

9. 液体推进系统设计

- 9.1. 增压子系统 3
- 9.2. 推进剂贮箱 12
 - 9.2.1. 设计准则 13
 - 9.2.2. 设计计算 14
 - 9.2.3. 材料选择 19
 - 9.2.4. 贮箱结构类型 20
- 9.3. 高压气瓶 28
 - 9.3.1. 设计参数 29
 - 9.3.2. 结构形式 31
 - 9.3.3. 强度计算和结构质量估算 31
 - 9.3.4. 材料选择 33
- 9.4. 空间液体推进系统 37
 - 9.4.1. 空间液体推进系统的特点 37
 - 9.4.2. 空间液体推进系统类型 40
- 9.5. 液体火箭发动机试验验证项目 52
 - 9.5.1. 推力室试验项目 52
 - 9.5.2. 阀门试验项目 53
 - 9.5.3. 贮箱气瓶试验项目 54
 - 9.5.4. 发动机试验项目 56
- 9.6. 单组元推进系统应用实例 59

9.6.1.	陆地卫星 3 号	59
9.6.2.	国际卫星 V 航天器	61
9.7.	例题	64
9.7.1.	蒸汽压作用	64
9.7.2.	落压式推进剂贮箱大小	66
9.7.3.	贮箱气体热力学	68
9.7.4.	球形推进剂贮箱设计	70
9.7.5.	单组元推进系统设计实例	73

9.1.增压子系统

增压系统的目的是控制推进剂贮箱内的气体压强。

贮箱压强必须等于推力室压强与系统损失压强之和，为了保持燃烧的稳定性，要使发动机燃烧室入、出口的压强差保持恒定。

增压源

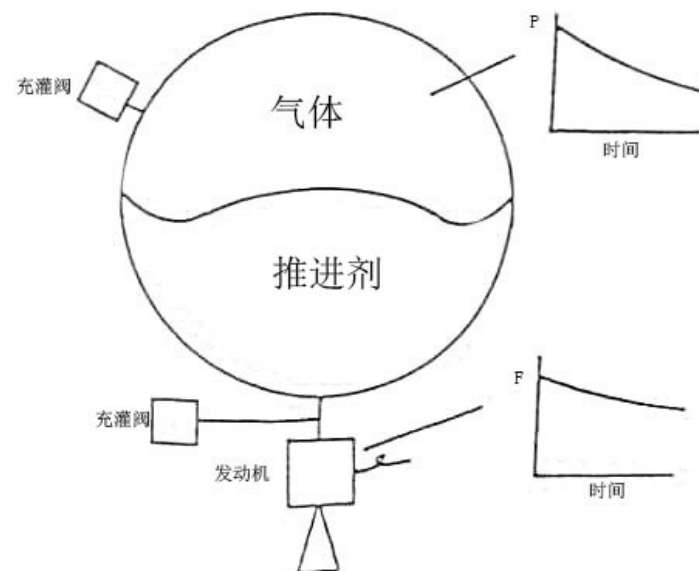
- 增压源(增压气体)必须不与推进剂反应，气体分子量最好较低
- 目前常用增压气体有：氮气和氦气
 - 氦气质量轻，但是易泄露，防护较困难
 - 系统质量指标允许时使用氮气

气垫

- 推进剂上方的气体容积称为气垫

二种基本的增压系统：

- 落压式
- 恒压式



落压式推进系统的特点：

- 方法简单可靠
- 组元较少，经济性好
- 贮箱压强、推力、推进剂流量是时变的
- 比冲是推力室压强的函数（单组元肼推进系统），随时间下降
- 在双组元推进系统中应用较少（流量和发动机进气口压强的变化较大）

贮箱落压比

落压比 B ：增压气体初始压强与最终压强的比称为落压比。

$$B = P_{gi} / P_{gf} = V_{gf} / V_{gi}$$

$$V_{gi} = V_u / (B - 1) = m_u / \rho(B - 1)$$

式中 V_{gi} ——气垫初始容积； P_{gi} ——气体初始压强
 V_{gf} ——气垫最终容积； P_{gf} ——气体最终压强
 V_u ——可用推进剂容积； m_u ——可用推进剂质量

- 最大落压比由发动机能承受的入口压强决定
- 目前落压比一般选取 3-4
- 随着系统压强衰减，单组元系统的比冲会逐渐下降
 - ◆ 较低压强状态下，氨在催化剂床层的停留时间增长
 - ◆ 氨的停留时间越长，氨的分解越严重，比冲越低

比冲损失估计：

$$I_{sp2} = I_{sp1}(1 - 0.005B)$$

式中 I_{sp1} ——压强 1 状态下的比冲
 I_{sp2} ——压强 2 状态下的比冲
 B ——挤压比， $P1/P2$

若选取落压比为 5，则比冲损失将达到 2.5%。

压力计算:

推进剂流量较低及再平衡状态下, 推进剂热容远大于气体热容, 和气体间的热转换过程将会使气体温度接近推进剂温度, 为等温过程。

当推进剂缓慢减少时, 等温过程在贮箱内占优势:

$$P_1 V_1 = P_2 V_2 \quad P_g(t) = P_{gi} [V_{gi} / (\Delta m(t) / \rho + V_{gi})]$$

若推进剂流量较多, 气体温度会迅速下降, 比推进剂温度低, 为等熵过程。

如果推进剂迅速消耗, 将会形成等熵过程

在点火结束较长时间后再平衡, 贮箱温度会上升并达到推进剂温度, 最终与等温状态相同。

当推进剂快速减少时, 等熵过程在贮箱内占优势:

$$P_1 V_1^k = P_2 V_2^k \quad P_g(t) = P_{gi} [V_{gi} / (\Delta m(t) / \rho + V_{gi})]^k$$

式中 $P_g(t)$ ——任一时间点 t 的贮箱压强

$\Delta m(t)$ ——在 $[0, t]$ 时间段内从贮箱中流出的推进剂总质量

ρ ——推进剂密度

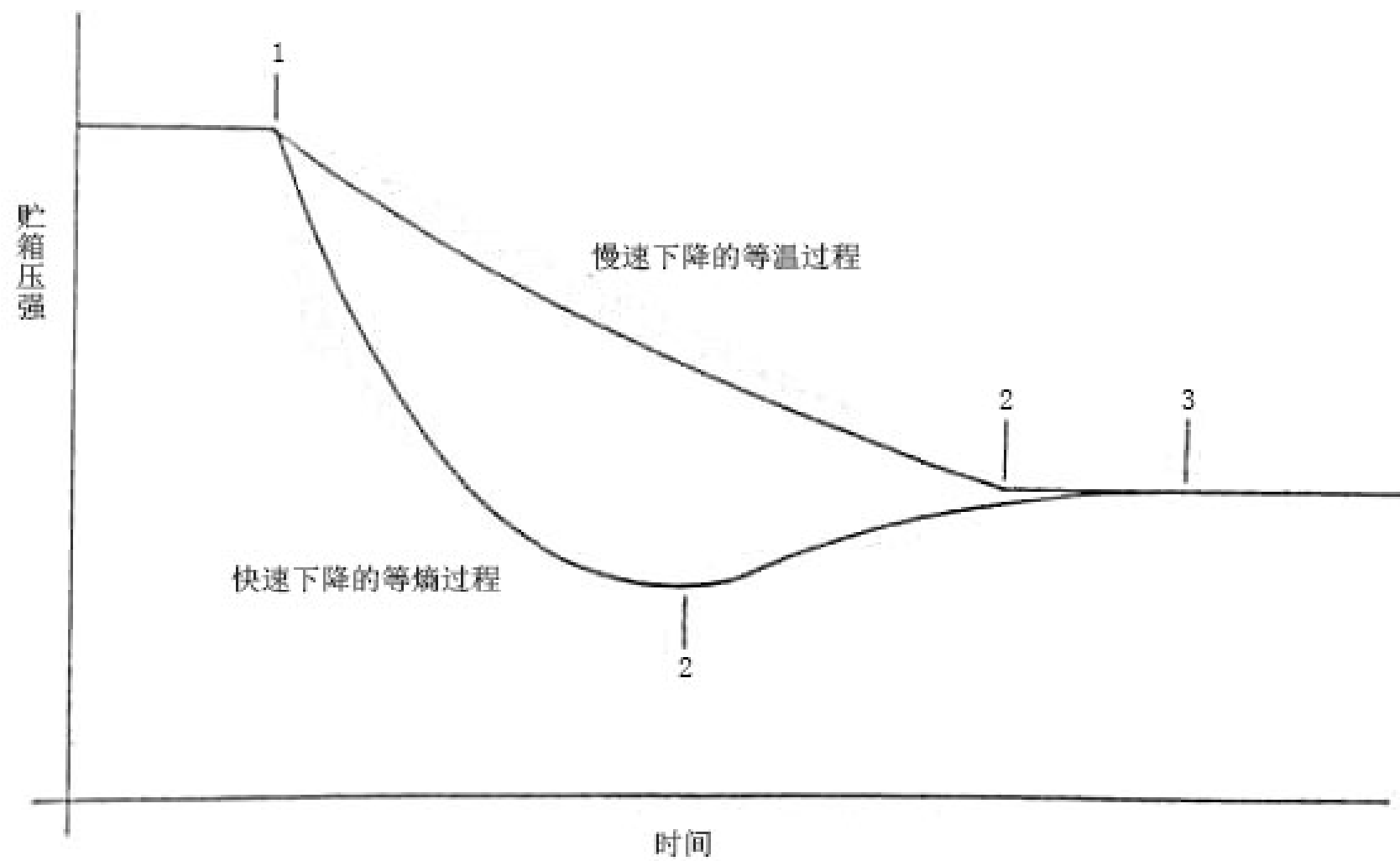


图 1 等温和等熵下的落压

落压系统特性:

- 燃烧室内压强、推进剂流量、推力是贮箱压强的函数（时间的函数）。
- 任意时刻流量都是管路中流体阻力的函数。

假定流体不可压缩，出现紊流，压降表达为：

$$\Delta P = Rq_m^2$$

式中 R ——推进剂流阻系数； q_m ——推进剂流量
贮箱与推力燃烧室间的压降：

$$P_{gt} - P_c = (R_1 + R_2 + R_3)q_m^2 = Rq_m^2$$

式中 R_1 ——推进剂从贮箱到推力室喷注器间管路、接头、阀门的流阻系数；
 R_2 ——推力室喷注器的流阻系数；
 R_3 ——催化剂的流阻系数

推进剂流量产生的推力燃烧室压强：

$$P_c = (I_{sp}q_m)/(A_t C_F) = Jq_m$$

其中 $J = I_{sp}/(A_t C_F)$ ，将方程联立求正根

$$Rq_m^2 + Jq_m - P_{gt} = 0$$

$$q_m = \left[\sqrt{J^2 + 4RP_{gt}} - J \right] / 2R = 2P_{gt} / \left[\sqrt{J^2 + 4RP_{gt}} + J \right]$$

随着贮箱压强随时间下降，可以求得推进剂流量和推力室压强。

压力调节

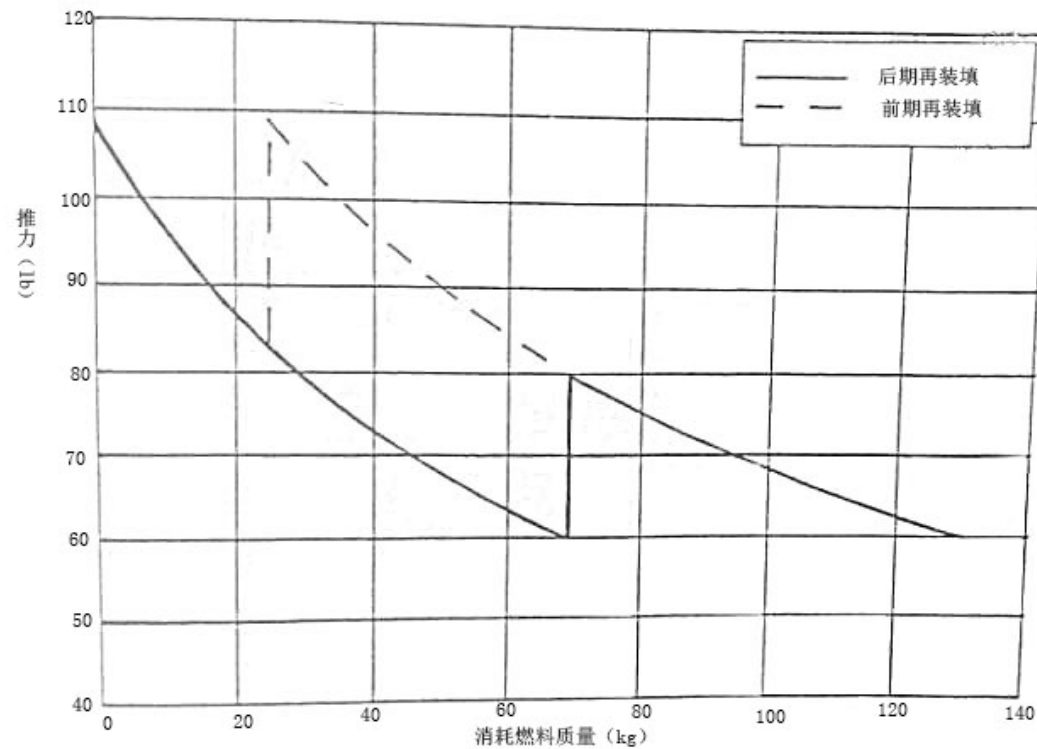
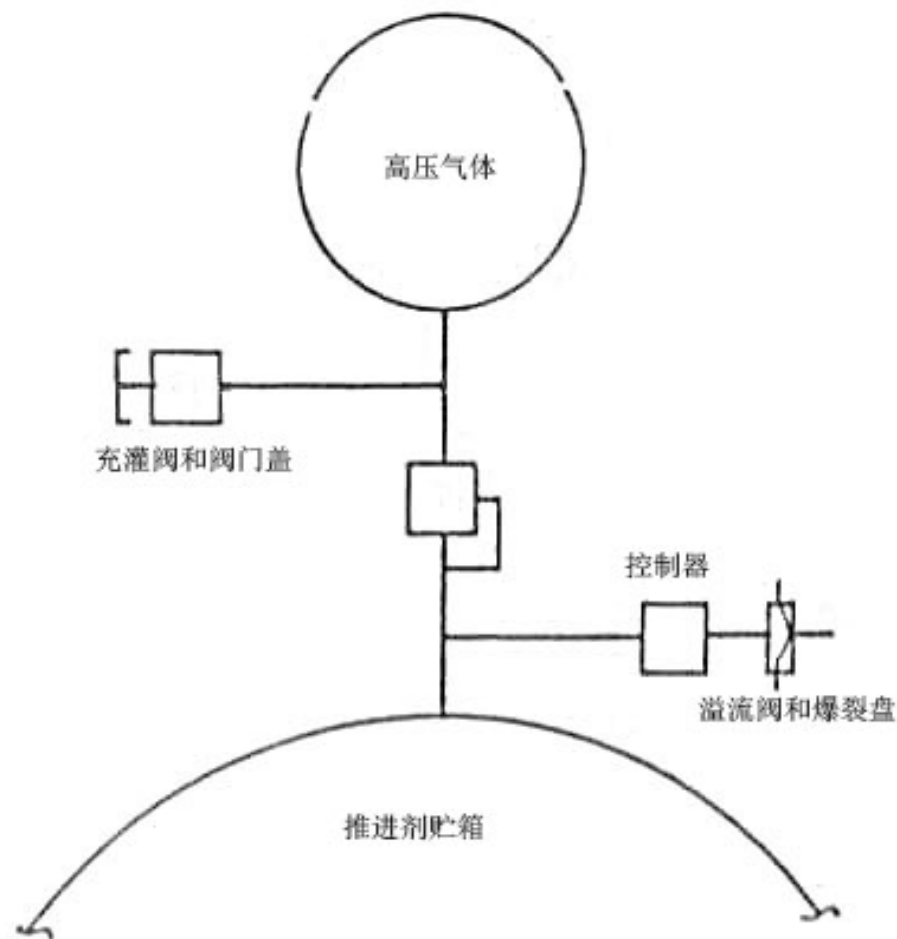


