

# 航天器结构与机构

---

全 齐 全

航空宇航制造工程系

quanqiquan@hit.edu.cn

[www.amthit.org](http://www.amthit.org)

# 航天器结构与机构

- 第1章 航天器概述
- 第2章 结构与机构在航天器上的应用一
- 第3章 结构与机构在航天器上的应用二
- 第4章 航天器设计与分析基础
- 第5章 杆系结构
- 第6章 蜂窝夹层板结构
- 第7章 中心承力筒结构
- 第8章 密封舱与防热结构
- 第9章 航天器机构的主要装置
- 第10章 连接与分离机构
- 第11章 空间展开机构设计基础
- 第12章 空间展开机构—太阳翼
- 第13章 空间展开机构—伸展臂
- 第14章 空间展开机构—抛物面天线
- 第15章 空间对接机构、着陆缓冲机构
- 第16章 空间变形结构

全齐全

郭宏伟

# 第4章 航天器设计与分析基础

---

# 第4章 航天器设计与分析基础

---

- 4.1 航天器的环境条件和载荷
  - 4.2 航天器结构材料
  - 4.3 航天器结构设计
  - 4.4 航天器结构分析及试验
-

# 4.1 航天器的环境条件和载荷

## 航天器结构与机构的难点

- 高成本
- 高风险
- 零故障率

### 三大主要矛盾：

- 高刚强度要求与质量限制的矛盾
- 高可靠性要求与苛刻空间环境的矛盾
- 能源需求与供给的矛盾



Vladimir Komarov  
1927.3.16 – 1967.4.24



# 4.1 航天器的环境条件和载荷

---

## 航天器结构与机构的难点

西奥多·弗里曼 (Theodore Freeman, 1964年10月31日, 飞机事故)

查尔斯·巴塞特 (Charles Bassett, 1966年2月28日, 飞机事故)

埃里奥特·希 (Elliott See, 1966年2月28日, 飞机事故)

维吉尔·格里森 (Gus Grissom, 1967年1月27日, 阿波罗1号大火)

罗杰·查菲 (Roger Chaffee, 1967年1月27日, 阿波罗1号大火)

爱德华·怀特 (Edward White, 1967年1月27日, 阿波罗1号大火)

弗拉迪米尔·科马洛夫 (Vladimir Komarov, 1967年4月24日, 返回时降落伞无法打开)

爱德华·吉文斯 (Edward Givens, 1967年6月6日, 交通事故)

克里夫顿·威廉姆斯 (Clifton Williams, 1967年10月5日, 飞机事故)

尤里·加加林 (Yuri Gagarin, 1968年3月27日, 飞机事故)

帕维尔·贝尔亚耶夫 (Pavel Belyayev, 1970年1月10日, 疾病)

格奥尔基·多布罗沃斯基 (Georgi Dobrovolsky, 1971年6月30日, 返回时舱内加压失败)

维克多·帕特萨耶夫 (Viktor Patsayev, 1971年6月30日, 返回大气层舱内加压失败)

弗拉基斯拉夫·沃尔科夫 (Vladislav Volkov, 1971年6月30日, 返回时舱内加压失败)

