



中华人民共和国国家标准

GB/T 43127—2023

航天产品结构部件与组件通用要求

General requirements for structural components and assemblies of
space products

(ISO 10786:2011, Space systems—Structural components and
assemblies, NEQ)

2023-09-07 发布

2024-04-01 实施

国家市场监督管理总局 发布
国家标准化管理委员会

目 次

前言 III

1 范围 1

2 规范性引用文件 1

3 术语和定义 1

4 符号和缩略语 5

5 剪裁 5

6 通用要求 6

7 要求的验证..... 17

8 特殊结构件要求..... 28

9 文档要求..... 29

10 数据交换要求 31

附录 A（资料性） 推荐的结构设计最佳实践 33

附录 B（资料性） 组合载荷的安全裕度 39

附录 C（资料性） 结构安全系数 40

附录 D（资料性） 设计要求验证方法 43

前 言

本文件按照 GB/T 1.1—2020《标准化工作导则 第1部分：标准化文件的结构和起草规则》的规定起草。

本文件参考 ISO 10786:2011《航天系统 结构部件与组件》起草，一致性程度为非等效。

请注意本文件的某些内容可能涉及专利。本文件的发布机构不承担识别专利的责任。

本文件由全国宇航技术及其应用标准化技术委员会(SAC/TC 425)提出并归口。

本文件起草单位：北京宇航系统工程研究所、中国航天标准化研究所、首都航天机械有限公司、航天材料及工艺研究所、厦门科鑫电子有限公司、成都航天凯特机电科技有限公司。

本文件主要起草人：孙海霞、张东、徐卫秀、王江、陈友伟、孙伟召、林川、陈岱松、马红鹏、曾耀祥、任兴宇、吴晗玲、王会平、王丹、徐岩、周龙飞、高坤、蒋礼平、易仲辉。

航天产品结构部件与组件通用要求

1 范围

本文件规定了航天产品结构部件和组件的通用要求、要求的验证、特殊结构件要求、文档要求和数据交换要求。

本文件适用于航天产品结构部件和组件(自适应结构、发动机、热防护系统、地面设备除外)。

2 规范性引用文件

下列文件中的内容通过文中的规范性引用而构成本文件必不可少的条款。其中,注日期的引用文件,仅该日期对应的版本适用于本文件;不注日期的引用文件,其最新版本(包括所有的修改单)适用于本文件。

- GB/T 2900.99 电工术语 可信性
- GB/T 32303 航天结构断裂与损伤控制要求
- GB/T 38036 航天产品结构应力分析要求
- GB/T 40541 航天金属压力容器结构设计要求