图 2 带有复压的落压

恒压式系统

- 通过预置压力调节贮箱压强
- 增压气体贮存在高压气瓶中
- 推进剂以完全受控的较低压强注入发动机
- 在消耗推进剂时推力不发生变化
- 增加了系统的复杂性
- 保持每种推进剂的流量为常值，维持正确的混合比
- 最小气垫容积必须为推进剂贮箱容积的 3% 左右
- 安全阀在减压阀不工作时保护贮箱很重要



蒸汽压

时间足够长时，气垫中的气体将会达到增压气体与推进剂蒸汽均匀混合状态。
推进剂蒸汽在贮箱中逐渐达到饱和，分压等于推进剂蒸汽压。

贮箱压强 P_t 是增压气体分压与推进剂蒸汽压之和：

$$P_t = P_v + P_g$$

- 推进剂蒸汽分压 P_v 等于在推进剂温度下的推进剂蒸汽压
- 增压气体分压 P_g 通过状态方程计算得出
- 由于弹性囊等材料具有可渗透性，即使存在弹性囊或者隔膜，蒸汽压也会影响贮箱压强
- 对燃烧剂，蒸汽压通常可以忽略，氧化剂和其他低温气体不可以忽略
- 一般四氧化二氮存在蒸汽压

9.2. 推进剂贮箱

推进剂贮箱是推进系统对推进剂实行管理和贮存的装置。为保证发动机的正常工作，推进剂贮箱应当具备正常连续地输送推进剂的功能，即所谓的刚性排出功能。

贮箱中用于推进剂刚性排出的装置称为正排出装置（推进剂管理装置）。

常用的正排出装置包括：

- 橡胶或氟塑料贮囊；
- 橡胶塑料隔膜；
- 金属膜盒；
- 可移动活塞；
- 金属薄膜。

这些正排出装置将增压气体与推进剂隔开，使气体不能进入推力室，保证推进剂贮箱能定向地连续供应推进剂。

空间推进系统的推进剂贮箱通常由正排出装置和贮箱壳体组成。

按管理形式分类，可分为正向排出式和表面张力型。

9.2.1. 设计准则

贮箱的选择需要考虑很多因素，例如推进剂贮量、推进剂性质、贮箱形状、加工工艺、结构质量以及在推进剂贮存供应过程中空间飞行器质心的变化等。

贮箱的设计准则包括：

- 贮箱的最大工作压强和容积应满足工作需要
- 贮箱的形状、尺寸及其连接管路应满足总体布局要求
- 贮箱内应具有足够的气垫容积，在温度发生变化时保证发动机正常工作
- 在贮箱上具有必要的管嘴，分别用于加注、排出、增压和推进剂供应
- 贮箱的连接部位应密封可靠，防止推进剂渗漏引起污染甚至着火爆炸
- 应具有较高的排空效率，使得在寿命末期贮箱内推进剂残余量最小
- 贮箱结构应具有较高的强度和刚度，能承受内压、外压、弯曲应力以及飞行过程中发生的过载、振动和冲击等
- 贮箱材料应具有较高的比强度和比刚度，并与推进剂具有良好的相容性；
- 正向排出装置应具有较长的使用寿命，满足空间飞行器的要求。

9.2.2. 设计计算

推进剂贮箱是承压容器，对于给定的容积来说，球形贮箱的结构质量最小。受到总体布局的需要，圆筒形贮箱在空间推进系统中也得到广泛应用。推进剂贮箱的容积可用下式确定：

$$V_{tk} = V_p + V_r + V_u + V_d$$

其中

- V_{tk} 为推进剂贮箱容积；
- V_p 为需要消耗的可用推进剂容积；
- V_r 为不可用残余推进剂容积（一般为 3%-4%）；
- V_u 为贮箱初始气垫容积；
- V_d 为正向排出装置容积。

贮箱内的温度变化将导致推进剂容积和气垫压强的变化

贮箱气垫应具有足够的容积，保证在贮存中推进剂温度升高不会损伤贮

在计算推进剂残余量容积时，推进剂的排空效率通常为 0.95~0.98

贮箱气垫的容积可由下式近似求得：

$$V_u = V_p \alpha_v (T_{\max} - T_0) / [1 - p_0 T_{\max} / (p_{tk, \max} T_0)]$$

其中， α_v 为推进剂体膨胀系数；

T_0 、 p_0 分别为推进剂加注时的环境温度和压强；

$T_{\max}$ 为推进剂最高使用温度；

$p_{tk, \max}$ 为贮箱压强最高许用值。

推进剂贮箱的压强可根据发动机燃烧室压强以及压降确定，即：

$$p_{tk} = p_c + \Delta p_{inj} + \Delta p_l + \Delta p_v + \Delta p_{th}$$

其中，

p_{tk} 为推进剂贮箱压强；

p_c 为发动机燃烧室压强；

Δp_{inj} 为喷注器压降；

Δp_l 为管路和过滤器压降；

Δp_v 为各种阀压降；

Δp_{th} 为节流圈压降。

球形贮箱

可按下式计算其壁厚:

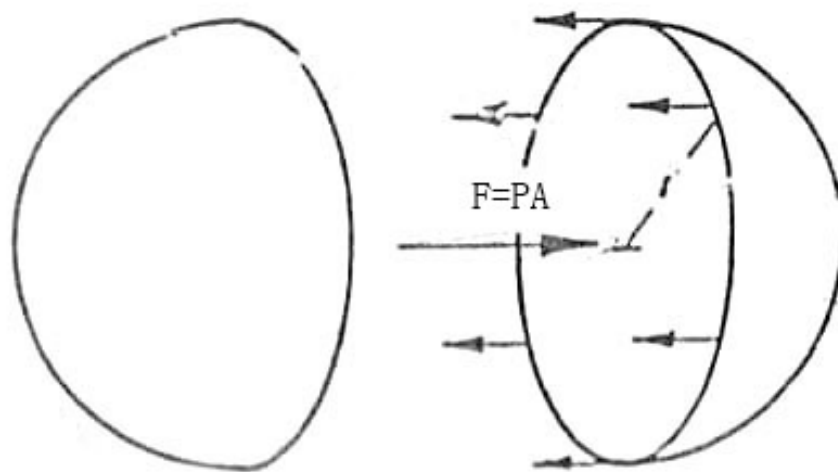
$$p_{tk} \cdot \pi(d_{tk}/2)^2 = [\sigma]^t \varphi \cdot \pi d_{tk} \delta_w \Rightarrow \delta_w = p_{tk} d_{tk} / (4[\sigma]^t \varphi) \geq \delta_{wmin}$$

其中,

- p_{tk} 为贮箱在最高环境温度下的最高工作压强;
- d_{tk} 为贮箱内径;
- $[\sigma]^t$ 为贮箱在最高环境温度下材料的许用应力; $[\sigma]^t = \sigma_b^t / n_b$

- φ 焊缝系数;
- σ_b^t 为在最高环境温度下材料的强度极限;
- n_b 为对强度极限的安全系数, 通常为 1.8~3.0;
- n_s 为材料屈服极限的安全系数, 通常取 1.3~1.5。

当用强度极限安全系数进行强度计算时, 应用材料屈服极限进行校验。



厚度小于 0.25mm 很难加工并保证稳定性。

对于直径大于 800mm 的贮箱，最小壁厚为 0.5-0.75mm。

满足应力分析时应选择最小壁厚。

当壁厚已知，贮箱壁质量可计算：

$$M_{tb} = (4/3)\pi[(0.5d_{tk} + \delta_w)^3 - (0.5d_{tk})^3]\rho_t$$

式中 M_{tb} =贮箱壁质量； ρ_t 贮箱材料密度

圆筒形贮箱

通常采用圆筒形箱体和椭球形、碟形、半球形封头。

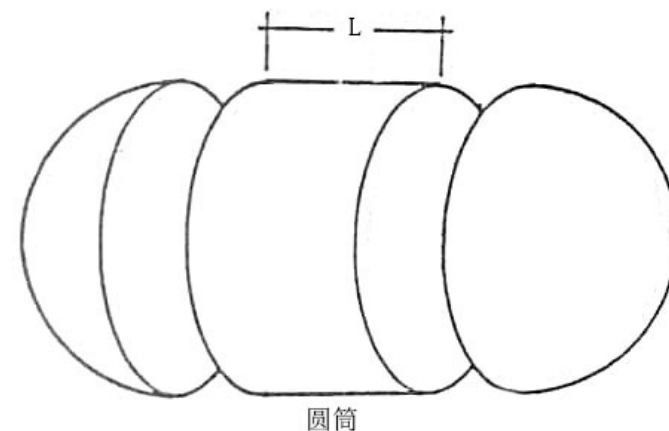
圆筒形箱体的壁厚计算公式为：

$$\delta_w = p_{tk} d_{tk} / 2[\sigma]^t \varphi \geq \delta_{wmin}$$

当壁厚已知，贮箱筒体质量：

$$M_{tb} = \pi L[(0.5d_{tk} + \delta_w)^2 - (0.5d_{tk})^2]\rho_t$$

式中 L =筒体长度

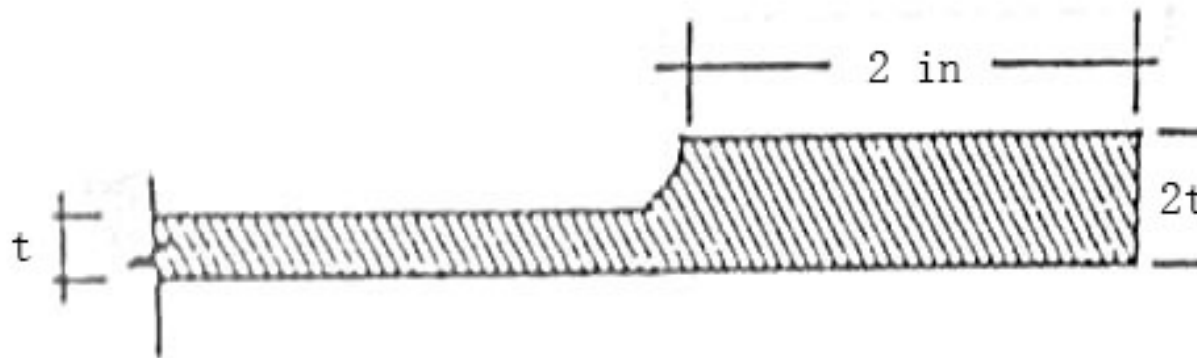


焊接加强件，包括

- 周向焊缝（在两个半球壳之间的焊缝）
- 熔透焊缝（进口与出口的焊缝）
- 弹性囊连接件等（弹性囊和贮箱壁的连接件，如果有）
- 贮箱结构固定件。

贮箱壁质量必须加上加强件的质量。

- 由于焊接会减少焊缝附近的材料强度，焊接区必须加固。
- 周向焊缝的厚度为 δw ，宽度为 δb (如 100mm)，长度等于球壳周长。
- 熔透焊缝为直径为 δd （如 75mm），厚度为 δw ，位于熔透焊缝中心的圆盘。
- 贮箱安装用垫片质量一般为被支承物质量的 2%左右。



9.2.3. 材料选择

推进剂贮箱的质量通常占的比例较大

尽量选择比强度较高的材料，减轻推进剂贮箱的结构质量

贮箱材料必须与所用的推进剂具有良好的相容性

贮箱的承受压强一般为 $1.0\sim 4.0\text{MPa}$

低压贮箱箱体材料可采用铝合金：

- 具有密度低、价格低廉、与推进剂相容性好的优点。
- 用铝合金制造的贮箱结构质量轻，制造成本低。
- 在推进剂贮箱设计时，为减轻结构质量和承载均匀，可局部增加焊缝厚度

钛合金：

- 钛合金 TC4 具有高的比强度，且与肼类和四氧化二氮均有良好的相容性，可用于制造推进剂贮箱，箱体和封头可采用旋压和锻造工艺
 - 对于大尺寸和工作压强高的贮箱，钛合金材料的应用可明显减轻结构质量
- 为了防止泄露，贮箱和管路可使用全焊接连接，也可使用高性能的接头。
在贮箱和管路之间用熔融再生的双金属接头连接

9.2.4. 贮箱结构类型

9.2.4.1. 橡胶球囊贮箱

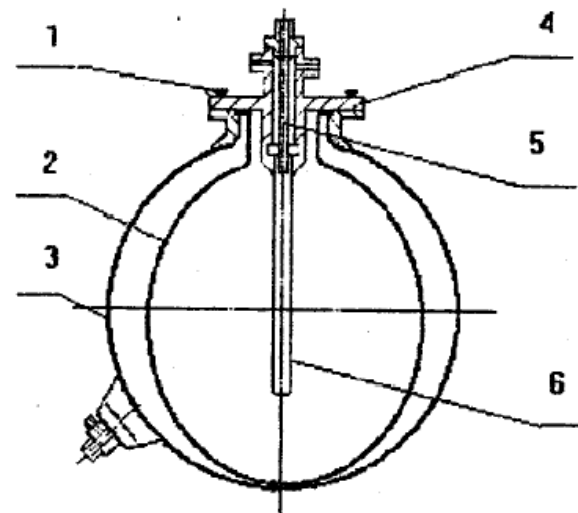
由铝合金或钛合金壳体和橡胶球囊组成，球囊的功能是将增压气体与推进剂隔开，防止气液掺混。橡胶球囊贮箱主要用于单组元肼分解推进系统。

在橡胶球囊贮箱设计时，应妥善选择与肼相容性良好、抗肼渗透性能强的橡胶囊材料。

可供选择的橡胶材料有：乙丙橡胶和丁基橡胶等，其中乙丙橡胶与肼的相容性由于丁基橡胶，但丁基橡胶具有较好的抗肼渗透性能。

由于橡胶材料与肼的相容性直接影响球囊的使用寿命，空间推进系统对橡胶材料的相容性提出严格的要求。

如在 35°C 或 50°C 的恒温条件下，橡胶材料浸泡在肼中 20 天，其出气率应在 $1 \times 10^3 \text{ ml}/(\text{cm}^3 \cdot \text{day})$ 左右；在长期贮存期间橡胶材料不使推进剂发生显著变化，同时推进剂也不使橡胶材料发生显著变化；橡胶材料的渗透率不大于 $0.5 \text{ g}/(\text{m}^2 \cdot \text{h})$ 。



1 紧固件；2 球囊；3 壳体；4 加注泄出组件；5 加注组件；6 多孔管

图 3 橡胶球囊贮箱结构图

9.2.4.2. 橡胶隔膜贮箱

橡胶隔膜贮箱中，橡胶隔膜使推进剂与增压气体隔开，防止在失重环境下气液相混，从而保证推进剂的连续供应。

橡胶隔膜贮箱主要应用于单组元推进系统

采用真空定容法加注推进剂，并通过充气阀对贮箱增压，然后充气阀关闭；

在发动机工作期间，橡胶隔膜在增压气体的作用下变形，将推进剂从贮箱中挤出；

随着推进剂不断流向发动机，贮箱内推进剂腔逐渐减小，而增压气体腔逐渐增大，因而增压气体发生膨胀，气体压强逐渐下降。

实际上橡胶隔膜贮箱工作过程是一个多变膨胀过程，因此这种贮箱也称为落压式系统推进剂贮箱。

在橡胶隔膜贮箱设计时，通常选用钛合金 TC4 作为壳体材料，其设计与制造的关键是橡胶隔膜的装配以及气、液半球体的焊接与密封。

9.2.4.3. 膜盒式贮箱

膜盒式贮箱由壳体和可伸缩的膜盒组成，壳体是承压容器，用弹性膜盒将液体推进剂与增压气体隔开。

它主要用于双组元可贮存推进系统的氧化剂贮箱或燃料贮箱，采用真空加注。其优点是可长期贮存推进剂，但结构质量大，制造工艺复杂。

通常选用钛合金 TC4 作为贮箱壳体，经锻造和机加工成型，也可热旋压成型；膜盒使用许多膜片焊接而成，膜片近似正弦波形，通常采用厚度为 0.15mm 左右的不锈钢 1Cr18Ni9TiA 带材冲压成型。

采用不锈钢制成的膜盒具有较高的抗疲劳性能，而钛合金膜盒在振动环境下焊缝易破裂。

9.2.4.4. 金属隔膜贮箱

金属隔膜贮箱采用金属隔膜将推进剂与增压气体隔离，通过隔膜翻转将推进剂挤压到供应管路。

隔膜的翻转压差范围从冷气系统的 137.9 kPa 到燃气发生器供应系统的数千 kPa。

在热气系统中，由于能量浓缩，可以给推进剂贮箱提供更高的 ΔP ，节省质量。

其入口气体温度 233K（惰性气体系统冷侵）到大约 1700K（热气供应系统）。在关键的应用中，应严格控制质心漂移（例如在 20g 横向加速度下，直径 203.2~254mm 贮箱的中心线变化在 2.54mm 之内）。