---

# 4.1 航天器的环境条件和载荷

---

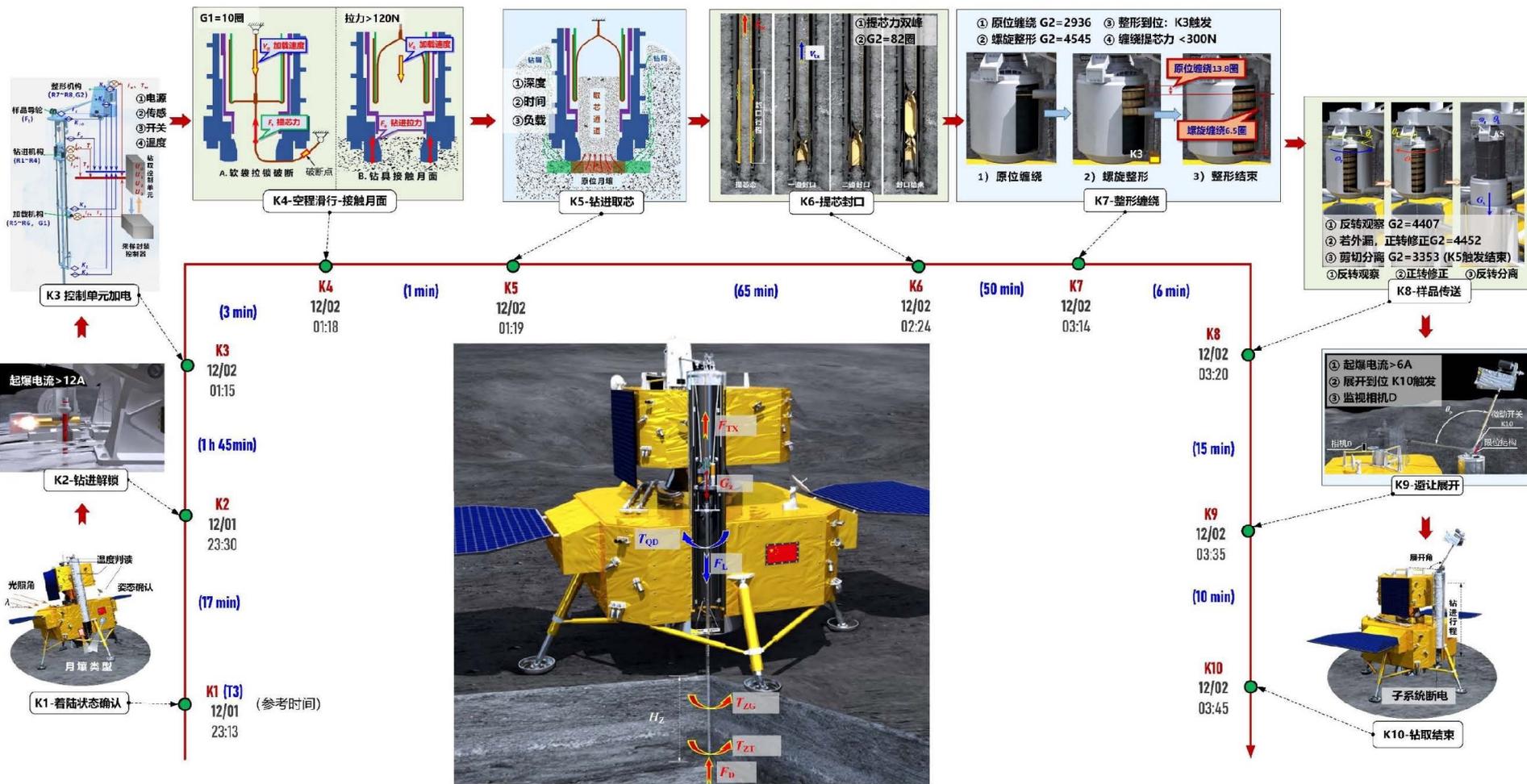
## 航天器结构与机构的难点



# 4.1 航天器的环境条件和载荷

## 航天器结构与机构的难点

钻取子系统在轨工作时序



# 4.1 航天器的环境条件和载荷

## 航天器结构与机构的难点



# 4.1 航天器的环境条件和载荷

## 航天器结构与机构的难点



# 4.1 航天器的环境条件和载荷

## 航天器结构与机构的难点



# 4.1 航天器的环境条件和载荷

## 航天器结构与机构的难点



# 4.1 航天器的环境条件和载荷

## 航天器结构与机构的难点



# 4.1 航天器的环境条件和载荷

---

## 1) 环境条件

- **地面环境**：地面的重力、大气、温度与湿度、污染等环境影响航天器的制造、装配、试验、贮存、运输等环节
  - **发射环境**：发射时的气动载荷、噪声、级间分离、整流罩抛离、星箭分离等事件会给航天器带来振动与冲击载荷，对航天器的刚度、强度、动力学特性是巨大考验
  - **轨道环境**：空间轨道的真空环境、温度交变、粒子辐射、原子氧、空间碎片等都可能给航天器带来损害
  - **再入/着陆**：再入大气层时的空气动力与摩擦生热考验航天器的热防护结构，着陆冲击可能使航天器遭到破坏
-

# 4.1 航天器的环境条件和载荷

## i) 地面环境

- **自然环境**：包括重力、大气、温度与湿度、腐蚀、污染等环境。大型薄壁件在制造时要加支撑工装，密闭结构要有足够强度，非密闭结构要有通气孔，航天器装配要在洁净间中进行
- **制造环境**：制造过程中会产生附加的应力与变形，如切削加工时的局部应力、热成形加工时（特别是复合材料）的残余应力、薄壁结构在加工时产生的变形、热加工时金属氢脆等
- **操作环境**：大型部件、薄壁结构在搬运、吊装、翻转时会产生操作载荷
- **贮存环境**：长期停放时，重力作用会使局部发生变形，保证合适的温度、湿度和洁净度条件
- **运输环境**：起吊时尽量受力均匀，搬运过程平稳，尽量用铁路和水路运输
- **试验环境**：要经历静力和动力环境试验、空间辐照试验和热真空试验，分验收量级和鉴定量级两种类型，鉴定量级的要求高于验收量级

# 4.1 航天器的环境条件和载荷

---

## ii) 发射环境

- **起飞冲击与噪声**：排气压力产生瞬态空气压力脉动，噪声诱发火箭和航天器振动
  - **最大气动载荷**：在火箭飞行速度达到亚音速或超音速时，气流产生巨大压力脉动，使火箭产生像梁一样的低频弯曲振动
  - **分离引起的动载荷**：发动机熄火与点火、级间分离、整流罩脱落、星箭分离等会引起航天器瞬态振动
  - **稳态加速度飞行**：火箭和航天器受到稳态惯性力作用，惯性力方向与飞行方向相反
  - **非正常条件**：发射失败，逃逸塔火箭点火，航天员逃离火箭
-

# 4.1 航天器的环境条件和载荷

---

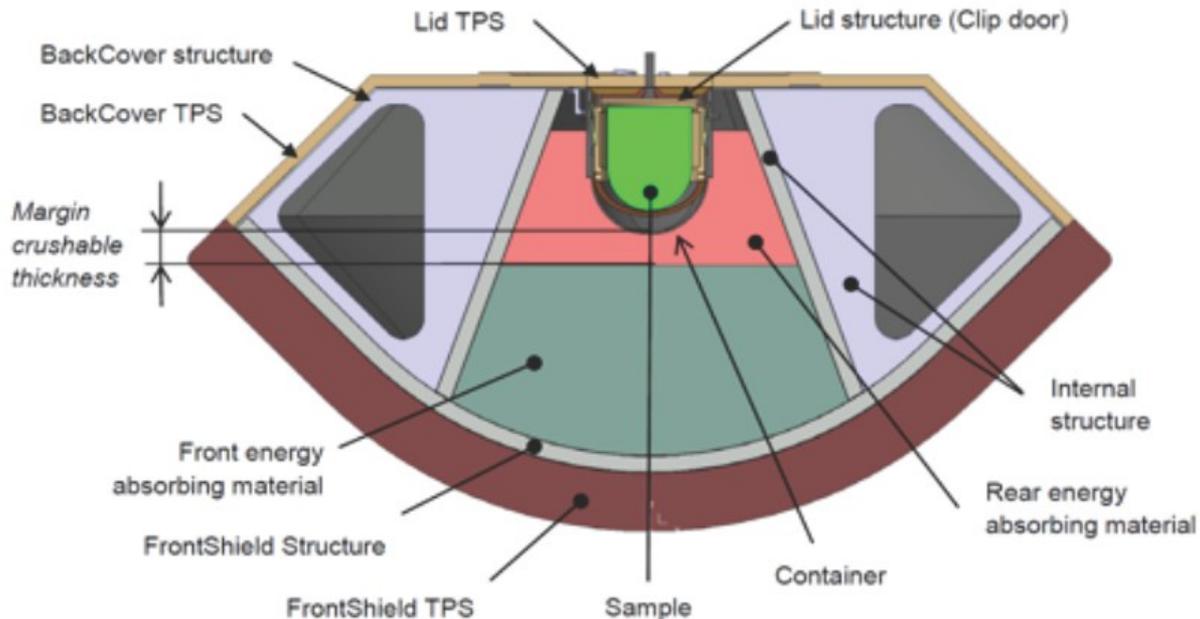
## iii) 轨道环境

- 工作环境：机构运动引起的载荷、锁定与解锁的冲击等
  - 空间环境：
    - ✓ 真空：材料的蒸发、升华与分解，造成质损和性能退化，出气污染，冷焊，润滑剂挥发与干摩擦效应
    - ✓ 温度交变：向阳区与向阴区的温度差产生温度应力，太阳辐照区与地球阴影区的交替运行产生温度交变应力
    - ✓ 辐射与原子氧：带电粒子辐射、紫外辐射降低高分子聚合物性能，原子氧磨蚀表面材料，降低涂层性能
    - ✓ 微流星和空间碎片：可能撞击航天器，微小尘埃造成污染
-

# 4.1 航天器的环境条件和载荷

## iv) 再入/着陆环境

- **气动载荷与表面温升**：返回舱以极高速度进入稠密大气层，与周围空气发生摩擦，使外表面的温度骤升，高速气流产生气动载荷
- **着陆冲击**：着陆冲击带来瞬间冲击载荷，通过减速装置和缓冲装置来减少冲击



# 4.1 航天器的环境条件和载荷

---

## 2) 载荷的类型和来源

- **静载荷**：随时间不变的载荷，如在地面制造、操作、贮存中承受的稳态载荷，火箭加速飞行中产生的惯性力，在轨热应力等
  - **动载荷**：随时间变化较快的载荷
    - (1) **周期振动载荷**：液体发动机振动、固体发动机压力脉动、运输中的振动
    - (2) **瞬态振动载荷**：运输、起飞、发动机点/熄火、分离事件
    - (3) **冲击载荷**：火工品点火、附件展开与锁定、着陆冲击等
    - (4) **随机振动载荷**：发动机排气噪声、飞行气动噪声、运输、阵风、燃料晃动
-

