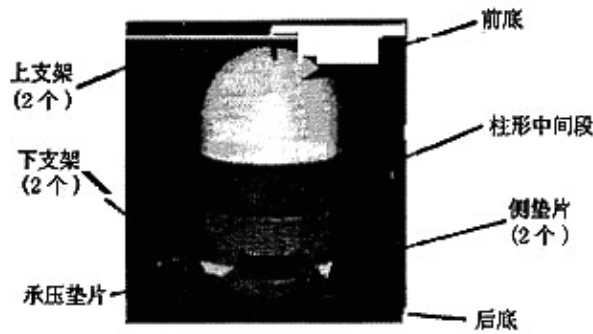


图 2 MESSENGER 推进剂贮箱结构

表 1 MESSENGER 推进剂贮箱的设计要求

参 数	设计要求
工作压力	期望的最大工作压力(MEOP): 2.24MPa, 50℃, 循环 100 次
试验压力	2.8 MPa, 50℃, 循环 16 次
爆破压力	3.37MPa, 50℃
材 料	隔膜: 6AL-4V 钛合金, 固溶处理和时效 入口 / 出口: 3AL-2.5V 钛合金防漩器、防晃板: 6AL-4V 钛合金
排出效率	不低于 99.75%
推进剂重量	肼氮四氧化物: 277kg
推进剂装载分数	最小 85%, 最大 95%
贮箱容积	不小于 0.2m ³
贮箱内部尺寸	直径: 562.4mm, 长: 995mm
推进剂容积流量	不低于 5.489×10 ⁻⁴ m ³ /s
贮箱总长度	1040mm
贮箱重量	≤9.5kg
推进剂	肼氮四氧化物
流体混合物	N ₂ H ₄ , N ₂ O ₄ , GRr, GHe, GN ₂ , D.I. 水, 异丙基酒精
壳体渗漏	<1×10 ⁻⁶ std cc/s He @2.24MPa
固有频率	横向: >30Hz; 纵向: >35Hz
失败方式	渗漏先于爆破
在轨温度	10~50℃
贮藏寿命	最小 5 年
工作寿命	最小 8 年

3 阶段2: 分析与设计

阶段2完成了贮箱的分析与设计,包括防漩器的结构分析、防晃板设计与载荷分析以及壳体应力与断裂力学分析。

3.1 防漩器及其载荷分析

MESSENGER 防漩器设计基于 NEAR, 采用由4个叶片构成的十字型结构(如图3), 直接安装在推进剂出口处。

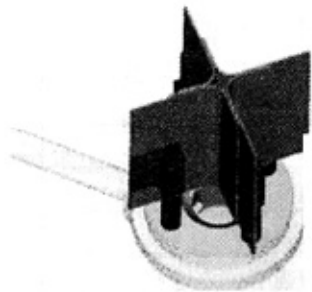


图3 MESSENGER 贮箱防漩器

首先,完成了防漩器结构分析,验证设计的合理性。如前所述,推进剂贮箱在飞行时出口朝上,因此防漩器总是干燥的,分析中唯一需要考虑的就是推进剂晃动和振荡。结果发现,推进剂晃动对防漩器的最大载荷有影响,但设计仍能保证有一定的安全裕量。

3.2 防晃板设计与载荷分析

可以预料,如果没有防晃板,在火箭飞行时贮箱中的推进剂会产生剧烈振荡,并可能导致火箭出现严重不稳定性,这是不能接受的。因此,设计一开始就决定采用防晃板(1个或几个)。

防晃板详细设计之前,进行了缩尺试验以确定防晃板数量及其安装位置。试验时设计了几个不同的缩尺模型,其中包括在飞船中心线安装氧化剂贮箱而在偏离轴线位置安装燃料贮箱,如图4所示。此外,对不同尺寸的防晃板分别进行了试验。试验结果表明,贮箱中设计两个环形防晃板是合理的;两环形防晃板有同样的尺寸——大约203.2mm宽,中心为一个177.8mm的“孔”,安装在距离圆柱段中心面大约203.2mm的位置,等距离分布。

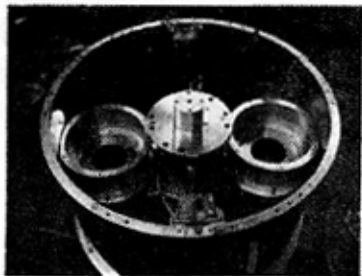


图4 偏离轴线的燃料贮箱模型

3.2.1 防晃板载荷的确定

防晃板结构分析之前,进行了流体动力学分析以确定防晃板载荷,考虑的因素包括推进剂晃动、试验和发射的振动以及第3级动力装置点火(AKM点火)等。此外,对氧化剂贮箱防晃板(旋转轴中心线位置)和燃料贮箱防晃板(偏离轴线)均进行了试验。根据防晃板压力分布曲线定量确定防晃板载荷。分析表明,防晃板载荷较低,因而在发射过程中流体支撑防晃板。得出的结论是AKM点火过程为氧化剂贮箱的最差工况。载荷分析定量给出了随后的结构分析所需要的设计负载。