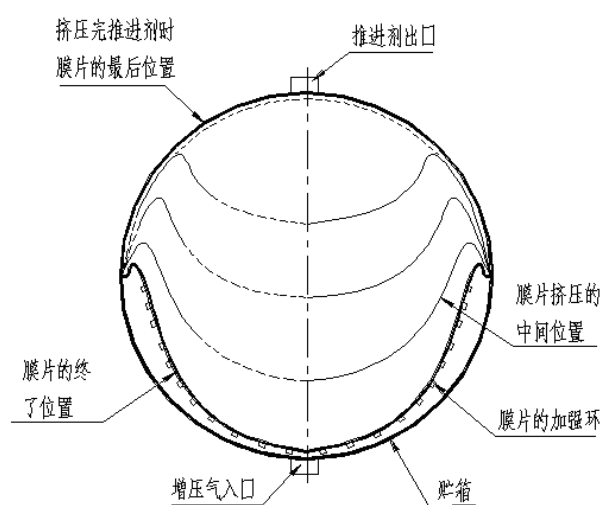


图 4 边缘翻转隔膜贮箱

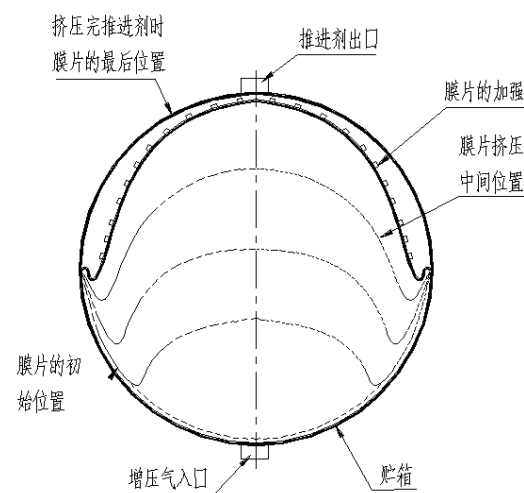


图 5 顶部翻转隔膜贮箱

9.2.4.5. 表面张力型推进剂贮箱

表面张力贮箱工作原理：

在使用过程中，柔性隔膜经受反复的挤压变形，尤其是非金属材料隔膜的采用，使推进剂贮箱的使用寿命受到限制。

对于使用寿命要求很长的推进系统，可采用全金属的表面张力贮箱。

液体各分子之间存在着引力引起的表面张力和由于热运动引起的扩散力，总体上主要表现为使液体自由表面呈收缩状态的表面张力。

表面张力贮箱就是利用毛细现象，在其内部固定安装各种分离器（叶片或金属网），利用液体推进剂的表面张力捕捉推进剂。

由于表面张力贮箱是全金属的焊接结构，无活动部件，具有很高的抗振动、冲击和机动运输的结构可靠性和很好的相容性，贮箱的寿命不受组件寿命的限制，这是其它形式贮箱无法比拟的。

对于使用寿命很长的空间推进系统，表面张力贮箱具有显著的优点，已得到广泛的应用。

自上世纪 80 年代以来，叶片式表面张力贮箱在大型卫星推进系统中的应用日益广泛。其主要技术关键如下：集液器设计、收集器设计、集液器入口窗设计、多孔材料设计、流动损失分析和热效应分析。

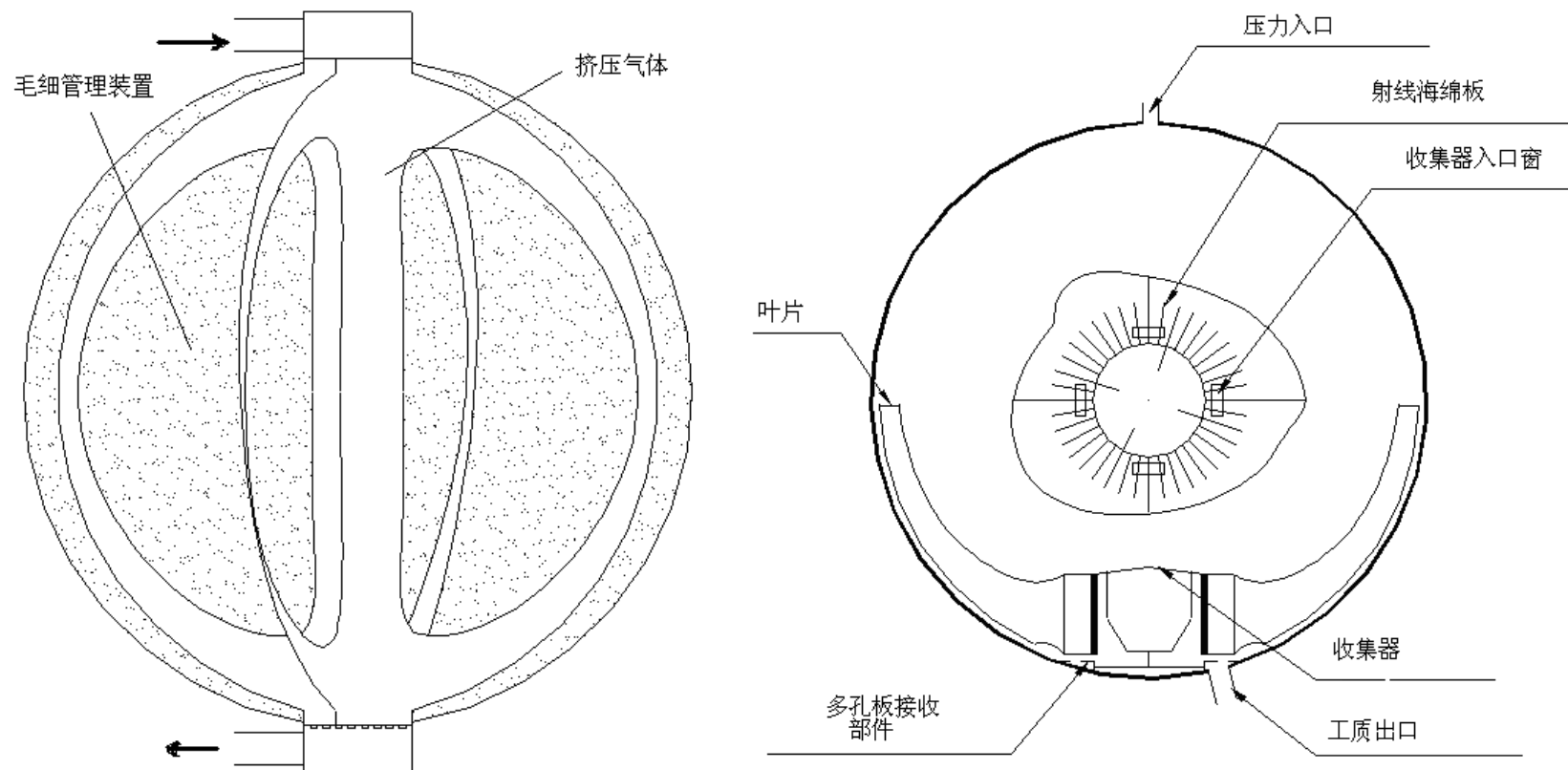


图 6 典型叶片式表面张力贮箱



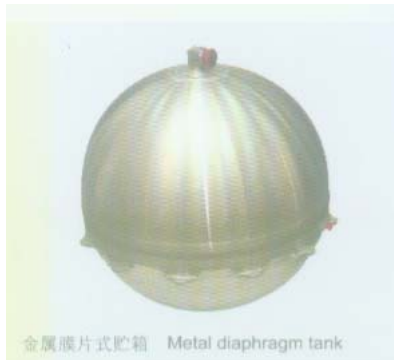
28L表面张力贮箱

代号: GPT-28



100L表面张力贮箱

代号: GPT-100



金属膜片式贮箱为全金属结构，可保证推进剂长期密封贮存，消除推进剂的晃动，现已应用于载人飞船推进系统。

Metal diaphragm tanks adopt all-metal construction. Long-term hermetical storability of propellants is ensured, and the sloshing of propellants is avoided. Currently they are used for Shenzhou space missions.



表面张力式贮箱可在微重力工况下对液体推进剂进行有效管理。目前应用于多种卫星推进系统。

Surface tension tanks allow for effective propellant management under micro-gravity conditions, currently used in various satellite propulsion systems.



各种胶囊式贮箱应用于运载火箭三级或上面级姿控推进系统以及卫星推进系统。

Bladder tanks are used for launch vehicle third stage or upper stage attitude control propulsion systems as well as satellite propulsion systems.



金属及复合材料高压气瓶应用于各种空间推进系统。

Metal and composite high-pressure gas vessels are used in various space propulsion systems.

9.3. 高压气瓶

- 恒压挤压式或复压式推进系统贮存高压气体的装置
- 对于不同形式的推进系统，压缩气体具有不同功用
- 在空间挤压式推进系统中，压缩气体作为挤压工质，将燃料和氧化剂从各自的贮箱通过该管路压入推力室
- 对于气动阀门，压缩气体也用来操纵阀门的开启和关闭
- 通常使用的压缩气体是惰性气体（氮气或氦气）。
- 具有良好的化学稳定性，使用和贮存安全，与材料相容性好，并与许多推进剂工质不发生化学反应。
- 由于氦气的密度较小，使用性能良好，在空间推进系统中得到了广泛的应用。

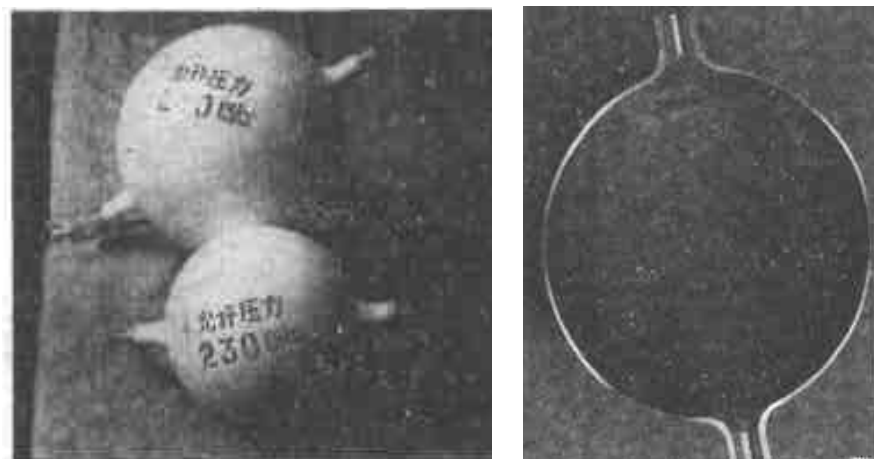


图 7 高压气瓶外形及其剖面图

9.3.1. 设计参数

设计参数包括气瓶初始压强、气瓶容积和使用温度环境等

- 气瓶初始压强是指气瓶在充气环境下的充气压强
- 在使用过程中，其内部压强将随环境温度的变化而变化
- 气瓶存在最高工作压强和最低工作压强
- 气瓶的初始压强是根据推进系统的要求选定的，用环境温度下限换算求得气瓶的最低初始压强，应当满足推进系统正常工作的需要
- 当气瓶在给定贮气量的情况下，提高初始压强，可以减小气瓶的容积和尺寸，并能减少系统寿命末期气体的残留量，而气瓶的结构质量变化不大
- 在推进系统设计时，希望尽量选用较高的初始压强
- 空间推进系统的最大初始压强一般为 $20\sim 40\text{MPa}$

气瓶的容积取决于推进剂贮箱的容积和压强，近似求得气瓶容积 V_b ：

$$V_b = \left(p_{tk} V_{tk} / C_2 - P_1 V_1 T_g / T_1 \right) C_1 / (p_g C_1 - p'_g)$$

其中， p_{tk} 、 V_{tk} 分别为推进剂贮箱压强和容积；

p_1 、 V_1 、 T_1 分别为增压前贮箱内气体的压强、体积和温度；

p_g 、 T_g 分别为气瓶内气体的初始压强和温度；

p'_g 为工作后气瓶内气体压强。

C1 和 **C2** 由等熵方程求得：

$$C_1 = \left(p'_g / p_g \right)^{(k-1)/k} \quad C_2 = (1 - p'_g / p_g) / k \left[1 - \left(p'_g / p_g \right)^{1/k} \right]$$

其中， k 为增压气体比热比。

球形气瓶的内径 d_b ：

$$V_b = (4/3)\pi(d_b/2)^3 \Rightarrow d_b = \sqrt[3]{6V_b/\pi}$$

气瓶内的增压气体质量 m_g 可由气体状态方程求得，即：

$$m_g = p_g V_b / (R_g T_g)$$

9.3.2. 结构形式

- 高压气瓶通常设计成球形，结构质量较小，且成形工艺也较简单
- 受到推进系统总体布局的限制，也有采用球形底或椭圆形底的圆柱形结构和环形结构。

9.3.3. 强度计算和结构质量估算

球形气瓶可按下式计算其壁厚：

$$\delta_w = p_b d_b / (4[\sigma]^t \varphi)$$

其中，

p_b 为气瓶在最高环境温度下的最高工作压强，即初始压强；

d_b 为气瓶内径；

$[\sigma]^t$ 为气瓶在最高环境温度下的材料许用应力；

φ 焊缝系数。

气瓶在最高温度环境下材料的许用应力可表示为：

$$[\sigma]^t = \sigma_b^t / n_b$$

其中， σ_b^t 为气瓶在最高环境温度下材料的强度极限；

n_b 为对强度极限的安全系数，通常为 1.8~2.2。

气瓶的结构质量 m_b 可按下式估算：

$$m_b = \varepsilon \pi d_b^2 \delta_w \rho_b$$

其中，

ε 为气瓶结构系数，气瓶壁厚不均以及附件和固定件的影响取 1.2~1.4；

ρ_b 为气瓶材料密度。

气瓶充气后的总质量 m_{gb} 等于气瓶内的气体质量与气瓶结构质量之和，即：

$$m_{gb} = m_g + m_b$$

9.3.4. 材料选择

气瓶的结构、材料、制造成本和工作可靠性与材料选择和制造工艺密切相关。
选择气瓶材料时，必须满足下列要求：

- 比强度高，在相同设计参数下可以减小气瓶的结构质量；
- 足够的塑性和断裂韧性，防制气瓶脆性破坏，使其具有较长的使用寿命；
- 较好的工艺性能，便于成形、机械加工、焊接和热处理等。

高压气瓶选用的材料通常有钛合金、高强度合金钢和复合材料等。

表 1 用于气瓶的几种钛合金性能

合金牌号	状态		σ_b MPa	σ_s MPa	δ_0 %	ϕ %	ρ kg/cm ³	σ_b / ρ MPa/(kg/cm ³)
Ti-6Al-4V	固溶时效		1050	950	6~8	35	4.42	238
Ti-5Al-2.55Sn	常温	退火	760	680	18	45	4.42	172
	4K	退火	1490	1430	9.3	12.3	4.42	337
Ti-13Cr-3Al	固溶时效		1360	1130	6.8	/	4.5	302

表 2 几种高强度合金钢性能

牌号	钢种	σ_b MPa	σ_s MPa	δ_0 %	ϕ %	ρ kg/cm ³	σ_b / ρ MPa/(kg/cm ³)
D6AC	45NiCrMnVA	1550	1450	9	35	4.5	194
18%Ni 马氏体	00Ni18Co9MoTiA	1860	1620	8	/	5	230
28Cr ₃	28Cr3SiNiMoV	1450	1250	9	40	5	181
406A	40SiMnCrNiMoV	1750	1450	8.5	35	5	219

钛合金高压气瓶

- 钛合金通常选用 **TC4 (Ti-6Al-4V)**
- 通常采用模锻、机械加工、焊接和热处理的工艺方法来制造气瓶，可使气瓶的结构质量较小和加工精度较高。
- 在制造过程中，为消除锻造和热处理中有害气体对材料的污染，机械加工时的金属切削量较大，原材料消耗和加工量相应增加，提高了制造成本。
- 制造钛合金高压气瓶的其它成型方法有板材退火旋压工艺、板材爆破成型工艺和吹胀成型工艺等。
- 钛合金焊接时极易吸收有害气体而使接头变脆，在 **400~600℃** 温度下，氧、氮、氢等气