# 4.1 航天器的环境条件和载荷

## 2) 载荷的类型和来源

表 2-1 动态激励源

动态激励源	激励性质	载荷性质	频率上限(Hz)
运输	M	R,P 和(或)T	50
地震载荷	M	T	20
风和气动扰动	p	R	20
火箭发动机点火、熄火	p	T	40
起飞释放	M	T	20
发动机排气噪声	p	R	2000
发动机振动	M	R 和 P	2000
气动噪声	p	R	10000
发动机推进瞬态	M	T	100
上升段机动飞行	M	T	10
POGO 振动	M 和 p	P	125
固体发动机的压力脉动	p	P	1000
贮箱中的液体晃动	M 和 p	R	5
级间/整流罩分离	M	T	50
火工装置点火、附件展开锁定	M 和 p	S	100000
飞行中的动作	M	T	10
航天器上设备动作	M	R,P 和(或)T	10000
下降、再入和着陆冲击	M 和 p	R 和(或)S	10000

P: 周期, T: 瞬态, S: 冲击, R: 随机, M: 机械运动, P: 压力

# 4.1 航天器的环境条件和载荷

## 3) 载荷的确定

- ① **方案阶段的载荷确定**：结构与机构的具体构型和物理参数不完全确定，通常采用经验性的外推法，借助同类火箭发射环境和实测数据，推测出新航天器的载荷条件。

中国“长征二号丙”火箭（供航天器设计用）的载荷条件

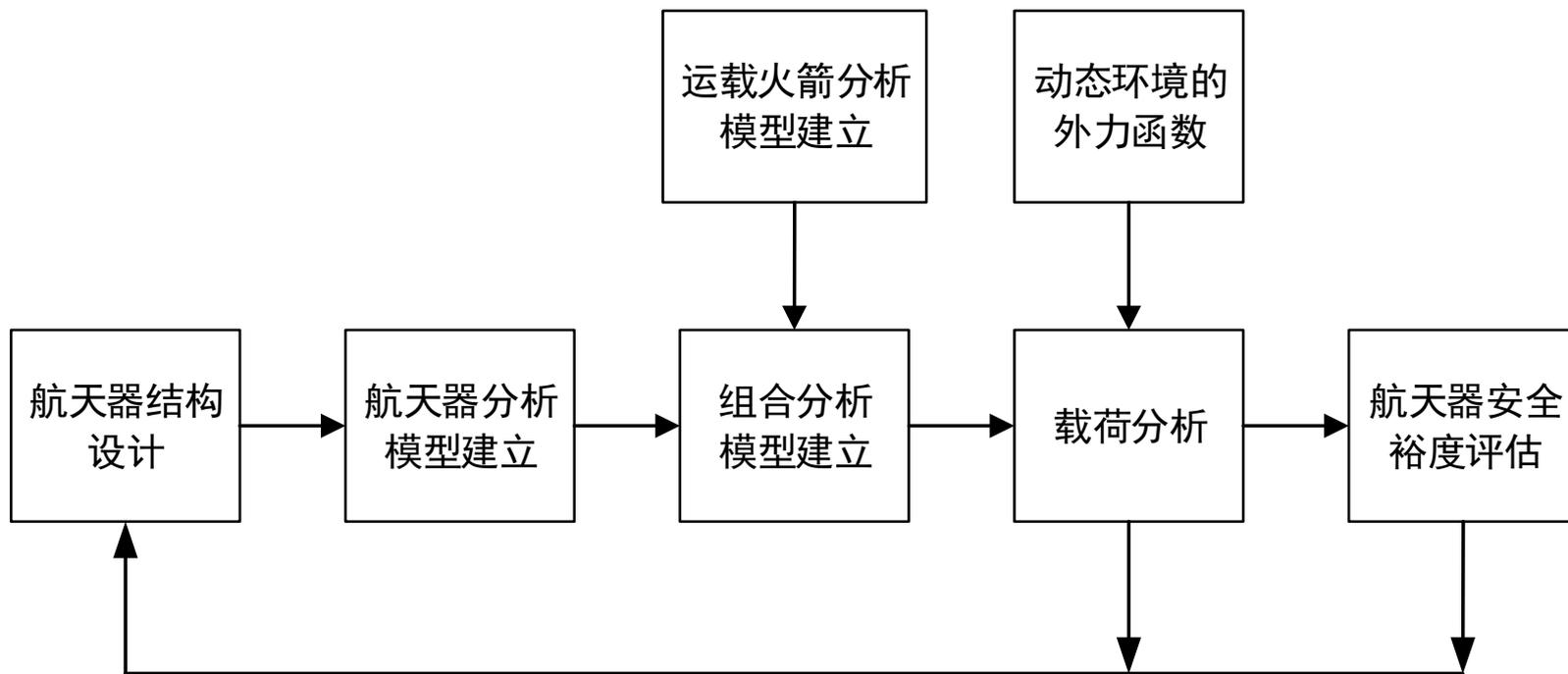
载荷工况	纵向			横向准静态载荷
	静态载荷	动态载荷	准静态载荷	
跨音速和最大动压状态	+2.2	±0.4	+2.6	1.0
一级发动机关机	+4.6	±1.0	+4.6	0.6
一、二级分离后状态	+0.8	±3.0	+3.8/-2.2	0.8
二级主发动机关机	+6.7	±0.5	+7.2	0.4

注：表中数值是在航天器/运载火箭分离界面处的载荷；纵向载荷中“+”表示压缩载荷；横向载荷可以以任何方向与纵向载荷同时作用于航天器上。

# 4.1 航天器的环境条件和载荷

## 3) 载荷的确定

② 详细设计阶段的载荷确定：



# 4.2 航天器结构材料

---

## 1) 材料的分类

### 结构材料和功能材料

结构材料：提供航天器刚度和强度

功能材料：防热、密封、胶结、润滑、抗冷焊

---

## 4.2 航天器结构材料

---

### 2) 材料的特点

- ① 为了减轻重量，选择**密度小、模量高、强度大**的材料。如复合材料、聚合物、树脂等材料。
  - ② 精密结构如天线反射器，为了减少热应力和热变形，选用**线膨胀系数小**的材料。复合材料的线膨胀系数一般比较小。
  - ③ 为了控制温升，选用**比热容高**的材料作为返回式航天器的防热结构材料。
-

## 4.2 航天器结构材料

---

### 3) 金属材料——铝合金

- (1) 密度低，比强度和比模量高
- (2) 易于加工
- (3) 导热和导电性好
- (4) 稳定性好、抗腐蚀
- (5) 成本低

#### 常用牌号：

防锈铝 (5A02、5052) (铝、镁)

硬铝 (2A12、2024) (铝、铜、镁)

超硬铝 (7A04、7075) (铝、锌、铜、镁)

锻铝 (2A14、2014) (铝、锌、镁、硅)

---

## 4.2 航天器结构材料

### 3) 金属材料——铝合金

- ① **铝的抗腐蚀性**：易与空气中的氧作用形成氧化膜，在浓硝酸和浓醋酸中耐腐蚀性能良好，但在盐酸和硫酸中不耐蚀
- ② **铝的温度特性**：工作温度-200~300℃，低温时弹塑性反而增加