3.2.2 防晃板结构分析

防晃板结构分析的目的在于验证环形防晃板结构设计的完善性,考虑了材料特性、流动特性、前面确定的防晃板载荷、振动环境和安全因素等。为简化分析计算,构造了轴对称和不对称的模型。算例包括推进剂晃动、振荡以及AKM点火,采用有限元素模型(FEM)计算压力负载和位移等,同时也绘制出应力等值曲线图来研究表面应力/应变。

分析得出结论:厚度为0.254mm的防晃板有较大的正的安全裕量。

3.3 贮箱壳体分析

贮箱壳体分析包括应力分析和断裂力学分析两部分,采用的假设、计算工具以及试验和经验数据都源自过去三十年成功设计、制造、试验和检验过的压力容器。在整个分析过程中一直采用审慎的态度,对最坏的工况进行了分析。

3.3.1 壳体应力分析

通过应力分析来检验贮箱是否符合特定的设计要求,其中主要的要求如下:

- 温度环境;
- STA 钛材料特性;

- 退火钛的材料特性;
- 容积要求;
- 壳体材料的质量要求;
- 流体质量特性;
- 贮箱中的流体;
- 贮箱承压能力;
- 外界负载;
- 周向焊接偏移与焊接凹洼;
- 周向焊缝尺寸;
- 谐振频率;
- 贮箱边界环境;
- 周向焊缝残余应力;
- 承力点;
- 设计安全裕量。

应力分析用于检验贮箱壳体设计以及贮箱支架特性, 动态分析模型可预告谐振频率。一阶和二阶模态如图 5a 和图 5b 所示。此外, 还进行了弯曲分析。

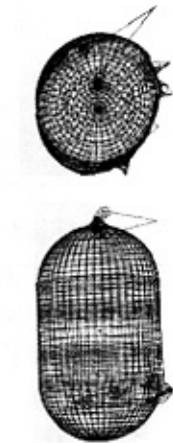


图 5a 氧化剂贮箱的一阶模态



图 5b 氧化剂贮箱的二阶模态

3.3.2 支架设计与分析

支架是整个贮箱设计中不可缺少的部件, 采用全钛材料。四个轻型支架均随飞行和鉴定试验贮箱一起进行鉴定和验收试验。应力分析表明, 在所有设计参数下安全裕量都是正值, 见表 2。

表 2 推进剂贮箱的安全裕量

特 征	安全裕量
压力, 试验, 球, 屈服强度	+0.06
压力, 试验, 圆柱, 屈服强度	+0.05
压力, 爆破试验, 球, 极限强度	+0.02
压力, 爆破试验, 圆柱, 极限强度	+0.09
周向焊接, 屈服强度	+0.01
周向焊接, 极限强度	+0.14
入口管道, 屈服强度	+3.60
入口管道, 极限强度	+6.30
出口管道, 屈服强度	+4.14
出口管道, 极限强度	+7.00
EB 焊接, 屈服强度	+0.07
EB 焊接, 极限强度	+0.18
防晃板, 屈服	+0.17
防晃板, 极限	+0.19
支架, 屈服	+1.80
支架, 极限	+2.30
支架, 整体弯曲	+1.01
支架, 局部断裂	大
支架, 螺栓, 极限	+2.74
支架, 焊接, 极限	大
支架, 边缘, 屈服	+1.60
支架, 边缘, 极限	+2.10
支架, 边缘, 整体弯曲	+1.52
支架, 边缘, 断裂	大
支架, 边缘, 螺栓	+3.90
防漩器, 螺孔, 屈服	+3.43
防漩器, 螺孔, 极限	+3.48
防漩器, 翼, 屈服	+1.01
防漩器, 翼, 极限	+1.05
轴向垫片(+X 向), 外界负载, 屈服	+0.50
轴向垫片(+X 向), 外界负载, 极限	+0.53
壳体, 轴向垫片, 外界负载, 屈服	+0.97
壳体, 径向垫片, 外界负载, 屈服	+1.09

3.3.3 壳体断裂力学分析

断裂力学分析的目的在于确定在期望的循环次数和持久的压力环境下初始裂纹的扩展是否会导致壳体的破坏。以最小厚度作为参数,采用 NASA/FLAGRO 的方法以及由应力分析得到的壳体内、外应力进行分析。采用专门的染色剂和 X 光探伤等无损检测方法检测裂纹,检测到的最小裂纹作为初始尺寸并对它进行断裂力学分析。检测通常在下面部位进行:

- 周向焊缝和热影响区;
- 箱底上应力最大的位置;
- 延伸壳段上应力最大的位置;
- 箱底边缘垫片应力最大位置;
- 箱底承压垫片应力最大位置;
- 箱底和壳段过渡处应力最大位置;
- 箱底与垫片交接处;
- 箱底与支架交接处;
- 箱底、支架和垫片上承受外应力最大位置。

断裂力学分析确定了贮箱破裂之前的渗漏特性 (LBB)。结果表明, MESSENGER 贮箱壳体全部达到断裂力学设计要求。断裂力学分析要求采用染色剂和 X 光探伤技术检查裂纹。这些要求被列入贮箱制造的技术要求中。

4 阶段 3: 贮箱制造

贮箱包括两个半球形箱底 (前底和后底)、两个柱形延伸壳段和一个柱形中间壳段五部分,选用退火的 6AL-4V 钛合金锻件。

前底半球与延伸壳段通过机加工并用电子束 (EB) 焊接。该部件通过固溶处理、时效和精加工达到应力分析确定的壳体厚度,允许焊接接头具有 STA 特性。精加工时将焊接接头加工成为壳体表层的一部分,具有相同的表面厚度 (0.020 ± 0.003),焊缝不加强。后底半球/延伸壳段也经过电子束焊接、固溶处理、时效和精加工等过程,只是精加工过程包括在后底半球电焊并加工三个焊点。图 6 为加工好的后底半球/延伸壳段。

同样,中间壳段经过粗加工、固溶处理和精加工等工艺过程。固溶热处理提高了钛合金的强度,因而可以将壳体重量减至最小。钛合金良好的强度、重量特性和可加工性使得其在实际应用

上成为首选材料。此外,两个防晃板由钛合金环形锻件加工而成,公称厚度为 0.254mm,如图 7。周向焊接之前,需将防漩器安装在出口端。这个十字形防漩器采用钛薄板材料并用四根支柱支撑。支柱焊接在壳体上。

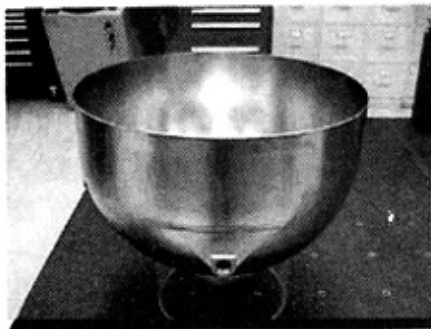


图 6 精加工后的后底半球/延伸壳段

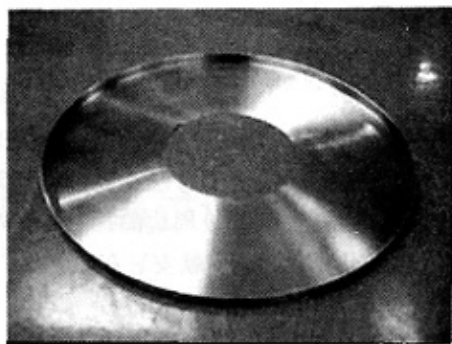


图 7 精加工后的防晃板

MESSENGER 推进剂贮箱通过两条周向焊缝焊接。两条焊缝的结构相同,与 PSI 隔膜贮箱焊缝相似,这样就有约 900 个贮箱的使用经验可供借鉴。不过,还是开展了焊接研究。每条焊缝把箱底/延伸壳段、中间壳段和防晃板三个组件装配在一起。

周向焊接完成后,必须严格按照断裂分析的要求进行 X 光和染色剂检测,并在真空炉中进行热处理以去除焊接操作形成的残余应力。

按照设计的要求,贮箱重量不应超过 9.5kg,合格贮箱的实际重量不超过 8.62kg,此外,四根支架和固定件的重量为 0.458kg。这样,交货时贮箱总重量不超过 9.1kg。

5 鉴定与验收试验

5.1 鉴定试验

MESSENGER 飞船贮箱通过试验的方法检验其性能。合格贮箱必须经过如下的鉴定项目：

- 初步检验；
- 前期容量检测；
- 外压试验；
- 后期容量检测；
- MEOP 压力循环试验（疲劳试验）；
- 排出效率试验；
- 流量试验；
- 表面漏试（气密试验）；
- 性能振动试验；
- 染色剂检测周向焊缝；
- X 光检查周向焊缝；
- 目视检查；
- 爆破压力试验。

在整个鉴定过程中一直坚持审慎原则，压力试验均在最恶劣的工作温度下进行，并采用表面渗透试验和表面无损检查的方法。此外，还测试了支架、热转换器及圆柱段周边的加热器等相关的组件。这些组件在测试前就安装在贮箱上。