体与钛合金将发生剧烈反应，并溶于钛中，使得钛合金强度增加，但其塑性和韧性显著下降，脆性增加。因此，钛合金高压气瓶焊接时必须严格防止吸收这类气体。焊接前应将坡口清洁干净，并在惰性气体保护下或在真空环境下进行焊接。常用的焊接方法包括：氩弧焊、等离子体焊和真空电子束焊等。

- 为保证焊缝的正反面成型，应将焊接面设计成带有凸凹的形状。

高强度合金钢高压气瓶

- 高强度合金钢包括 D6AC、28Cr3、30Cr3、406A 和 25CrMnSiA 等，其中 25CrMnSiA 钢板是制造高压气瓶的一种材料，它在退火状态下塑性较好，适合于冷冲压成型，且焊接性能良好，气瓶经淬火和高温回火后可以获得较满意的机械性能。
- 与钛合金气瓶相比，利用塑性变形经冷冲压成型的合金钢气瓶壁厚不够均匀，结构质量较大。
- 超高强度钢也是制造高压气瓶的可选材料，尽管密度较高，但这类钢的极限强度很高，可达 $14\sim 17\text{MPa}$ 。因此，选用该类材料制造的高压气瓶结构质量也是较小的。

复合材料高压气瓶

- 复合材料的强度和弹性模量较高，密度较小。
- 其比强度和比模量很高。

- 用复合材料制造的高压气瓶结构质量小、制造成本低。
- 通常采用薄壁金属壳体作内衬，外表面缠绕经适当树脂浸润的纤维成型。
- 常用的复合材料包括：
 - ◆ 碳纤维/环氧树脂
 - ◆ 玻璃纤维/环氧树脂
 - ◆ 硼纤维/环氧树脂
- 当高压气体的压强高于 **30MPa** 时，采用纤维缠绕方案，可降低结构质量。对于导弹系统，为增加充气后的贮存期，采用与导管材料一致的金属里衬是首选方案。



9.4. 空间液体推进系统

9.4.1. 空间液体推进系统的特点

9.4.1.1. 工作环境

在高真空和失重的空间环境中长期工作，影响其性能和可靠性的因素包括：

- 真空环境，这将引起金属材料的蒸发以及材料表明膜或气体吸附层部分或全部消失，从而导致材料性能改变、组件功能降低，甚至达到失效的程度；
- 热环境，影响空间飞行器推进系统的外部辐射源主要有太阳直接辐射、星体反照射和行星辐射，它对推进剂管理系统影响极大；
- 核辐射环境，空间核辐射对系统金属材料将引起内热和晶体结构原子错位，严重影响金属材料的性能；
- 流星轰击，空间飞行器在空间运行期间将遭受各种流星、空间碎片等的轰击，将引起推进系统结构表面腐蚀、穿孔甚至破坏；
- 重力影响，在无重力和微重力条件下，推进剂供应系统将受到显著影响。

9.4.1.2. 工作方式

- 持续地长时间工作
- 脉冲方式下多次工作
- 具有多次启动能力
- 能多次稳定工作
- 在脉冲工作时，要求响应快速

9.4.1.3. 工作寿命

- 工作次数和累计工作时间大
- 轨道机动发动机和星际航行发动机的累计工作时间达十几小时
- 脉冲姿态控制发动机的工作次数或循环工作寿命高达几十万次
- 在轨寿命达十五年以上。
- 要求推进系统发动机具有很高的可靠性
- 要求其零部件的材料与推进剂工质具有良好的相容性。

9.4.1.4. 推力及其调节

- 轨控发动机推力较小（0.5~100kN）
- 姿态控制和位置保持发动机推力更小（0.05~2000N）。
- 具备一定的推力调节能力，即要求发动机具有高度的节流能力
- 能够在不同工况下可靠工作
- 额定推力与最低推力之比可高达 10：1。

9.4.1.5. 系统与结构

- 广泛采用冷气、单组元和双组元推进剂的挤压式供应系统。
- 空间飞行器推进系统要求结构尺寸小、质量轻和可靠性高
- 在结构设计、加工工艺和试验测试技术等方面都具有小型化、轻质化和高精度的特点。

9.4.2. 空间液体推进系统类型

9.4.2.1. 恒压式单组元推进系统

单组元系统分为恒压式系统和落压式系统两种。

恒压式单组元推进系统：

- 增压气体系统
 - ◆ 高压气瓶、电爆阀、减压器、破裂膜片阀、放气阀和充气阀等
- 推进剂贮存输送系统
 - ◆ 推进剂贮箱、加注阀、膜片阀、过滤器和管路等
- 单组元发动机
 - ◆ 电磁阀和推力室等
- 温控、电缆、压力与温度传感器等

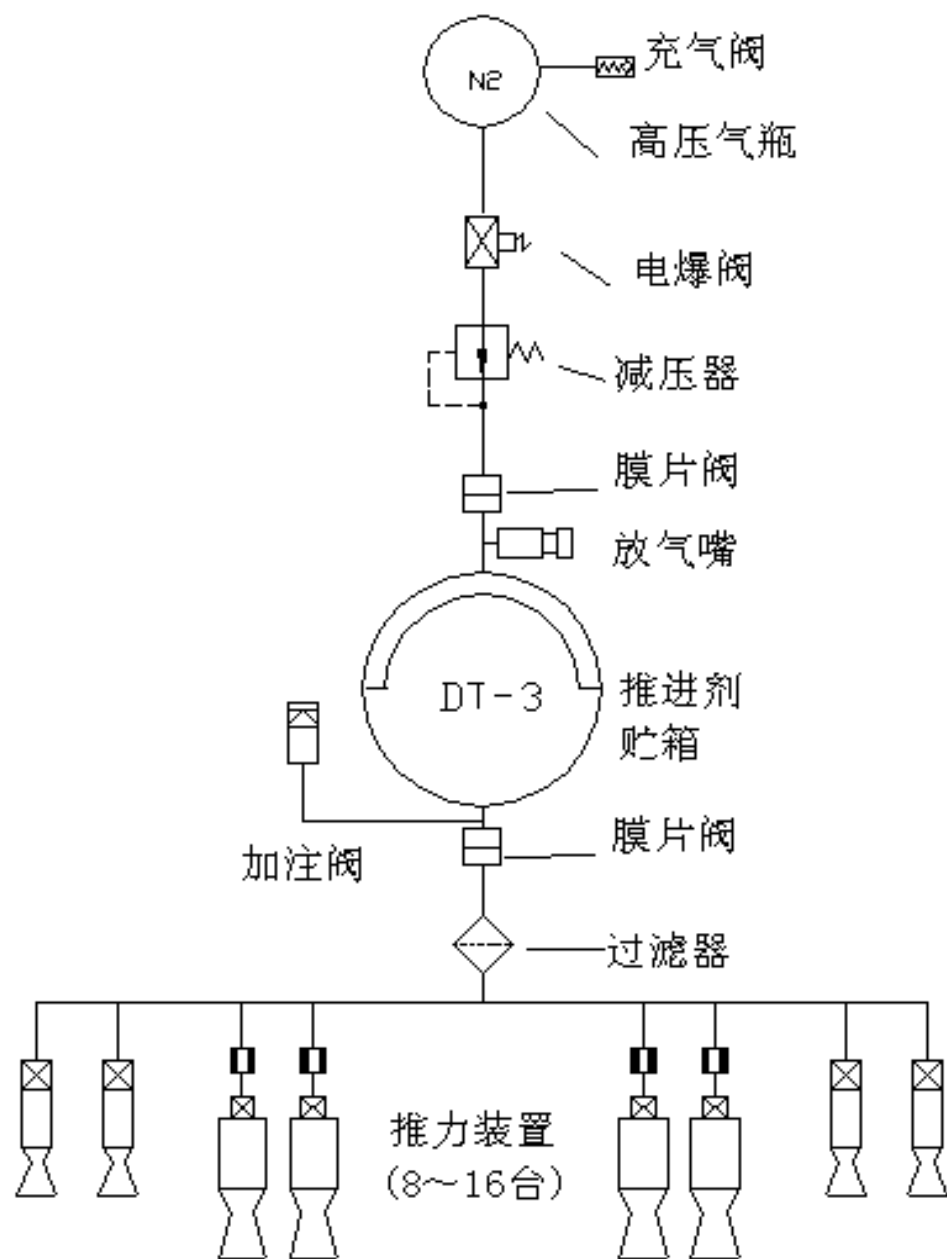
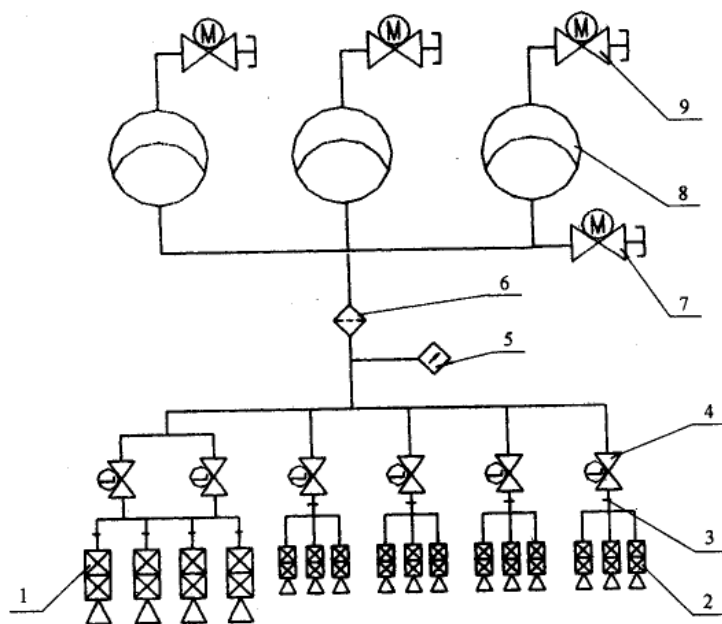


图 8 恒压式单组元推进系统

9.4.2.2. 落压式单组元推进系统

- 将增压气体直接充填到推进剂贮箱内
- 当推进系统工作时，贮箱内的推进剂逐渐减少，增压气体发生膨胀并导致贮箱内的压强下降，发动机的推力、室压和推进剂流量也相应逐渐下降
- 落压比一般为 4：1。
- 落压式单组元推进系统一般包括：推进剂贮箱、自锁阀、过滤器、压力传感器、气体加注/泄出阀和推力器模块等组成。



- 1, 2 推力器;
- 4 自锁阀;
- 5 传感器;
- 6 过滤器;
- 7 加注/泄出阀;
- 8 贮箱;
- 9 充气/放气阀

图 9 落压式单组元推进系统

9.4.2.3. 双组元统一推进系统

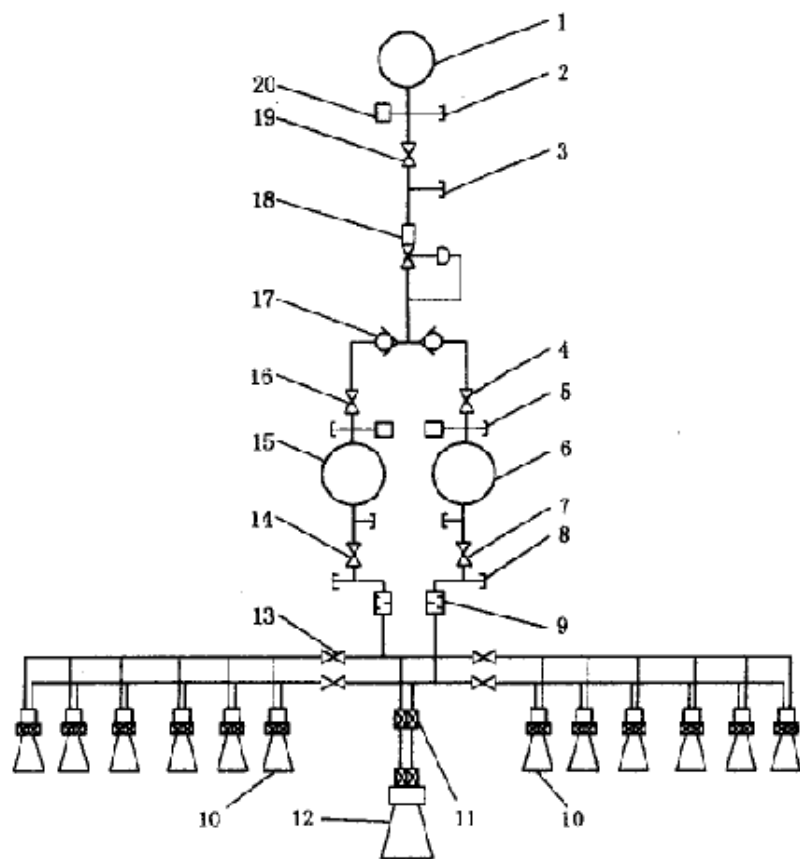
双组元推进系统一般包括：

- 气路系统
- 液路系统
- 远地点发动机
- 姿控发动机
- 氧化剂贮箱
- 燃料贮箱
- 压强调节器
- 电磁阀（常开和常闭）
- 单向阀
- 自锁阀
- 压力传感器
- 过滤器

液体远地点发动机的多次点火性能，使入轨精度大大提高。

双组元统一推进系统的工作原理：

- 远地点发动机为恒压供应方式
- 其余机动飞行（南北位置保持、姿态控制）可为落压式供应方式。



1 氦气瓶；

2, 3 充气/放气阀；

4, 13 自锁阀；

5, 7 加注/泄出阀；

6, 15 贮箱；

8 测试点；9 过滤器；

10, 12 推力器；

11, 19 电磁阀；

16, 20 传感器；

17 单向阀；18 减压器

图 10 双组元统一推进系统

9.4.2.4. 双模式推进系统

- 远地点发动机：用单元肼作燃料、混合氮氧化物作氧化剂
- 姿控发动机：单元肼分解发动机。
- 单元肼作为双组元远地点发动机的一个组元，又作为姿控发动机的推进剂，系统仅需要一个长寿命燃料贮箱。
- 远地点发动机的寿命一般为一个月，对氧化剂贮箱的寿命要求仅一个月。
- 寿命仅为一个月的氧化剂贮箱用铝合金材料代替钛合金系统，质量和成本都大为降低。
- 姿控用单组元肼分解发动机技术成熟，系统简单可靠，虽然比冲比双组元的低 30%，但 GEO 卫星要求姿控发动机推力小，总冲也较低，较低的真空比冲对系统不致造成很大影响，却避开了技术复杂、羽流污染相对较大的缺点。
- 适合于主发动机推力和姿控发动机推力差别很大、主机寿命短；
- 姿控发动机推力和总冲都较小，但使用寿命长的发动机系统。