表 3-1 铝及铝合金的物理性能

中国牌号 物理性能	铝合金					纯铝
	5A02	5A06	2A12	7A04	2A14	
熔点(°C)	627~652		502~638	477~638	510~638	643~657
线膨胀系数( $\times 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$ )	24.9	24.7	23.8	24.1	23.6	24.7
热导率[W/(m·K)]	155.4	117.6	121.8	155.4	159.6	226.8
比热容[kJ/(kg·K)]	0.96	0.92	0.92		0.84	0.92
电导率( $\times 10^6\text{S/m}$ )	21.0	14.0	13.7	23.8	23.2	

## 4.2 航天器结构材料

### 3) 金属材料——铝合金

表 3-2 铝及铝合金的机械性能

中国牌号 机械性能	铝合金					纯铝
	5A02O	5A06O	2A12T4	7A04T6	2A14T6	
密度 $\rho$ (g/cm <sup>3</sup> )	2.68	2.64	2.78	2.85	2.80	2.71
拉伸强度 $\sigma_b^*$ (Mpa)	225.6	313.9	407.1	490.5	451.3	107.9
拉伸模量 $E$ (GPa)	69.6	66.7	70.6	70.6	70.6	69.6
伸长率(%)	16	15	13	6	14	28
$\sigma_b/\rho$ ( $\times 10^3$ m <sup>3</sup> Pa/kg)	84.2	118.9	146.4	172.1	161.2	39.8
$E/\rho$ ( $\times 10^6$ m <sup>3</sup> Pa/kg)	25.97	25.26	25.47	24.77	25.21	25.68

注:在表中的牌号之后,O表示退火状态(旧的表示方式为M),T4表示淬火后再进行自然时效处理的状态(旧的表示方式为CZ),T6表示淬火后再进行人工时效的状态(旧的表示方式为CS)。

## 4.2 航天器结构材料



## 4.2 航天器结构材料

---

### 3) 金属材料——镁合金

- (1) 密度低 ( $1.8 \text{ g/cm}^3$ )，比强度和比模量高
- (2) 减震能力好，抗冲击
- (3) 加工性能好，能铸造、锻造和切削
- (4) 导热和导电性好

牌号:

变形镁合金 (MB1镁铝、MB2镁锰)

铸造镁合金 (ZM5镁铝锌、ZM6镁铝锌锰)

---

## 4.2 航天器结构材料

### 3) 金属材料——镁合金

镁合金的稳定性：化学活泼性强、易腐蚀、材料稳定性差

镁合金的温度特性：长期工作温度不超过150 °C

表 3-4 镁及镁合金的机械性能

中国牌号 机械性能	镁合金					纯镁
	MB1	MB2	MB8	ZM5	ZM6	
密度 $\rho$ (g/cm <sup>3</sup> )	1.76	1.78	1.78	1.81	1.81	1.74
拉伸强度 $\sigma_b$ (MPa)	186.4	235.4	225.6	225.4	261.0	196.2
拉伸模量 $E$ (GPa)		42.2	40.2	41.2	41.2	43.8
伸长率 (%)	5.0	5.0	12.0	5.0	1.6	11.5
$\sigma_b/\rho$ ( $\times 10^3$ m <sup>3</sup> Pa/kg)	104.9	132.2	126.7	124.5	144.2	112.8
$E/\rho$ ( $\times 10^6$ m <sup>3</sup> Pa/kg)		23.7	22.6	22.8	22.8	25.2

## 4.2 航天器结构材料

### 3) 金属材料——钛合金

#### 优点:

- (1) 密度低、强度高、比强度很高
- (2) 高低温性能好，工作范围-273~500℃
- (3) 抗腐蚀性好，耐大气、海水、酸、碱
- (4) 抗疲劳性能好
- (5) 热导率低，适于隔热构件
- (6) 线膨胀系数低，尺寸稳定性好

#### 缺点:

- (1) 弹性模量低，比模量值与铝镁相当
- (2) 耐磨性差，不能作运动部件
- (3) 加工工艺差，切削、焊接难度大
- (4) 成本高
- (5) 高温下可能发生氢脆现象，使性能下降，高温加工时需要保护

常用牌号：TA7、TC4、TB2

## 4.2 航天器结构材料

### 3) 金属材料——钛合金

表 3-6 钛合金的机械性能

中国牌号 机械性能	TA1	TA7	TC4	TB2
密度 $\rho(\text{g/cm}^3)$	4.51	4.46	4.43	4.85
拉伸强度 $\sigma_b(\text{MPa})$	390	850	900	1300
拉伸模量 $E(\text{GPa})$	103	109	110	102
伸长率(%)	40	15	10	8
$\sigma_b/\rho(\times 10^3 \text{ m}^3 \text{ Pa/kg})$	86.5	190.0	203.0	268.0
$E/\rho(\times 10^6 \text{ m}^3 \text{ Pa/kg})$	22.8	24.4	24.8	21.0

# 4.2 航天器结构材料

## 3) 金属材料——钛合金



战略侦察机SR-71  
(92%钛合金)



## 4.2 航天器结构材料

### 3) 金属材料——金属材料的应用与发展

**铝合金：**由于密度低、加工性好、价格低廉，一直是航天器主要结构材料，铝蜂窝板的应用大大减轻了构件重量

**镁合金：**适合作复杂形状的大型铸件，用作阻尼构件，但稳定性差，实际应用少

**钛合金：**应用于高承载构件，如星箭分离机构、压紧释放与展开机构、机械紧固件、贮箱、发动机壳体、舱体等

**其他金属：**由于密度较高，只有少量应用

在航天器上，钛合金和铝合金应用广泛

发展趋势：复合材料异军突起，大有取代铝合金之势

## 4.2 航天器结构材料

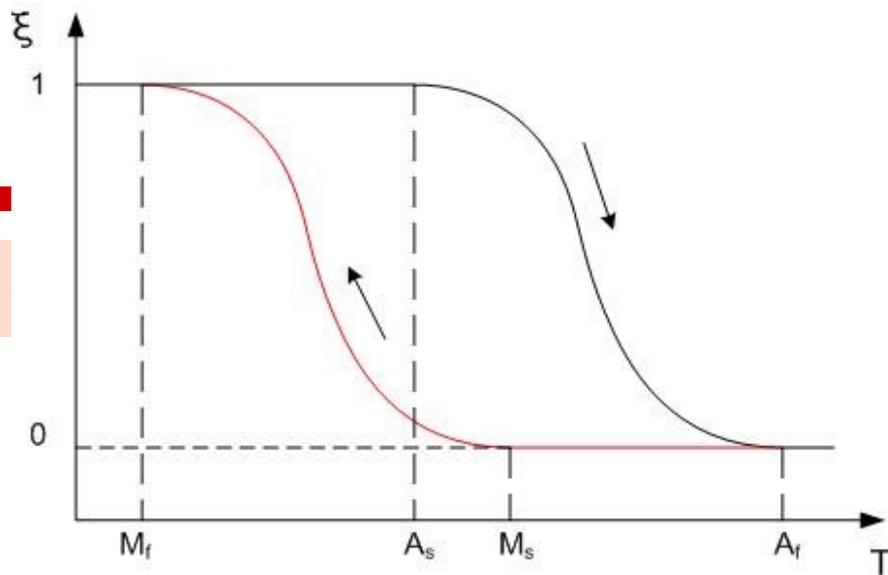
### 3) 金属材料——形状记忆合金

**种类：**一种金属间化合物，镍钛合金、钛合金应用最多

**原理：**SMA在不同温度下有不同相变过程，在高温状态下为母相奥氏体状态，相变温度范围 $A_s \sim A_f$ ，当材料冷却到 $A_s$ 以下，成为另一种金相组织马氏体，相变温度范围 $M_f \sim M_s$ ，材料因相变而发生变形。如果将材料加热到 $A_s$ 以上，将发生从马氏体到奥氏体的相变过程，材料自动恢复到原来的尺寸和形状，相当于有记忆功能。  
分单向和双向记忆合金