3 术语和定义

GB/T 32303、GB/T 38036、GB/T 40541 和 GB/T 2900.99 界定的以及下列术语和定义适用于本文件。

3.1

验收试验 acceptance test

在飞行产品上实施的规定试验,用以确定材料、制造过程和工艺符合要求,且产品符合预期使用要求。

3.2

自适应结构 adaptive structures

包含传感器、处理器和执行器的自主结构系统。

注:能适应不断变化的环境条件,从而提高结构系统性能,包括安全性、稳定性、减振性、噪声抑制、空气动力学性能、指向精度、载荷再分配、损伤响应、结构完整性等。

3.3

组件 assembly

由零件、部件组成的功能实体。

3.4

屈曲 buckling

载荷的微小增加可能导致结构突然失稳或有害变形的结构失效模式。

注:如细长的梁、柱、压杆和薄壁壳的坍塌。

3.5

灾难性故障 **catastrophic failure**

造成人员伤亡、任务失败、重大地面设施损坏,或者对环境有长期有害影响的故障。

3.6

有害变形 **detrimental deformation**

对结构或其他系统执行预期功能产生不利影响的结构变形、挠曲或位移。

3.7

动态载荷 **dynamic load**

具有确定或随机变化特性的时变载荷。

3.8

失效模式 **failure mode**

断裂、失稳、有害变形、过度磨损或其他导致结构无法承受负载和环境条件以及危及任务成功的任何现象。

注:此术语适用于结构的失效。

3.9

失效安全结构 **fail-safe structure**

经过分析或试验证明,当结构中的任意一个零部件失效时,因有冗余设计仍能承受重新分配的使用载荷的结构产品,重新分配的使用载荷的设计安全系数不小于 1.0。

3.10

疲劳寿命 **fatigue life**

在疲劳失效发生前,给定结构或结构部件可以承受一定特征应力或应变循环的次数。

3.11

全尺寸件 **full scale article**

代表整个飞行结构或部分飞行结构,并具有典型载荷和边界条件的全尺寸产品。

3.12

氢脆 **hydrogen embrittlement**

在金属组织中夹杂氢原子而导致金属变脆的现象。

3.13

人体振动 **human vibration**

传递给宇航员或宇航员引起的振动。

3.14

寿命系数 **life factor**

考虑载荷和循环次数统计分布的不确定性,以及与寿命相关分析方法的不确定性,用来乘以循环次数或时间的系数。

注:如用于疲劳(寿命)分析和损伤容限(裂纹扩展安全寿命)分析的系数。当不确定性是材料的不确定性时,寿命系数有时也称为分散系数。

3.15

载荷工况 **loading case**

组合载荷工况 **combined loading case**

使用寿命内,同一时刻作用在结构上的机械载荷、温度或其组合。

3.16

载荷谱 loading spectrum

结构在其寿命周期内所有预期工作环境中承受的累积载荷量级及相关循环的表征。

注：重要的运输、试验和操作载荷需考虑在内。

3.17

运动机械组件 moving mechanical assembly; MMA

用于控制航天器的一个机械零件相对于另一零件运动的机械或机电设备。

注：如万向节、驱动器、消旋和分离机构、电机、门锁、离合器弹簧、阻尼器和轴承。

3.18

纵向耦合振动 pogo vibration; POGO

航天器轴向运动与推进系统动态响应特性之间耦合导致的不稳定现象。

3.19

承压部件 pressure component

流体系统中除压力容器外主要用来符合刚度要求、承受内压并符合密封要求的结构部件。

注：如阀门、泵、管路、接头和气囊等。

3.20

准鉴定试验 protoqualification test

采用准鉴定策略时进行的比验收试验更高的载荷量级和持续时间的试验，试验产品与飞行产品质量一致，并采用与鉴定试验相同的试验类型和顺序。

注：视情况准鉴定试验也能用于飞行产品。

3.21

随机载荷 random load

瞬时幅值由概率分布函数确定的振动载荷或波动载荷，概率分布函数给出瞬时幅值在指定时间范围内的可能分布。

注：包含非周期性和准周期性部分。

3.22

残余应力 residual stress

加工、制造、装配、试验或操作后，残留在结构中的内应力。

注：如焊接引起的残余应力。

3.23

S-基准许用值 S-basis allowable

由标准或用户规定的最小机械强度值。

3.24

次级结构 secondary structure

结构产品中，对载荷传递和整体刚度的贡献可忽略不计的结构。

3.25

冲击载荷 shock load

有明显峰值的瞬态载荷，且载荷的持续时间远低于结构特有的响应时间。

3.26

应力断裂寿命 stress-rupture life

考虑应力水平、作用时间以及相关环境的综合影响，非金属结构产品保持结构完整性的最短时间。

3.27

结构部件 **structural component**

用于承受载荷或提供基准的功能产品中的机械结构。