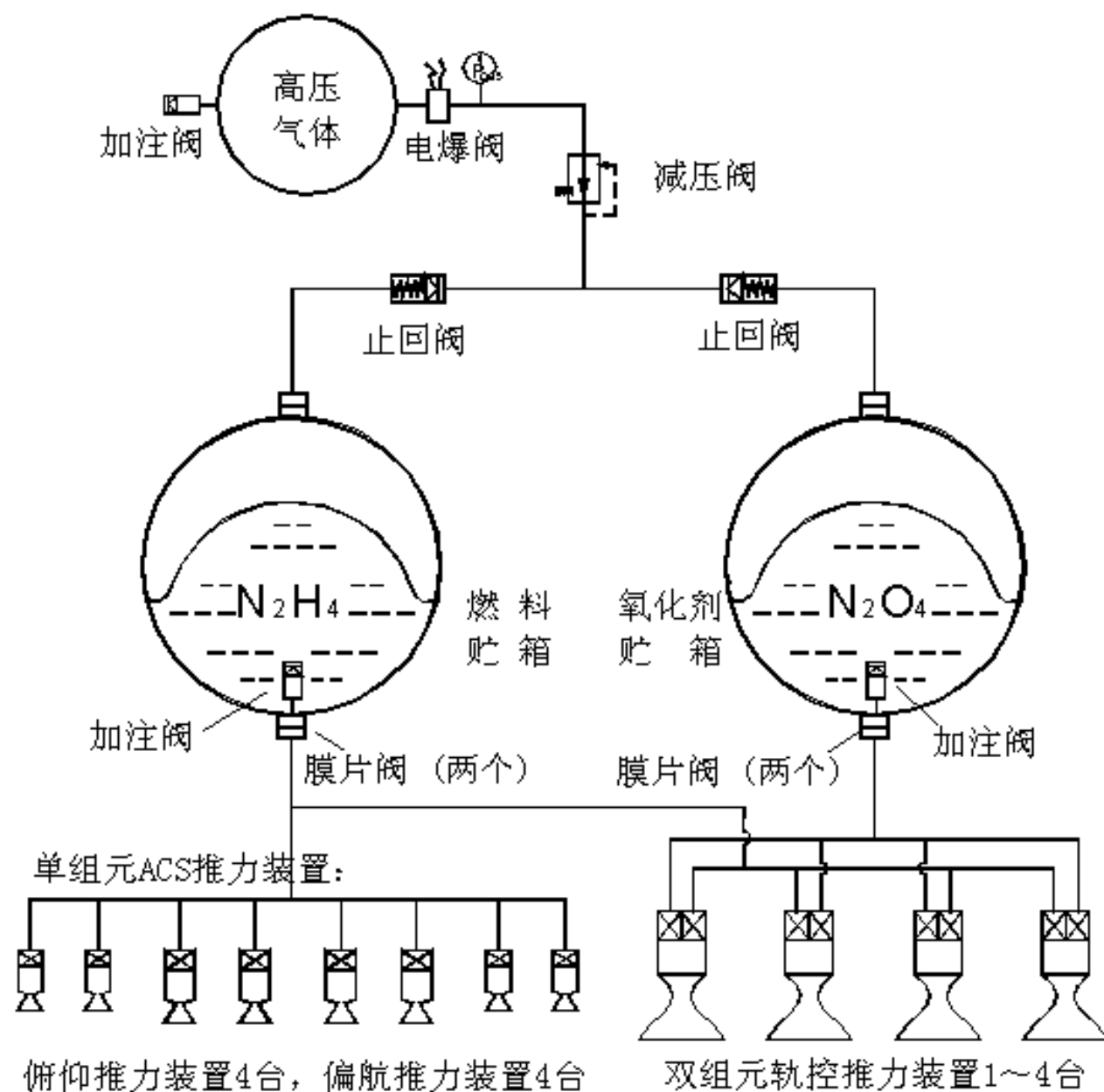


图 11 双模式推进系统

9.4.2.5. 复合推进系统

复合推进系统对于长寿命 (>8 年) 空间飞行器具有显著的优点。

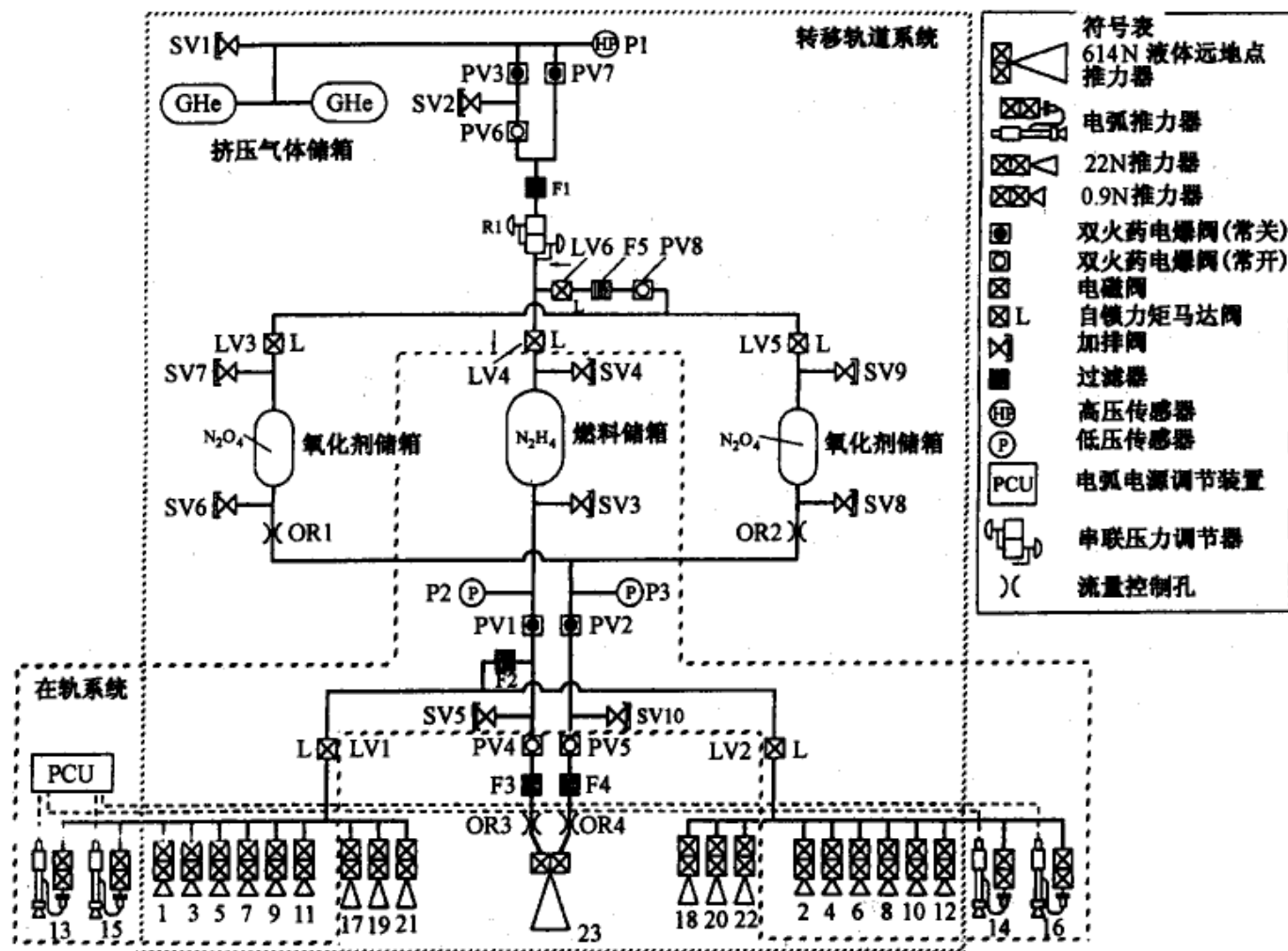


图 12 复合推进系统 (双模式推进系统+电阻加热推进系统)

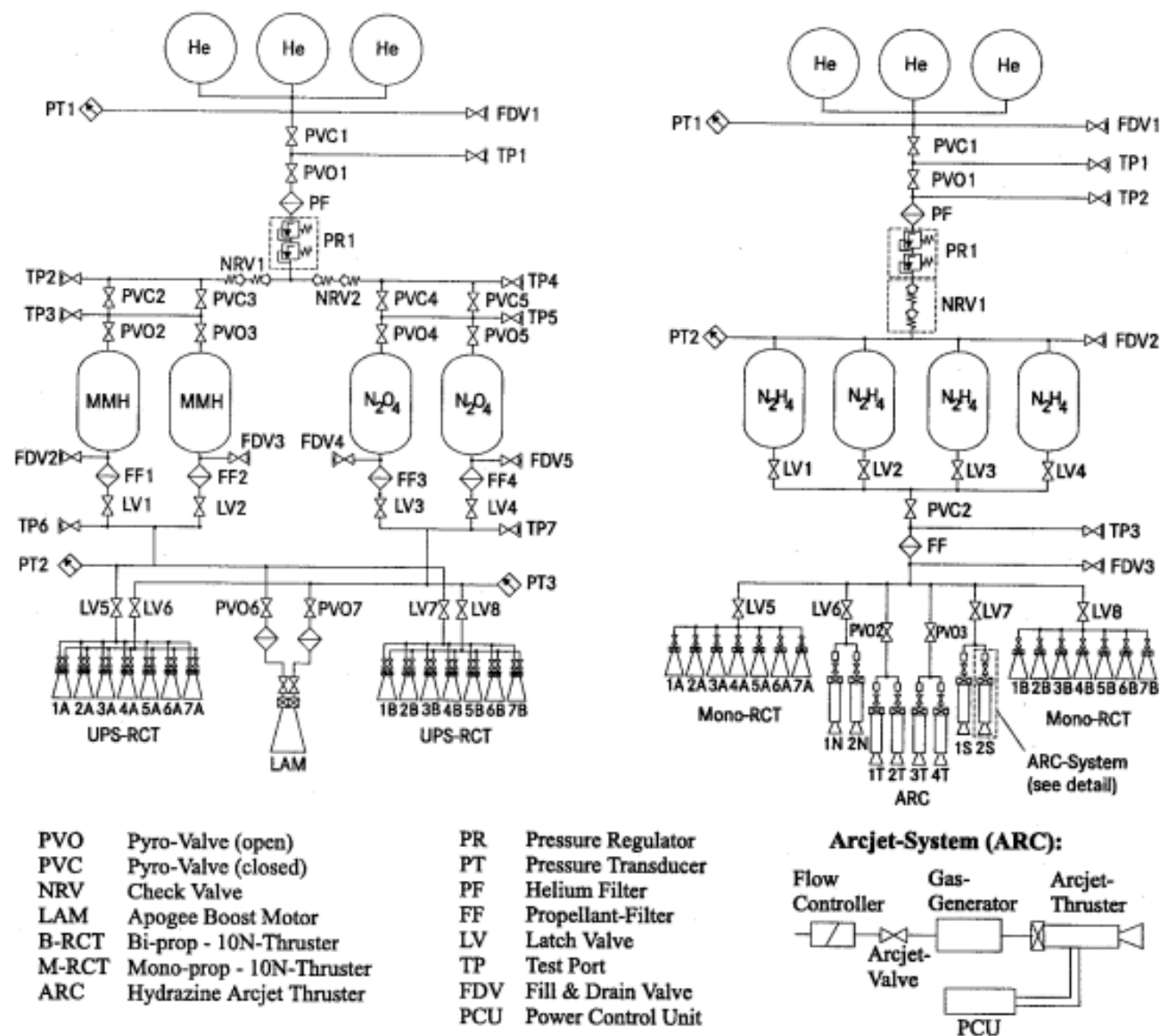
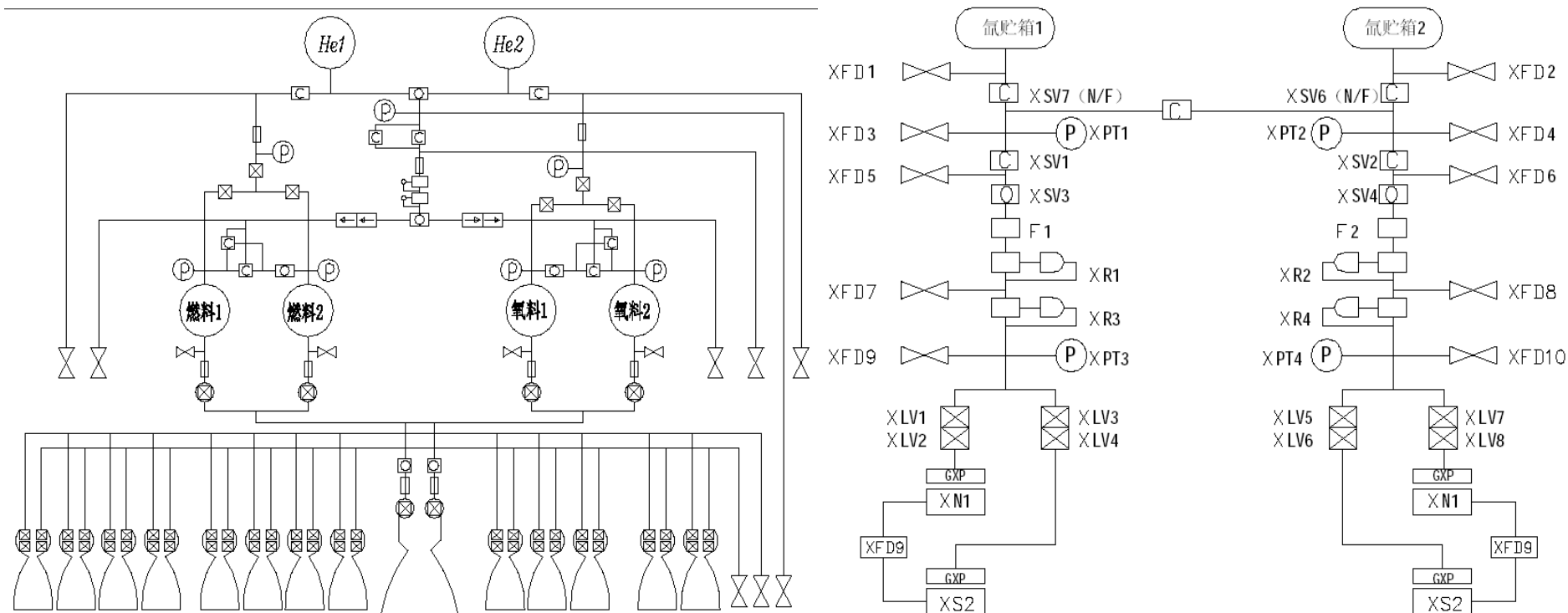


图 13 复合推进系统（双模式推进系统+电弧推进系统）



XFD 加注阀；XSV 电磁阀；XPT 压力/温度传感器；XR 压力调节器；F 过滤器；XLV 自锁阀；GXP 流量调节器

图 14 复合推进系统（双组元统一推进系统+离子推进系统）

9.4.2.6. 凝胶推进系统

是一种介于固体火箭推进剂与液体火箭推进剂之间的先进推进剂。

一种制造方法是在液体推进剂中加入超细的金属铝粉悬浮在液体燃料中，使得推进剂胶体化或称金属化，不仅提高了燃料的密度，增加了双组元推进剂的比冲性能，并且改善了推进剂防泄漏的安全性。

另一种制造方法是使液体推进剂凝胶化，即在推进剂中加入一定量的凝胶剂（**Gellant**），燃料中使用的凝胶剂一般是有机物（如肼中加 2%~4% 的 **HEC**，同时可以降低 **N₂H₄** 的冰点，改善推进剂对环境的适应性；**MMH** 中加 2%~4% 的 **HPC**），氧化剂中使用的凝胶剂一般是无机物（如 **IRFNA** 中加入 2%~5% 的超细 **SiO₂** 颗粒物），使得液体燃料在常压下变成粘度很大、安全性更好的触变胶，在受挤压输送供应时粘度减小，保证系统的正常工作。

凝胶推进剂的比冲较高（**285.4~326.2s**），密度高（**1.9~2.2 g/cm³**），使得密度比冲显著增加，达到 **542.3~771.6 N·s/m³**。

由于凝胶推进剂物化性能稳定，制作工艺简单，便于保持液体推力装置小型化和可控性好，使用维护方便，具有高密度、高燃烧能量、高安全性、长期储存能力，推进剂粘性大和低压贮存可防止泄漏，这些特点使得它在火箭运载、武器导弹的姿态控制领域有着广阔的应用前景。