**性能：**抗磨和抗蚀性好、阻尼性好、加工性好、响应延迟大

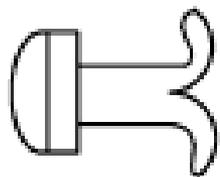
**应用：**替代火工品作为航天释放机构，展开天线机构，热敏开关等



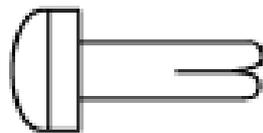
## 4.2 航天器结构材料

### 3) 金属材料——形状记忆合金 (SMA)

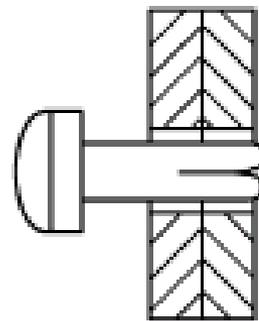
#### 管接头和紧固件



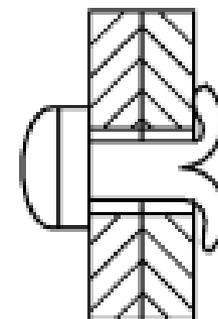
成型( $T > M_s$ )



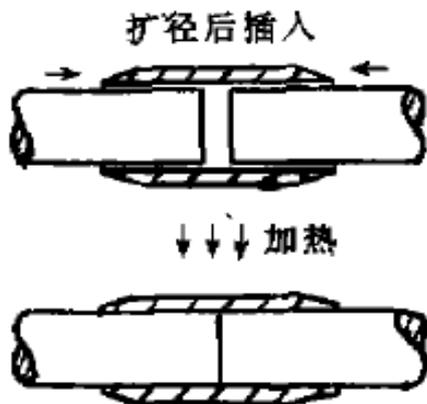
加力拔直( $T > M_p$ )



插入( $T > M_p$ )



加热( $T > A_s$ )



- F-14战斗机：10万个以上，连接可靠
- 在核潜艇的管路连接上也大量应用

## 4.2 航天器结构材料

---

### 3) 金属材料——形状记忆合金 (SMA)

**FRANGIBOLT<sup>®</sup>**  
**Actuation & Reset**

## 4.2 航天器结构材料

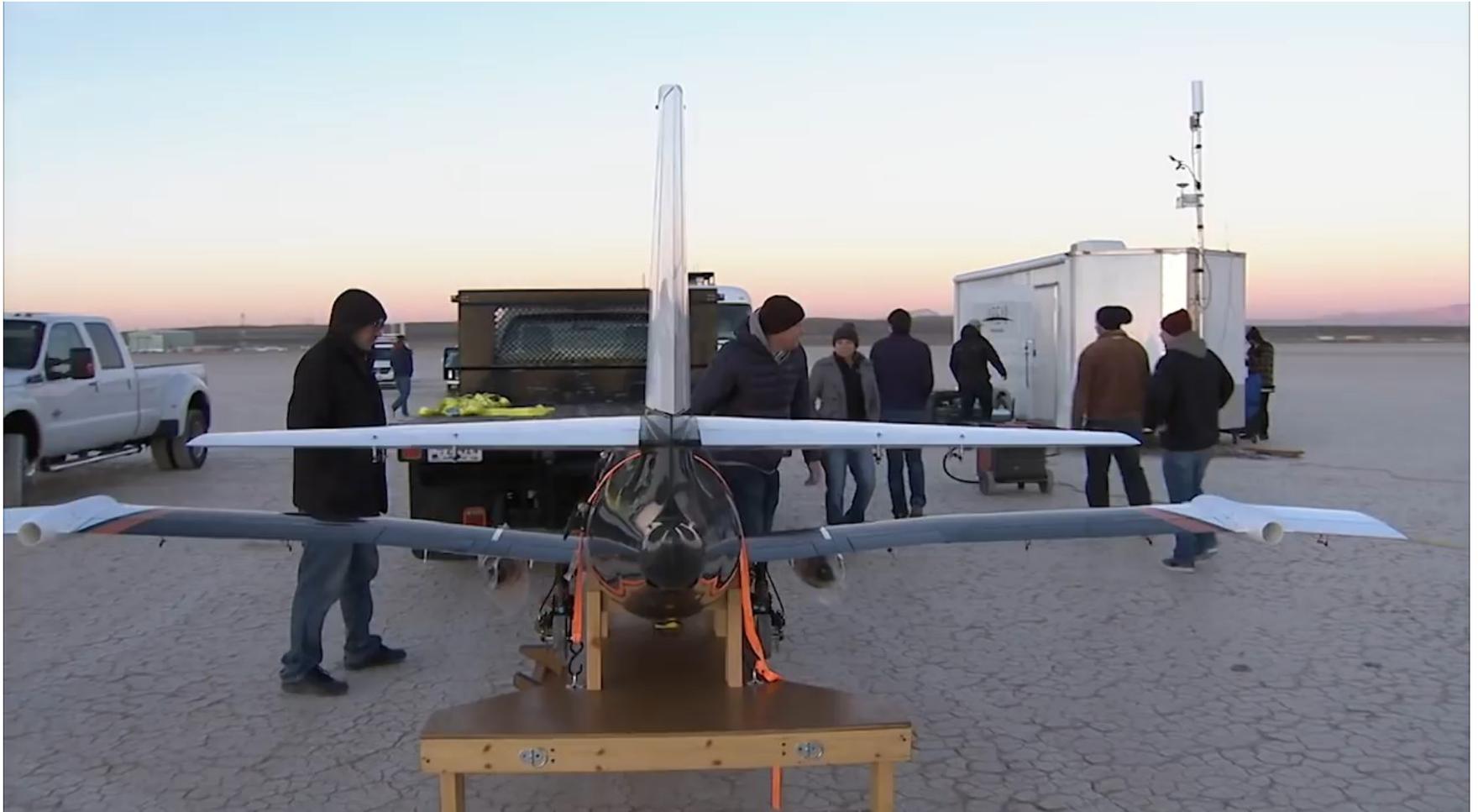
### 3) 金属材料——形状记忆合金 (SMA)