(1) 容积检测：贮箱容积采用量水法。用过滤过的纯净电离水作为测量介质，在压力试验之前和之后进行，以检验压力试验是否明显改变贮箱容积。

(2) 液压试验：液压试验是对制造好的试验贮箱进行的第一次打压试验，检查壳体强度和完整性来验证工艺的有效性。通过增压装置给定试验压力（2.8 MPa）并保持至少 5 分钟，记录线性和径向增长。

(3) 疲劳试验：试验贮箱需经过 16 次试验压力和 100 次工作压力下的循环液压试验，并针对最恶劣的工况调整温度。MESSENGER 试验贮箱通过了该试验。

(4) 排出效率试验：对试验贮箱进行了排液试验，测定贮箱的排出效率。MESSENGER 贮箱排出效率为 99.75%。

(5) 流量试验：流量试验的目的是测量推进剂出口的流速。值得注意的是，试验时贮箱倒置。结

果表明，MESSENGER 贮箱很容易达到设计要求的 $5.489 \times 10^{-4} \text{ m}^3/\text{s}$ 的流量。

(6) 振动鉴定试验：该试验用来检验防晃板和防漩器的制造工艺以及箱体的牢固性，分湿式随机和湿式正弦两部分，用电离水作为试验介质，在横向（两个）和推力方向进行测试。由于电离水和 NTO 密度的差异，对振动量级进行了调整。试验时，贮箱装有 191.4kg 电离水，压力达到 1.68MPa，并根据湿度进行调整。正弦振动鉴定试验的环境如表 3。

表 3 正弦振动鉴定试验

方向	频率 (Hz)	加速度	旋转率 (oct/min)
推力 方向	10-24	0.5in DA	2
	24-28	14.30g	
	28-100	2.48g	
横向 (2 个)	10-20	0.34in DA	2
	20-25	6.90g	
	25-100	1.96g	

(7) 气密试验：该试验用于检验壳体的完整性和压力试验与振动试验的有效性。贮箱置于真空中，真空度低于 $0.2 \mu \text{m}$ 水银高度，2.24MPa 氦气压力保持 30 分钟，氦气泄漏率必须小于 $1 \times 10^{-6} \text{ cm}^3/\text{s}$ 。

(8) 无损检测（NDE）：压力试验之后，采用染色剂和 X 光检测裂纹。在进行最终爆破压力试验之前，贮箱成功通过了 NDE。

(9) 爆破压力试验：爆破压力试验在 NDE 试验之后进行，这也是最后一个可视化检测，目的是确定爆破边界。

5.2 验收试验

飞行贮箱在装配之后但在交付之前，需进行如下的验收试验：

- 初步检查；
- 前期容量检测；
- 液压试验；
- 后期容量检测；
- 气密试验；
- 模拟飞行振动试验；

- 染色剂检查周向焊接;
- X 光检查周向焊接;
- 最后可视化检查;
- 清理。

其中,模拟飞行振动试验是每一个飞行贮箱必须经过的试验,其正弦振动环境与鉴定试验一样,只是旋转率变为 40 oct/min ,压力为 1.034 MPa 。在无损检查以后,对每个贮箱进行最后清理。

6 结论

MESSENGER 飞船推进剂贮箱是按照飞行任

务的要求进行设计的,根据标准的制造工序和工艺完成,没有特别的材料和工艺要求。这种简单、坚固的贮箱易于装配。该贮箱质量轻并具有良好的强度、耐久性和高的可靠性。

参考文献:

- [1] W H Tan, M J Debreceeni, W D Lay. Design and Development of the NEAR Oxidizer Tank. AIAA95-2528.

简讯

“联盟-2”火箭发动机成功通过试验

俄罗斯化学自动化设计局研制的改进型“联盟-2”运载火箭“罗斯”火箭发动机成功通过试验。

据俄新社报道,采用新型发动机能使“联盟-2”运载火箭载重量增加 15%,并能大大降低火箭煤油和液态氧的消耗量。另外,“罗斯”火箭发动机在 2005 年即可批量生产。

俄罗斯航空航天局计划在 2005 年完全转入使用新型“联盟-2”运载火箭,“联盟”系列运载火箭将完全由数字式仪器控制。“联盟-2”运载火箭计划不仅从拜科努尔发射场发射,而且也从其他俄罗斯航天发射场发射。

俄罗斯航空航天局局长尤里·科普捷夫指出,改进型“联盟-2”运载火箭首次发射将会在 2004 年中期进行。

俄罗斯化学自动化设计局是俄罗斯著名的设计局之一,它专门研制液态火箭发动机和动力装置以及宇航系统,此外还研制石油天然气工业开采设备、抽吸腐蚀性液体泵及其他工业产品。