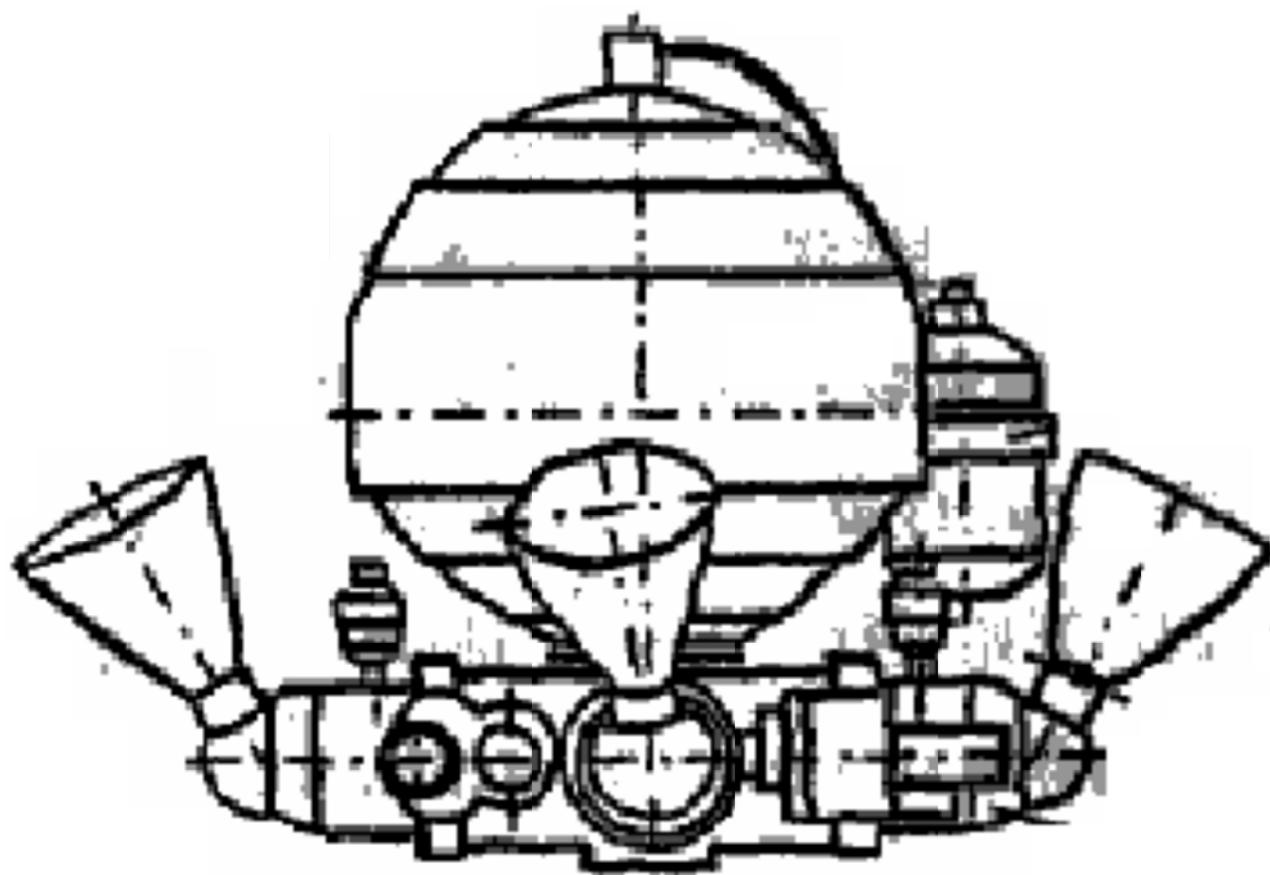


图 15 凝胶推进系统图

9.5. 液体火箭发动机试验验证项目

空间发动机在完成设计和制造后，需要进行一系列的试验验证和发动机热试验，以验证发动机系统工作的协调性，评价发动机的性能和结构可靠性，以及评定发动机的维护使用性能和生产质量水平等。

9.5.1. 推力室试验项目

- 考核其结构强度、结构可靠性和气密性的液压气密试验
- 考核推力室及其组件在不同流量下喷注器的压降、混合比分布和质量分布的液流试验
- 考核推力室方案可行性的地面热试
- 考核推力室起动、关机、稳态工作、脉冲工作、响应特性、工作性能和工作可靠性的真空试验
- 评定推力室工作稳定性的不稳定燃烧试验
- 振动、冲击力学环境试验。

9.5.2. 阀门试验项目

- 可行性论证试验，气密性试验
- 考核活动元件灵活性与协调行的动作试验
- 检验工作参数之间相互关系的静特性试验
- 检验开启、关闭与阀芯位置变更瞬间过渡型的动特性试验，减压阀流体压强损失的流阻试验
- 自然（温度、湿度、真空度、盐雾、霉菌、淋浴等）、诱导（冲击、振动、噪声等）与复合（高-低温、压强-振动、高温-真空等）环境模拟试验
- 检验相容性、密封性及其工作性能的介质试验
- 可靠高低工况下设计裕量的极限性能试验
- 检验超工作条件下工作性能不正常的失效模式试验
- 考核额定工况下工作性能的鉴定试验，
- 考核产品使用性能的检查与抽检批生产试验。

9.5.3. 贮箱气瓶试验项目

囊式贮箱试验项目包括：

- 气密试验
- 贮箱加注量、排液速度和排空效率试验
- 疲劳试验，振动、冲击环境试验
- 相容性与使用性能等综合鉴定试验
- 加速老化试验
- 验收试验。

表面张力贮箱试验验证项目包括：

- 泡破点试验
- 加注泄出试验
- 流阻试验
- 微重力试验
- 液压试验
- 气密试验

- 排空效率试验
- 安全裕量试验
- 运输、冲击、振动动态环境试验
- 疲劳试验、爆破试验
- 贮存抽典试验。

高压气瓶试验验证项目包括：

- 液压强度试验。
 - 试验的同时，结合声发射检测，以测定瓶内潜在缺陷及其在工作载荷下的安定状态，尤其对锻造形成的钛合金气瓶，测定其中的偏析缺陷既经济又有效。
 - 气密试验。
 - 这是对其结构的致密性及其密封结构可靠性的综合检验，常用阀检查方法,包括充压检漏和氦质谱检漏。
- 爆破试验。
 - 这是对气瓶设计的正确性、选材的合理性，以及对生产质量要求及品质控制效果进行的全面载荷考核评定，也是可靠性评价的主要依据。

9.5.4. 发动机试验项目

- 液流试验。
 - 主要验证发动机在不同流量下的压降和流动特性，是确定发动机工作参数和系统调整的依据。
- 气密液压试验。
 - 在发动机额定工况（1.5~2.0） P_c 下进行液压试验，检验发动机的强度可靠性；
 - 在额定工况（1.2~1.5） P_c 下进行气密试验，检验推力室的密封性能；利用氦质谱仪进行检漏，保证总泄漏率小于 $1.0 \times 10^{-5} \text{Pa} \cdot \text{m}^3/\text{s}$ 。
- 地面热试。
 - 在地面环境下利用短身部发动机进行方案考核，通过参数测量和分析计算，在不同工况下进行可靠启动、稳定性、工作性能和结构可靠性研究，以及不同参数变化对其性能、可靠性和稳定性的影响。
- 高空模拟试验。
 - 针对空间发动机的实际工作环境，在真空实验系统中进行高空模拟试验

研究

- 主要考核高空环境下发动机多次启动和关机特性;
 - 发动机在满流状态下的稳态与脉冲性能;
 - 发动机在高空环境下工作稳定性;
 - 发动机性能、寿命和结构可靠性;
 - 发动机羽流场测定及其对空间飞行器的影响, 以及发动机在真空环境下的热结构性能。
- 高低温试验。
 - 空间发动机在空间环境下工作, 其工作温度环境极其恶劣, 工作环境温度对发动机性能、可靠性均有不同程度的影响, 通过环境温度试验和温度循环试验考核发动机在不同环境下的性能和可靠性。
 - 力学环境试验。
 - 发动机在发射飞行过程中, 空间发动机将承受过载、振动、冲击的作用, 使得发动机的工作性能和可靠性受到明显影响。
 - 通过必要的力学环境试验考核发动机的工作性能、结构强度和结构可靠性。

- 通过各种振动试验、过载试验、冲击试验和运输试验，考核发动机在不同力学环境下的工作性能和结构可靠性。
- 气候环境试验。
 - 空间发动机在贮存、运输、发射以及空间飞行过程中，可能受到气候环境变化的影响。
 - 通过雨淋试验、湿热试验、盐雾试验、霉菌试验、沙尘试验等环境试验，考核发动机的工作性能和可靠性。

9.6. 单组元推进系统应用实例

9.6.1. 陆地卫星 3 号

- 单组元推进系统
- 三个火箭发动机、一个推进剂贮箱和一个燃料供给系统
- 每一个发动机装配了一系列冗余的燃料阀、一个催化堆和一个喷嘴
- 电控命令通过对电磁阀的操作产生推力
- 30.4kg 无水肼
- 球形钛合金推进剂贮箱用弹性隔膜来控制推进剂位置
- 增压氮气通过增压阀进入推进剂贮箱
- 落压比为 3.3
- 落压，推力范围由 4.45N 变为 1.33N
- 系统的总冲为 66678Ns

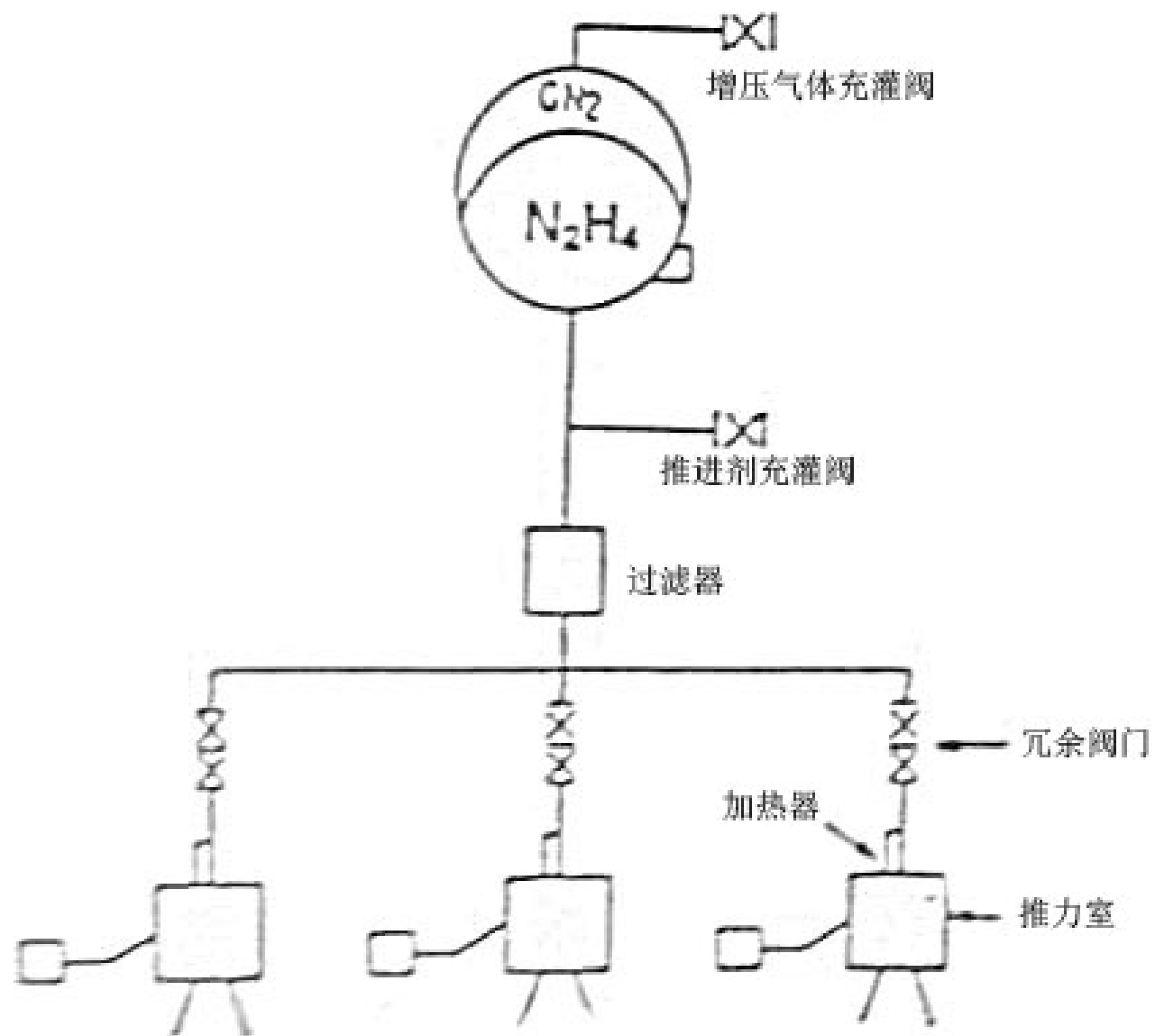


图 16 陆地卫星 3 号推进系统

9.6.2. 国际卫星 V 航天器

- INTELSAT 公司研制的第五个高容量通信航天器
- 单组元推进系统包括 2 个钛贮箱，互相独立的 10 个推进器
- 在定向和轨道平飞时，使用 22.2N 推进器
- 航天器自旋/非自旋，东/西轨道控制，俯仰/偏航控制，使用 2.67N 推进器
- 北/南轨道控制使用 0.44N 电推进器
- 滚转机动使用 0.44N 推进器
- 任意贮箱可以供给任一套或者全部的推进器
- 表面张力贮箱
- 贮箱的内部体积为 140.7 升，允许载重为 213kg 的推进剂
- 正常情况下，任务需要 185kg
- 使用了落压增压系统
- 贮箱是由高强度钛制成的，其余所有器件是不锈钢制成的，所有连接处是焊接的
- 为了获得的高比冲 (平均 304s，工作在 2200°C 下)采用 0.31N 电推进器