## 4.2 航天器结构材料

---

### 3) 金属材料——形状记忆合金 (SMA)



## 4.2 航天器结构材料

---

### 4) 复合材料

复合材料：两种或两种以上材料用物理或化学方法复合成一种多相的固体材料，可保留组分材料的主要优点

复合材料的构成：

- ✓ **增强体**：决定复合材料的性能，有玻璃纤维、碳纤维、凯夫拉纤维、硼纤维
  - ✓ **基体**：起着支撑和保护增强体的作用，影响复合材料的部分性能，分树脂材料和金属材料两类
  - ✓ **界面层**：增强体外部的涂层，增强体通过界面层与基体融为一体，起到传递载荷的作用，确保增强体和基体结合牢固
-

# 4.2 航天器结构材料

---

## 4) 复合材料

### 一、按纤维种类分

- ① 玻璃纤维/环氧复合材料，玻璃钢
- ② 碳纤维/环氧复合材料
- ③ 凯芙拉纤维/环氧复合材料（Kevlar，或芳纶纤维）
- ④ 硼纤维/环氧复合材料

### 二、按纤维排列方式分

- ① 单向复合材料
  - ② 层合复合材料
-

## 4.2 航天器结构材料

---

### 4) 复合材料

#### 复合材料的特点

- ① 不均匀性，单向和层合复合材料均具有一定的不均匀性。
  - ② 各向异性，沿纤维方向的性能和垂直纤维方向性能差异大。
  - ③ 单向复合材料和层合复合材料的性能不同，层合复合材料的力学性能分析较复杂，必须通过复合材料力学计算才能获得
-

# 4.2 航天器结构材料

## 4) 复合材料

### 单向复合材料的性能

#### ① 1、纤维的种类与性能

- **玻璃纤维**为熔融玻璃通过小孔拉挤而成，其中S玻璃纤维（高强度）和M玻璃纤维（高模量）适合作增强体。
- **碳纤维**由聚丙烯晴纤维加热碳化制成，有高强度碳纤维、高模量碳纤维、极高模量碳纤维三种。碳纤维模量和强度高、密度小，但易脆断，线膨胀系数为负，耐磨性好
- **Kevlar**为芳香族聚酰胺合成纤维（芳纶纤维），有品种 Kevlar-49和 Kevlar-149，密度更低，韧性好、耐冲击、耐曲折、耐酸碱、隔热和绝缘性能好
- **硼纤维**是用将硼蒸气在钨丝上进行化学气相沉积而成的，有高的压缩强度和高温强度，抗疲劳性和抗蠕变性好，抗氧化和抗腐蚀，但脆性大，加工难，不能作薄壁和复杂构件

## 4.2 航天器结构材料

### 4) 复合材料

表 3-8 纤维材料性能

材料	品种	密度 (g/cm <sup>3</sup> )	拉伸强度 (MPa)	拉伸模量 (GPa)	伸长率 (%)	线膨胀系数 ( $\times 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$ )	热导率 [W/(m·K)]
玻璃纤维	E	2.54	3430	70	4.8	5.00	1.08
	S	2.48	4600	85	5.7	5.00	3.03
	M	2.89	3620	116			
碳纤维	T300	1.76	3530	230	1.5	-0.55	83.70
	M40	1.81	2740	392	0.7	-0.85	
	M55J	1.91	4020	540	0.8	-1.03	
	M60J	1.94	3920	588	0.7		
凯芙拉纤维	Kevlar-49	1.44	2890	114	2.5	-2.00	
	Kevlar-149	1.47	2340	145	1.5		
硼纤维		2.60	3500	402	0.6	5.00	3.17

## 4.2 航天器结构材料

### 4) 复合材料

#### ② 环氧树脂的主要性能

密度:	1.1~1.3 g/cm <sup>3</sup>
拉伸强度:	62~96 MPa
弯曲强度:	95~115 MPa
拉伸模量:	3.1~5.1 GPa
泊松比:	0.3~0.39
线膨胀系数:	40~50 × 10 <sup>-6</sup> /°C
热导率:	0.21 W/(m · K)
电导率:	10 <sup>-16</sup> S/m
最高工作温度:	150~170°C

## 4.2 航天器结构材料

---

### 4) 复合材料

#### ③ 单向复合材料的性能

- ✓ 单向复合材料为各向异性材料，其力学性能分纵向和横向两类
  - ✓ 碳/环氧复合材料应用最广，优点是：密度小、模量高、强度高、热稳定性好等，缺点是：脆性大、抗冲击性差、加工性不好、成本高、各向异性严重
  - ✓ 凯夫拉/环氧复合材料比强度高，抗冲击和抗疲劳性能好，热稳定性好，可以编织较复杂的构件，但压缩强度和压缩模量低，各向异性严重
-

## 4.2 航天器结构材料

### 4) 复合材料

表 3-9 碳/环氧单向复合材料机械性能

性能名称	高强度	高模量	极高模量
纵向弹性模量 $E_1$ (GPa)	120~180	200~290	290~350
横向弹性模量 $E_2$ (GPa)	7.0~9.0	6.0~7.5	6.0~6.8
弯曲弹性模量 (GPa)	125~140	180~220	255~280
剪切模量 $G_{12}$ (GPa)	4.0~6.0	5.0~5.5	4.5~5.0
泊松比 $\nu_{12}$	0.23~0.35	0.30~0.35	0.40~0.46
纵向拉伸强度 $\sigma_{1T}$ (MPa)	1230~1520	900~1020	800~1000
横向拉伸强度 $\sigma_{2T}$ (MPa)	11~53	14~50	17~28
纵向压缩强度 $\sigma_{1C}$ (MPa)	610~1000	460~950	410~670
横向压缩强度 $\sigma_{2C}$ (MPa)	110~200	100~200	100~180
弯曲强度 (MPa)	1180~1780	750~1030	790~800
层内剪切强度 $\tau_B$ (MPa)	60~80	30~50	30~50
层间剪切强度 (MPa)	55~100	55~65	52~63
伸长率 (%)	0.78~0.88	0.30~0.42	0.20~0.40
密度 $\rho$ (g/cm <sup>3</sup> )	1.54	1.61	1.63
$E_1/\rho$ ( $\times 10^6$ m <sup>3</sup> Pa/kg)	78~117	124~180	178~215
$\sigma_{1T}/\rho$ ( $\times 10^3$ m <sup>3</sup> Pa/kg)	798~987	559~633	490~613