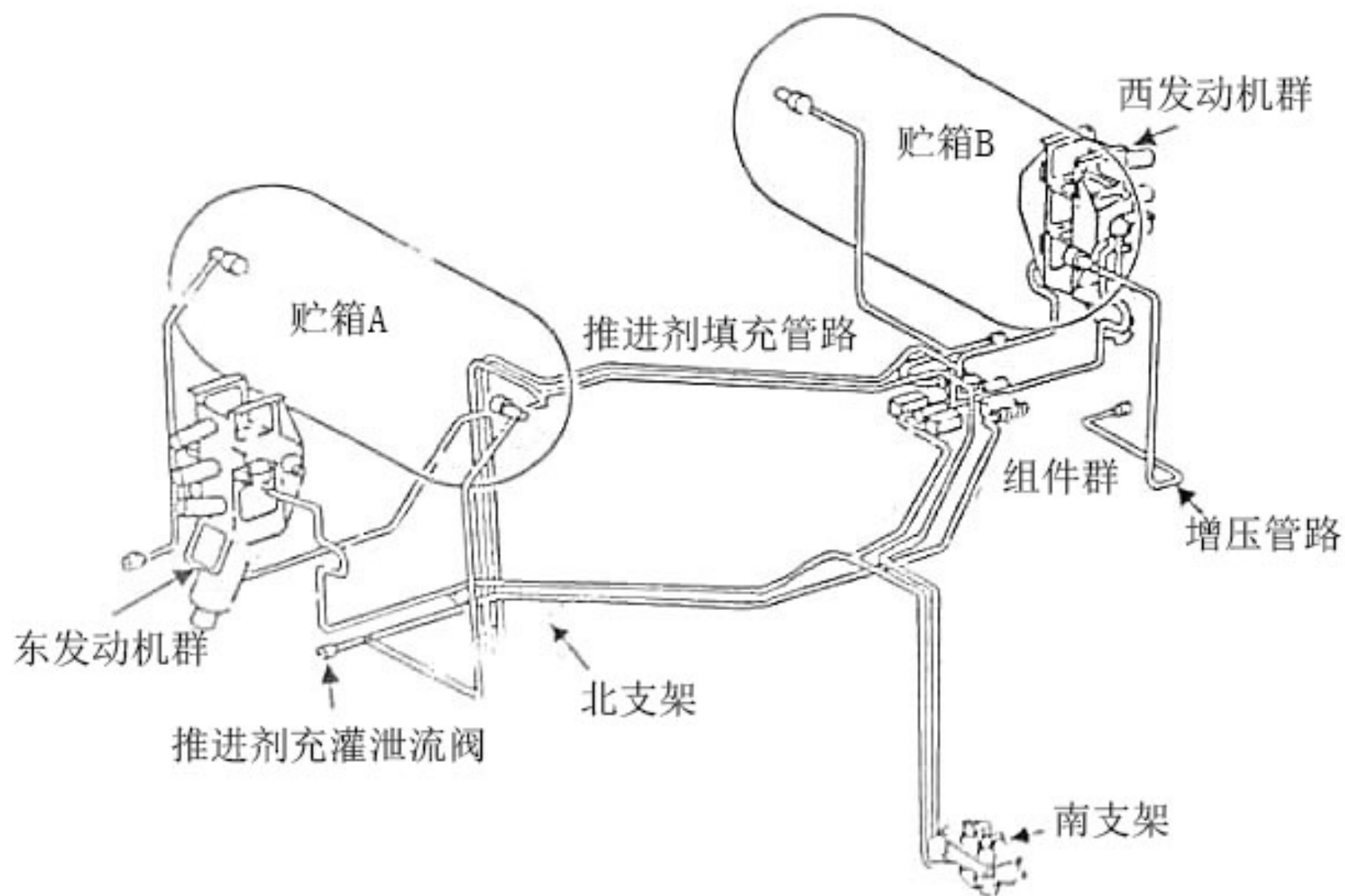


图 17 国际卫星 V 单组元推进系统

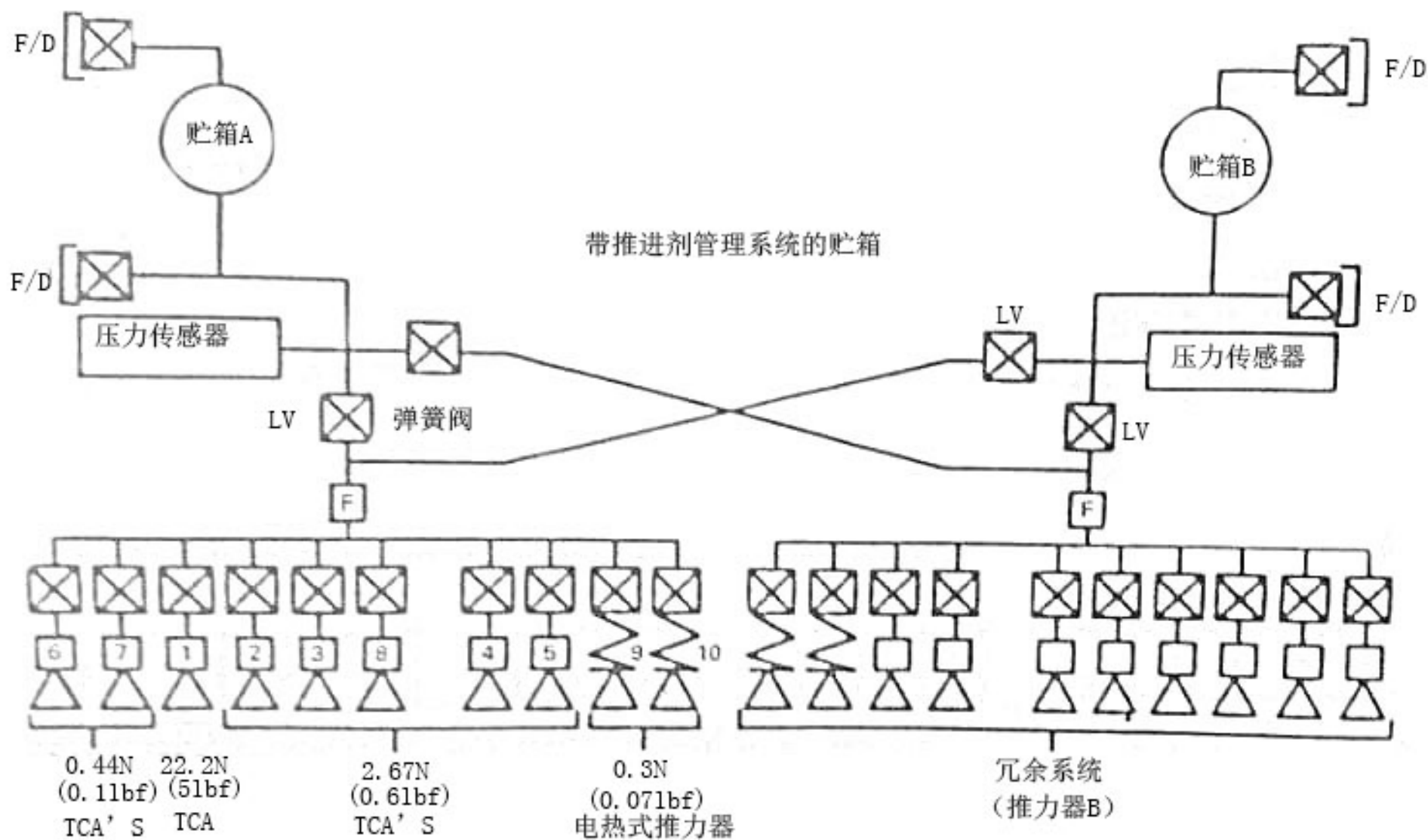


图 18 国际卫星 V 单组元推进系统简图

9.7. 例题

9.7.1. 蒸汽压作用

四氧化二氮贮箱气垫容积为 0.103 m^3 ，内部填充 1.167547kg 的氮气对贮箱加压。如果推进剂和气垫内气体温度为 20°C ，贮箱压强是多少？

根据状态方程，氮气分压为：

$$P_{\text{N}_2} = mRT/V = 1.167547 * (8.3114/0.028) * (21+273.15) / 0.103 = 0.9897\text{MPa}$$

贮箱压强为 0.9897MPa 加上 20°C 下四氧化二氮的蒸汽压 0.096MPa

$$P_{t20} = 0.9897 + 0.096 = 1.0857\text{MPa}$$

如果贮箱温度上升到 35°C ，贮箱容积变成 0.214 m^3 ，贮箱压强影响：

- 推进剂扩散的活塞效应；
- 氮气的扩散；
- 推进剂蒸汽压增大；
- 贮箱壁的扩张（影响较小可以忽略）

20°C 下推进剂体积：

$$V_{p20} = 0.214 - 0.103 = 0.111 \text{ m}^3$$

推进剂的密度:

$$\rho_{\text{N}_2\text{O}_4}=1495-2.467T(^{\circ}\text{C}), \quad \rho_{\text{MMH}}=874.4+0.9283(20-T(^{\circ}\text{C}))$$

$$\rho_{\text{N}_2\text{O}_4(20)}=1445.66 \text{ kg/m}^3; \quad \rho_{\text{N}_2\text{O}_4(35)}=1408.655 \text{ kg/m}^3$$

推进剂质量:

$$M_p=1445.66 \times 0.111=160.468 \text{ kg}$$

35°C 下推进剂体积:

$$V_{p35}=160.468/1408.655=0.1139 \text{ m}^3$$

35°C 气垫容积:

$$V_{u35}=0.214-0.1139=0.1001 \text{ m}^3$$

根据状态方程, 氮气分压:

$$P_{\text{N}_2_{35}}=1.167547 \times (8.3114/0.028) \times (35+273.15)/0.1001=1.0669 \text{ MPa}$$

35°C 下, 四氧化二氮蒸汽压为 0.1896MPa

贮箱压强:

$$P_{t35}=1.0669+0.1896=1.2565 \text{ MPa}$$

9.7.2. 落压式推进剂贮箱大小

对于具有以下特征的落压式肼单组元推进系统的推进剂贮箱大小是多少？

$$I_{sp}=2250s; I=50000Ns; B=4$$

假设为弹性隔膜，球壳形贮箱，设计温度在 10-40°C 范围内。

可用推进剂质量：

$$M=I/I_{sp}=50000/2250=22.222kg。$$

肼在 40°C 密度：

$$\rho_{H_4N_2}=1025.817-0.8742T(^{\circ}C)-0.0005T^2 \text{ kg/ m}^3$$

$$\rho_{H_4N_2}(40^{\circ}C)=990.049 \text{ kg/ m}^3$$

可用推进剂体积：

$$V_u=M/\rho=22.222/990.049=0.022445 \text{ m}^3。$$

在单组元推进系统，不可用推进剂体积一般为可用推进剂的 3%左右；

推进剂总体积：

$$V_p=1.03V_u=1.03*0.022445=0.023119 \text{ m}^3。$$

初始气垫容积：

$$V_{gi}=V_u/(B-1)=0.022445/3=0.007482\text{ m}^3$$

在弹性囊填充气体前贮箱容积：

$$V_p+V_{gi}=0.023119+0.007482=0.0306\text{ m}^3$$

隔膜实质上是一个嵌在贮箱壳内半球壳。

隔膜内径计算：

$$V=(4/3)\pi r^3$$

$$r=(V*(3/4)/\pi)^{(1/3)}=(0.0306*(3/4)/\pi)^{(1/3)}=0.194\text{m}$$

隔膜面积为球壳面积的一半：

$$A_d=2\pi r^2=2\pi (0.194)^2=0.23656\text{m}^2,$$

隔膜厚度预计大约为 0.0019m；隔膜容积大约为：

$$V_d=0.23656*0.0019=0.000449\text{ m}^3$$

需要的贮箱容积为：

$$0.0306+0.000449=0.03105\text{ m}^3$$

在需用容积确定后，贮箱质量就可以计算了。

9.7.3. 贮箱气体热力学

麦哲伦号航天器在 1991 年 5 月 17 日成功完成它的第一次平衡调整。

机动是为了使星下点轨迹移动大约 10km。

使用氦气增压单弹性囊式贮箱单组元落压式系统。

在机动前各项参数如下：

航天器质量=1146.1kg； 推进剂质量=112.23kg； 氦气质量=0.259kg

贮箱容积=0.1878 m³； 比冲=212.2s； 贮箱压强=2.162MPa

氦气温度=30°C， 推进剂温度=30°C

经测量， 速度增量 11.20m/s。

计算在点火过程结束后的气体各项参数。

肼的密度： $\rho=1025.817-0.8742T(^{\circ}\text{C})-0.0005T^2 \text{ kg/ m}^3$

$$\rho(30^{\circ}\text{C})=999.141 \text{ kg/ m}^3$$

计算推进剂体积：

$$V_p=112.23/999.141=0.112326 \text{ m}^3$$

气体体积： $V_g=0.1878-0.112326=0.07547 \text{ m}^3$

利用状态方程检验数据的一致性:

$$M_g = 2.162 \times 10^6 \times 0.0754735 / (8.3144 / 0.004) / (30 + 273.15) = 0.259 \text{ kg}$$

结果显示氦气质量符合一致性，没有氦气泄露。

为了产生 11.2 m/s 的速度消耗的推进剂质量:

$$M_{pv} = 6.1507 \text{ kg} = 1146.1 \times (1 - \exp(-11.20 / 212.2 / 9.80665)) = 6.1518 \text{ kg}$$

航天器在燃烧过程结束后质量为

$$M_{sf} = 1146.1 - 6.1518 = 1139.948 \text{ kg}$$

剩余推进剂质量为:

$$M_{pf} = 112.23 - 6.1518 = 106.0781 \text{ kg}。$$

假设贮箱内为等温过程，推进剂体积:

$$V_{pf} = 106.0781 / 999.141 = 0.106169 \text{ m}^3$$

气体体积:

$$V_{gf} = 0.1878 - 0.106169 = 0.081630 \text{ m}^3$$

理论气体压强:

$$P_{gf} = 2.1628 \times 0.0755 / 0.081630 = 2.0 \text{ MPa}$$

经测量，麦哲伦内气体压强为 2.014 MPa

9.7.4. 球形推进剂贮箱设计

设计钛球壳形推进剂贮箱：

最大工作压强 **4.654MPa**；内部容积 **0.028123m³**；爆破安全系数=1.50；屈服安全系数=1.25；为每个孔上的焊接熔深、周向焊缝、结构安装用垫片提供连接面。对钛制锻造件，极限强度为 **1034MPa**，屈服强度为 **965MPa**。

计算内径：

$$r = \sqrt[3]{0.75 * 0.028123 / \pi} = 0.18865$$

计算壁厚，根据球壳厚度与压强的关系：

$$\delta_w = p_{tk} d_{tk} / (4[\sigma]^t) = 4.654 \times 0.18865 / 2 / (1034 / 1.5) = 0.000637\text{m}$$

最小厚度为 **0.25mm**，可以保证最小壁厚准则。

锻件要求制造最大误差为 **0.25mm**。因而：

$$\delta w = 0.000637 \pm 0.000025\text{m}$$

贮箱外径：按最大壁厚估计质量

$$R = 0.18865 + 0.000662 = 0.189312\text{m}$$

计算贮箱壁质量，密度 4429.892kg/ m³:

$$M1=(4/3)\pi(4429.892)[0.189312^3-0.18865^3]=1.316\text{kg}$$

从周向焊缝区开始计算加强件质量:

$$M2=2\pi*0.189312*0.000662*0.1*4429.892=0.349\text{kg}$$

每个孔都需要一个焊接熔深，有二个焊接熔深。

每个焊接熔深周围的加强区域可用厚度为 δw ，直径为 0.13m 的圆盘估计。

计算加强件的质量:

$$M3=2\pi*(0.13/2)^2*0.000662*4429.892=0.078\text{kg}$$

结构连接件质量 $M4=2\%$ 被支承物质量。

贮箱壁 kg	1.316
周向焊接区	0.367
焊接熔深	0.078
合计 kg	1.761
结构连接件	0.035
贮箱壳质量 kg	1.8

计算隔膜容积和质量，假设隔膜厚度为 0.0019m，密度为 830kg/ m³

$$V_d = (2/3) \pi (0.18865^3 - (0.18865 - 0.0019)^3) = 0.00042 \text{ m}^3$$

$$M_5 = 0.00042 * 830 = 0.3486 \text{ kg}$$

用来连接贮箱的支承垫圈一般沿隔膜边缘设置。假定垫圈宽 0.025m

$$M_6 = 2 \pi * 0.18865 * 0.0019 * 0.025 * 830 = 0.047 \text{ kg}$$

隔膜总质量为 $M = 0.42 + 0.047 = 0.467 \text{ kg}$

隔膜总容积为 $0.000421705 + 5.63028 \text{E-}05 = 0.000478 \text{ m}^3$

贮箱组合件质量：

贮箱壳体 1.8kg

隔膜 0.47

合计 2.27kg

可用推进剂容积 $V_u = 0.028123 - 0.000478 = 0.027645 \text{ m}^3$

9.7.5. 单组元推进系统设计实例

- 航天器是地球同步的通讯卫星
- 运行停泊在轨道上
- 航天器是三轴稳定的
- 在液体发动机点火时，旋转和消旋。

表 3 单组元推进系统设计过程

1) 定义要求：要求	来自
稳态所需冲量（设定机动推力， $T/W>1$ ）	任务设计
动态所需冲量	ACS
机动所需推力	ACS
飞轮卸载，如果有的话	ACS
自旋转速	ACS
最大力臂	总体布置
故障措施	客户
温度限制	热学控制

2) 计算所需推进剂；加上裕度	
3) 选择推进剂控制装置	
4) 选择双贮箱还是单贮箱	
5) 决定贮箱类型，球壳形，圆筒形还是锥球形	
6) 选择增压气体：如果质量到达临界，用氦；否则用氮	
7) 选择增压系统类型，设定性能参数，最大贮箱压强，落压比	
8) 设计贮箱	
9) 设计发动机模块和总体安排	
10) 设计系统简图；设计冗余	
11) 计算系统质量	
12) 对于系统进行比较研究；重复 1-12 步	

要求：

● 稳态总冲要求：

- ◆ N/S 轨道控制 234700Ns
- ◆ E/W 轨道控制 25000Ns

- ◆ 飞轮卸载 37800Ns
- 脉冲总冲要求：
 - ◆ 自旋/消旋/章动阻尼 9000Ns
 - ◆ 初始定向 15000Ns
- 推力要求：
 - ◆ 起旋的最小比冲分辨率要求，选择 0.44N 推进器
 - ◆ 俯仰和偏航推进器同样在轨道控制中使用，选择 22N 推进器。
- 最大力臂：最大可允许半径为 57.5in1.46m
- 推进系统温度范围：4 到 50°C
- 没有单点故障。

推进剂清单

- 点火是脉冲或短稳态。
- 选择催化堆加热器改善比冲和催化堆的寿命。
- 估计平均比冲，短暂燃烧是 215s，脉冲燃烧是 110s。

表 4 推进剂清单

1) 短稳态点火所需推进剂	$(234700+25000+37800)/215/9.8=141.2\text{kg}$
2) 脉冲燃烧所需推进剂	$(9000+15000)/110/9.8=22.26\text{kg}$
3) 备用	$50\%=81.73\text{kg}$
4) 小计:	可用推进剂=245.2kg
5) 残余推进剂	3%的可用推进剂= $245.2*0.03=7.356$
6) 漏失	0.5%的可用推进剂= $245.2*0.005=1.226$
7) 装载推进剂	253.782kg

备用推进剂由总体指定, 如 50%的备用推进剂。

初始选择:

- 落压增压
- 落压比为 4
- 没有复压
- 氮增压
- 初始压强为 3.62MPa

- 隔膜推进剂控制器
- 双球形贮箱（经过快速计算，单个贮箱太大）
- 钛所允许的最大压强为 690MPa

推进剂贮箱设计

最高温度 50°C 下肼的密度来计算，密度为： $\rho_{\text{H4N2}(50)}=981 \text{ kg/m}^3$

$$\rho_{\text{H4N2}}=1025.817-0.8742T(^{\circ}\text{C})-0.0005T^2 \text{ kg/m}^3$$

肼的体积为 $V_p=M_p/\rho_{\text{H4N2}(50)}=253.782/981=0.258697248 \text{ m}^3$

可用推进剂体积为 $V_u=M_u/\rho_{\text{H4N2}(50)}=245.2/981=0.249949032 \text{ m}^3$

初始气垫体积为 $V_{gi}=V_u/(B-1)=0.249949032/3=0.083316344 \text{ m}^3$

在没有隔膜之前贮箱体积为： $V_t=0.0833163+0.2586972=0.3420136 \text{ m}^3$

双贮箱，每个 $0.3420136/2=0.1710068 \text{ m}^3$

估计隔膜体积占 1%或者 0.00342 m^3

需要总体积为 0.345433728 m^3

每个贮箱 0.172716864 m^3 。

贮箱设计:

- 内直径为: $2 \cdot (0.75 \cdot 0.172716864 / \pi)^{(1/3)} = 0.690948016 \text{m}$;
- 壁厚为: $0.00093218 \pm 2.54 \text{E-}05 \text{m}$
- 贮箱质量: 7.609kg

隔膜设计:

- 体积为 0.001528585 m^3 ;
- 质量为 1.524kg

贮箱装配质量为每个 9.133kg , 总共 18.266kg 。

增压质量

- 调整过的每个贮箱初始气垫体积为 $V_{gi} = 0.0419558 \text{ m}^3$
- 每个贮箱装载的氦的质量, 从方程可得到 $M = 0.263 \text{kg}$ (两个贮箱 0.526kg)

推进器配置

- 航天器需要 12 个推进器完成三轴稳定控制。

系统原理图

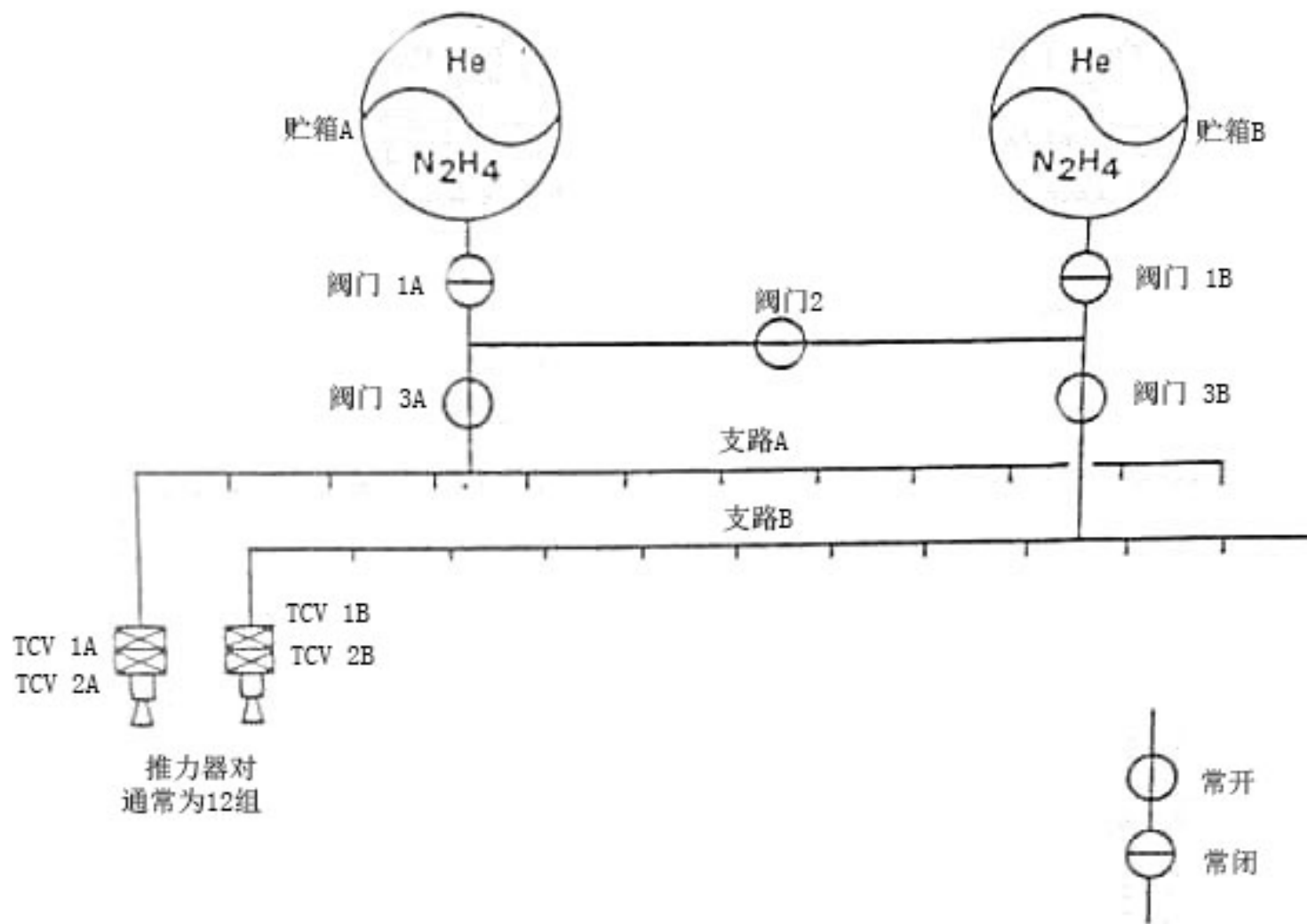


图 19 系统功能简图

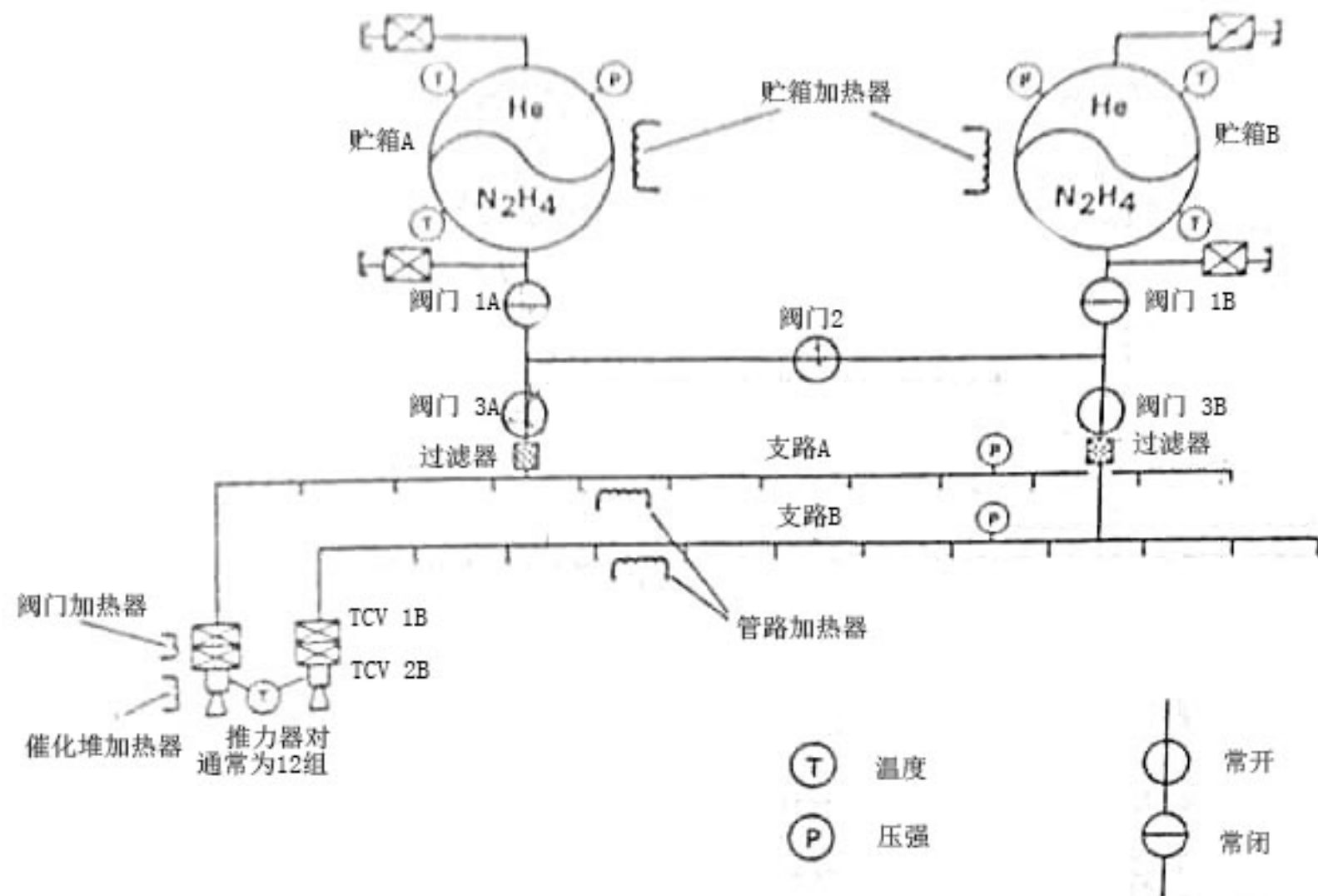


图 20 系统功能简图

- 采用加排阀装载氦和肼，必须用双重密封防止泄露。
- 肼必须避免凝固，冰点大约在 2°C 。肼凝固就会收缩。
- 如果液体肼填满之后凝固，管路就会断裂阻塞。卫星故障曾经因此发生。
- 推进加热所需要的能量是属于飞行器的热控制设计。
- 最普遍的做法是在管道，贮箱，阀门的周围放置加热器和恒温器。
- 催化堆同样也会加热来提升性能和寿命。
- 选择传感器监视系统压力和温度
- 放置过滤器

比较研究

- 完成了推进系统的首次设计，建立了基线。
- 进一步设计提升性能。
- 通过比较的方式

表 5 推进质量估计

组成	单个质量, kg	个数	总质量, kg
推进剂:			254.783
可用	123.060	2	246.165
不可用	4.309	2	8.618
增压源:	0.272	2	0.544
供给系统:			
贮箱	7.575	2	15.150
隔膜	1.542	2	3.084
阀门	0.590	9	5.307
过滤器	0.136	2	0.272
管道和配件	4.536	—	4.536
温度传感器	0.045	28	1.270
压力传感器	0.136	4	0.544
加热器	0.907	—	0.907
推进器和阀门:			
22N	0.454	16	0.726
0.44N	0.318	8	2.540
总质量			296.196
燃烧后质量			50
干重			40.86

习题

- 1 设计一个单组元推进系统的推进剂详细目录来满足如下要求：1) 在平均比冲为 2200m/s 时，平移机动 $\Delta V=200\text{m/s}$ ；2) 航天器总重为 500kg；3) 脉冲模式下在平均比冲为 1300m/s 时，姿态控制总冲量为 70000Ns；4) 备用推进剂为 35%的可用推进剂；
- 2 假定所有推进剂都被消耗，点火之后贮箱的压强为 2.4MPa，氮温度为 16°C，求在 0.3m³ 的贮箱中氮的质量。
- 3 如果球形钛贮箱允许压力为 690MPa，内部体积为 0.00385 m³，工作中最大压力为 25MPa，求贮箱质量；在 21MPa 和 20°C 下，它能装下多少氮。
- 4 如果球形贮箱装 130kg 的肼并有 3%的气垫，求贮箱质量。系统最大温度为 50°C，最小温度为 4°C。贮箱壁的最大应力为 760MPa，最大工作压力为 3.275MPa。
- 5 设计一个肼贮箱来满足如下要求：1) 推进剂载重为 160kg；2) 系统最高温度为 43°C；3) 系统最低温度为 4°C；4) 落压比为 4.5；5) 最大工作压力为 3.4MPa；6) 推进剂控制器为厚 1.8mm 的弹性隔膜；7) 钛的许用应力为 760MPa
设计贮箱的容积并估计其安装质量；不考虑损失的情况下，给出充入的 He 质量。
- 6 设计一个钛金属贮箱，已知：1) 许用应力为 862MPa；2) 贮箱容积为 0.7 m³；3) 贮箱能承受的最大压强为 6.0MPa；4) 内径为 0.9m。
- 7 一个航天器的落压式单组元肼推进系统，控制一个在真空工作压力为 2.8MPa 的贮箱，其设计特性为：推力 1400N，推力室压强 2.4MPa，比冲 2300m/s；当贮箱压力下降到 2.14MPa 时，试求其推力、推力室压强和比冲。
- 8 为以下航天器设计一个单组元肼推进剂系统：
干重：550kg；转动惯量 $I_x=2000\text{kgm}^2$ ， $I_y=4000\text{kgm}^2$ ， $I_z=10000\text{kgm}^2$ ；推进器最大力臂为 2m；
要求：平移速度增量 900m/s(稳态点火状态)；卸载冲量=40000Ns(稳态点火状态)；姿态控制机动=30000Ns(脉冲模式)；稳态模式比冲 $I_{sp}=230\text{s}$ ；脉冲模式比冲 $I_{sp}=120\text{s}$ ；最小脉冲宽度=20ms；俯仰、偏航、或者滚转机动的最大可用时间 5 分钟内机动 90°；落压比 4.5；氮气做挤压气体；最大贮箱压力 4.5MPa；隔板推进剂控制；最大钛应力 690MPa；没有单一的结构失灵造成任务故障。
列出一个推进剂清单；选择贮箱的数目；选择发动机推力。确定贮箱尺寸。画出原理图；包含仪器设备。列出推进系统重量目录。故障模型和效率分析。
- 9 大力神 IV 的第一级装载有 100000kg 的四氧化二氮和 54000kg 的航空肼 50(aerozine50)。在执行任务的过程中，实际的燃烧混合比为 1.915。燃烧结束时还剩多少推进剂？那个推进剂组元耗尽造成关机？
- 10 一个发动机的混合比为 2.2。如果推进剂为四氧化二氮和 MMH，那么体积比为多少？
- 11 为双组元推进剂系统列一个组元清单，要求该系统为航天器提供一个大小为 2340m/s 的速度增量，燃尽重量为 453kg(包括未利用推进剂)。推进剂混合比为 1.55 的四氧化二氮和 MMH，发动机的 I_{sp} 为 312s。其他条件如下：备用推进剂=5%可用推进剂；残余推进剂=3%可用推进剂；装载误差=0.5%可用推进剂；存储损耗=1.5%可用推进剂。
- 12 设计一个双组元推进系统。假设：
推进剂为四氧化二氮和 MMH，装载的推进剂重量=1400kg；氮气增压系统，初始压力为 21MPa，耗尽时压力为 3.45MPa；钛推进剂和压力贮

箱，许用应力 660MPa，钛的密度为 4428.78kg/m^3 ；推进剂贮箱的最大压力=1.4MPa（表压）；系统最低温度为 10°C ；采用等体积混合比；不可用量=3%的贮箱初始体积。

请确定：推进剂和挤压气体容器的重量；挤压气体的重量；推进系统的干重，假设阀门、发动机的重量为 68kg。

13 比较用于火星轨道入轨的固体发动机和双组元液体推进剂系统的重量。

a.根据以下要求计算固体发动机和四氧化二氮/MMH 双组元推进剂系统的推进剂的重量：

火星轨道入轨 $\Delta V=2700\text{m/s}$ ；固体发动机 $I_{sp}=290\text{s}$ ；双组元推进系统 $I_{sp}=312\text{s}$ ；在轨航天器干重=1000kg。

b.设计一个四氧化二氮/MMH 双组元推进剂发动机。假设使用 4 个 1300N 推力的发动机，面积比为 90，推力室压力为 2.0MPa。使用等体积混合比。

c.列出推进剂组元清单。

d.计算推进剂贮箱大小，假设：最大推进剂贮箱压力 3.3MPa；聚四氟乙烯隔栅推进剂控制装置厚度为 1.5mm；所有的钛贮箱的容许应力为 690MPa；温度 27°C ；用氧化剂来计算贮箱的大小。

e.计算增压系统的大小，假设：用氦气作为挤压气体：初始最大压力 34.5MPa；末期压力 3.8MPa

f.列出一个完整计算双组元推进系统重量的清单。