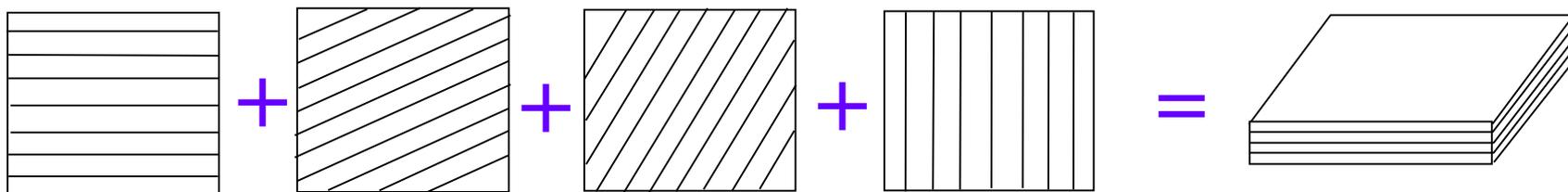
## 4.2 航天器结构材料

### 4) 复合材料

#### 层合复合材料的性能

层合复合材料由多个单层材料叠合而成，各层的纤维方向不同，某层的纤维方向的偏置角称为该层的纤维角。

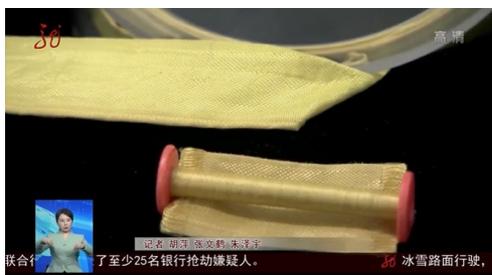
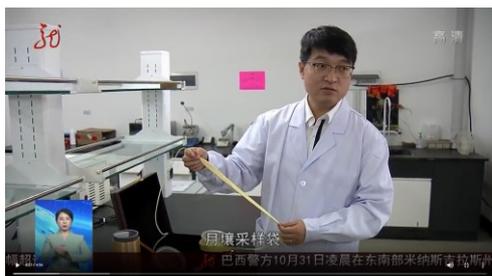
铺层方式用4各参数描述：**层数**、**纤维角**、**层厚度**、**排列顺序**



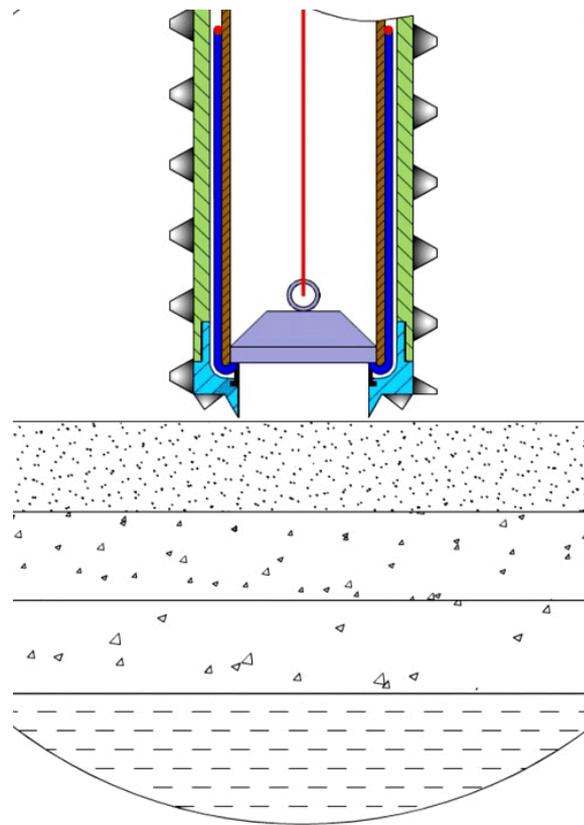
## 4.2 航天器结构材料

### 4) 复合材料

嫦娥五号上的“哈尔滨香肠”，出自哈工大高性能纤维团队之手！



- 抵御350摄氏度的高温
- 仅35克的自重可承重350公斤
- 表面涂层，提高抗辐照能力



## 4.2 航天器结构材料

---

### 4) 复合材料



## 4.2 航天器结构材料

---

### 4) 复合材料

#### 复合材料的应用和发展

- ✓ 玻璃/环氧复合材料是应用最早的复合材料，但与其他复材比密度高、模量低，已不适合作为航天器的主结构材料，在民用工业上应用广泛
  - ✓ 硼/环氧复合材料抗氧化、抗腐蚀、抗蠕变、抗疲劳、抗潮湿，过去美国航天器应用多，但成本高，难以制造出薄壁和复杂构件，应用不广
  - ✓ 碳/环氧复合材料综合性能最好，可制成杆件、构架、板壳等承力件或太阳翼、天线反射器，应用最广泛
  - ✓ 凯夫拉/环氧复合材料是一种新复材，比强度高，机械性能好，可作为高压容器、发动机壳体、天线、太阳翼材料
-

# 4.2 航天器结构材料

---

## 5) 结构材料的选择

### 选择原则

- ① 低密度
  - ② 高强度和高模量
  - ③ 满足物理性能要求，如热稳定性、导热、导电、绝热、绝缘、密封、屏蔽
  - ④ 制造工艺性好
  - ⑤ 成本低
  - ⑥ 质量稳定
  - ⑦ 供货条件好
-

# 4.2 航天器结构材料

## 5) 结构材料的选择

### 复合材料和金属材料的比较

复合材料的优点：

- 1、密度低
- 2、模量高
- 3、强度高
- 4、可设计性强
- 5、热稳定性高
- 6、二次加工少
- 7、有独特的物理化学性能

复合材料的缺点：

- 1、横向和层间性能差
- 2、韧性差
- 3、二次加工性能差
- 4、质量稳定性差
- 5、耐热耐湿性差
- 6、成本高
- 7、耐空间环境能力差

# 4.3 航天器结构设计

## 航天器结构设计的特点与原则

### 设计特点

- ① **突出刚度**：使结构固有频率大于规定值，减少耦合效应，薄壁结构和细长结构要满足稳定性要求。
- ② **减小重量**：降低发射成本， $1g=3000\sim 10000$ 元
- ③ **利用有限容积**：航天器体积与形状受到火箭尺寸的严格限制。
- ④ **适应空间环境**：包括发射时的声学、振动、冲击环境，轨道环境，再入环境等
- ⑤ **一次性使用**：短时工作，满足可靠性要求，疲劳和寿命问题一般不严重。

# 4.3 航天器结构设计

## 航天器结构设计的特点与原则

### 设计原则

- ① **继承性**：分为A、B、C、D四级，“三化”设计思想：通用化、系列化、组合化
- ② **可靠性**：尽量降低设计风险，因为空间环境的复杂性、航天高投入性、社会关注性
- ③ **可生产性**：合理的材料工艺和制造公差，地面操作的方便性，检验与试验设备的适用性
- ④ **经济性**：制定行业标准，强化通用化设计
- ⑤ **先进性**：鼓励创新，采用新技术、新材料、新工艺和新方法，培养可持续发展能力

# 4.3 航天器结构设计

## 航天器结构的方案设计

### 构型设计

- ① **确定外形**：卫星主结构有圆柱、圆锥、长方体、多面体等外形，飞船主结构有球锥体等
- ② **确定布局**：各部件的安装位置确定，考虑质量、形状、尺寸、机械接口等因素。
- ③ **确定主结构形式**：中心承力筒、杆系、箱式和壳体结构

### 构型设计的作用：

- ① 确定航天器轮廓、各分系统的位置布局
- ② 导出各部件的形状、位置、尺寸和接口关系
- ③ 是结构设计的基础

# 4.3 航天器结构设计

---

## 航天器结构的详细设计

### 设计参数的确定

- ① **确定外形尺寸和接口关系**：按接口和包络尺寸确定轮廓尺寸，根据轮廓尺寸确定各部件位置和外形尺寸
  - ② **确定零部件的设计参数**：满足刚度要求，进行静力学和动力学分析，需多次反复修改并结合优化设计
  - ③ **确定连接的设计参数**：考虑胶结面积、焊缝形式、紧固件规格/排列/数量
-

# 4.3 航天器结构设计

---

## 航天器结构的详细设计

### 设计图纸的制作

### 技术文件和技术规范

- ① 设计报告
  - ② 分析与计算报告
  - ③ 质量保证文件
  - ④ 验收规范和验收大纲
  - ⑤ 试验规范和试验大纲
  - ⑥ 使用文件（包装、运输、贮存、操作等）
  - ⑦ 地面保障设备、试验设备、工装的研制文件
-

# 4.3 航天器结构设计

## 航天器结构的优化设计

**类型：**尺寸优化、形状优化（拓扑优化）、布局优化

**优化问题：**设计变量、约束条件、目标函数

- 1、**设计变量：**几何参数、复合材料的构造参数
- 2、**约束条件：**直接约束条件、间接约束条件
  - (1) 直接约束条件：设计变量的变化范围
  - (2) 间接约束条件：力学性质的约束，变形量、强度、载荷、基频等
- 3、**目标函数：**将结构的重量、成本、强度、刚度等性能要求表达成设计参数的函数形式，有解析形式和数值形式两种。
  - (1) 以重量为目标函数，强度或刚度为约束条件
  - (2) 以强度或刚度为目标函数，重量为约束条件

4、**优化模型**

$$\begin{aligned} \min \quad & f(x) = f(x_1, x_2, x_3 \dots) \\ g_j(x) \leq & 0 \quad (j = 1, 2, \dots) \\ h_k(x) = & 0 \quad (k = 1, 2, \dots) \end{aligned}$$

# 4.3 航天器结构设计

## 航天器结构的优化设计

表 4-9 数值法的各种优化算法

类型	名称	适用条件	
一维优化	0.618 法	在极值区间内的一维优化	
	二次插值法	在极值区间内的一维优化,要求目标函数在极值区间内连续	
	Newton 法	在极值区间内的一维优化,要求目标函数在极值区间内可导	
无约束多维优化	坐标轮换法	用于维数较低( $n < 5$ )情况	
	步长加速法	用于维数不高、目标函数无导数情况	
	Powell 法	可用于高维数、目标函数无导数情况	
	单纯形法	用于维数不高、目标函数无导数、目标函数性态不好的情况	
	最优梯度法	用于寻找极值点附近的可行点、目标函数存在一阶导数情况	
	Newton 法	用于维数少、目标函数存在一、二阶偏导数的情况	
	共轭梯度法	用于维数偏高、目标函数存在一阶偏导数的情况	
	变尺度法(DFP,BFGS)	用于维数偏高、目标函数存在一阶导数的情况	
	有约束多维优化	复合形法	用于维数不高( $n < 15$ )、不等式约束的情况
可行方向法		用于维数高,约束和目标函数并不复杂的情况	
惩罚函数法		内点法	初始点在可行域内,具有不等式约束、目标函数性态不好的情况
		外点法	初始点任意,具有不等式约束、目标函数性态不好的情况
		混合法	初始点任意,具有等式、不等式约束的情况
近似概念法		用于高维复杂问题,通用性较强	
包络对偶法	用于高维复杂问题,通用性较强		

优化计算工具:

MATLAB

Hyperworks

ADAMS/Insight

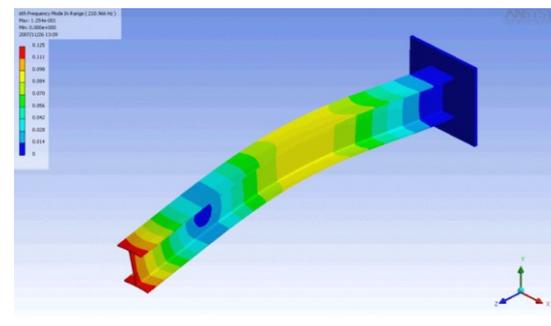
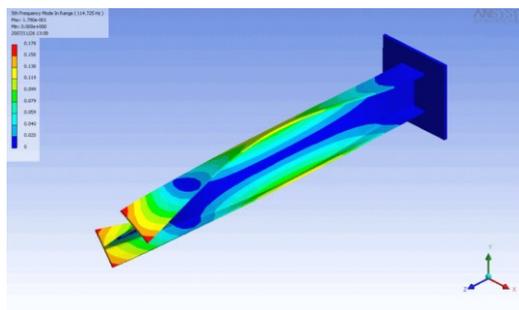
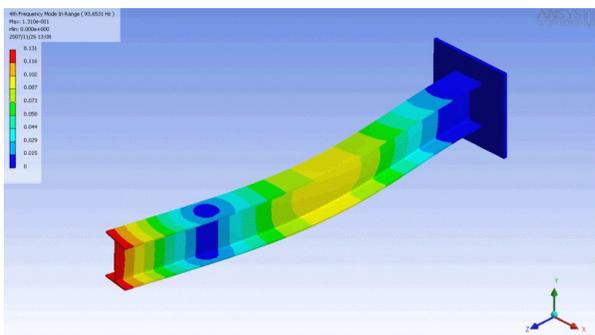
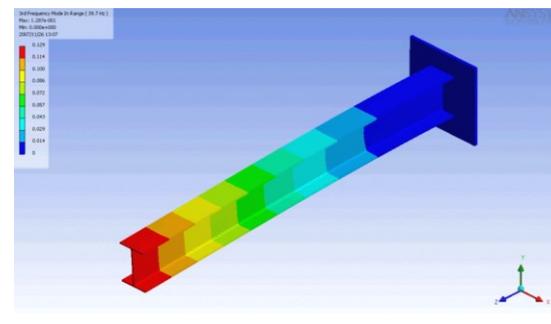
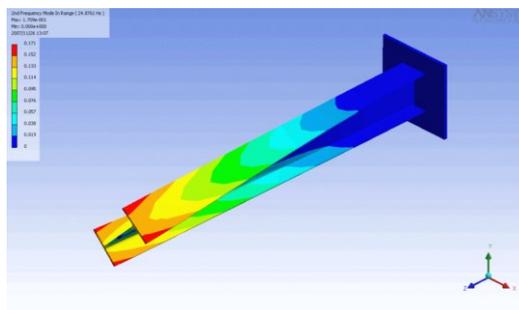
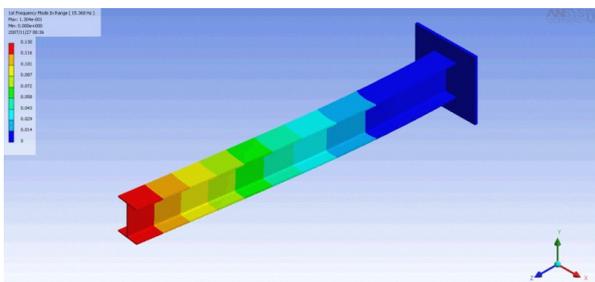
# 4.4 航天器结构设计

## 航天器结构分析及试验

- 结构分析模型建立
- 结构静力分析
- 结构模态分析
- 结构动态响应分析
  - 结构频率响应分析
  - 结构随机振动分析
  - 结构声振响应分析

# 4.4 航天器结构设计

## 航天器结构分析及试验



# 4.4 航天器结构设计

## 航天器结构分析及试验