注：如天线支撑结构、仪器外壳和压力容器等。

3.28

结构产品 **structural item**

零件、组件或结构部件。

注：如航天器桁架、运载火箭整流罩、压力容器、承压结构、紧固件、仪器外壳和支架等。

3.29

结构 **structure**

结构组件 **structural assembly**

用来承受载荷，提供刚度、基准或稳定性，并为其他系统或分系统提供支撑或保护的结构部件或组件。

注：空间飞行器结构通常分为主结构和次级结构。

3.30

系统威胁分析能量水平 **system threat analysis energy level**

由系统威胁分析确定，可信威胁事件产生的最大预期能量水平。

3.31

静态载荷 **static load**

准静态载荷 **quasi-static load**

与时间无关或随时间缓慢变化的载荷，对结构的动态响应可忽略。

注：准静态载荷的作用频率低于被考虑部件的固有频率，因此其对结构的响应相当于静态载荷。

3.32

瞬态载荷 **transient load**

大小或方向随时间变化的载荷，对结构的动态响应影响大。

注：如运输、阵风、发动机点火或关机、分离、在轨对接、碰撞或附件释放引起的载荷等。

3.33

极限强度 **ultimate strength**

不发生断裂或失稳的情况下结构能承受的最大载荷或最大应力。

3.34

声振环境 **vibroacoustic environment**

由飞行剖面各个部分相关的高强度噪声引起的环境。

注：表现为结构承受的声激励和随机振动。

3.35

屈服载荷 **yield load; YL**

在不发生有害变形的情况下结构所能承受的最大载荷。

注：用使用载荷乘以屈服设计安全系数来表示，对应的应力或应变称为屈服应力或应变。

3.36

屈服强度 **yield strength**

在不发生指定的永久变形或屈服的情况下结构或材料可以承受的最大载荷或最大应力。

注：材料的屈服强度通常通过测量实际应力-应变图与初始直线比例的延伸的偏离来确定屈服。规定值通常为偏移单位应变 0.002。

4 符号和缩略语

下列符号和缩略语适用于本文件。

CAD:计算机辅助设计(Computer Aided Design)

CAE:计算机辅助工程(Computer Aided Engineering)

CAM:计算机辅助制造(Computer Aided Manufacturing)

COPV:复合材料压力容器(Composite Overwrapped Pressure Vessel)

EMC:电磁兼容(Electromagnetic Compatibility)

ϵ -N:疲劳应变寿命数据。

FCI:断裂关键件(Fracture Critical Item)

FOS:安全系数(Factor Of Safety)

FOSU:极限安全系数(Factor Of Safety for Ultimate)

FOSY:屈服安全系数(Factor Of Safety for Yield)

K_{c} :断裂韧度(fracture toughness)

LBB:泄漏先于爆破(Leak-Before-Burst)

LCDA:发射装置耦合动力分析(Launcher Coupled Dynamic Analysis)

LL:使用载荷(Limit Load)

MEOP:最大预期工作压力(Maximum Expected Operating Pressure)

M/OD:流星体和轨道碎片(Meteoroid and Orbital Debris)

MS:安全裕度(Margin of Safety)

NDE:无损检测(Non-Destructive Evaluation/Examination)

NDI:无损检验(Non-Destructive Inspection)

S-N:疲劳应力寿命数据(fatigue stress-life data)

VDT:目测损伤临界值(Visual Damage Threshold)

5 剪裁

本文件的技术要求可根据工程项目的实际需求进行调整,并应与用户达成一致。对于载人等级的项目可根据特定用途由用户进行调整。

6 通用要求

6.1 通则

所有结构产品设计的一般要求、材料选择和表征、制造和过程控制、质量保证、贮存和运输、维修和翻新应符合本章规定要求。为符合本文件规定的功能和性能要求,研制中根据附录 A 给出的实践对结构产品进行设计。其中,组合载荷的计算方法见附录 B。

6.2 设计要求

6.2.1 静强度

6.2.1.1 极限强度

所有结构产品应具有足够的强度和刚度,以符合使用寿命期间设计载荷和运行环境要求,不发生灾难性故障或坍塌。

6.2.1.2 屈服强度

6.2.1.2.1 所有结构产品应具有足够的强度和刚度,以满足使用寿命期间屈服载荷和运行环境条件,包括预期试验不应产生有害(过度或永久)变形、屈服、开裂、滑动或可能危及任务目标的刚度损失。

6.2.1.2.2 对于功能要求(例如,无过度变形、间隙、滑动、刚度损失)的项目可用使用载荷代替屈服载荷。

6.2.1.2.3 对于金属结构组件,可存在不会导致结构整体失稳或疲劳失效,且仍符合功能要求的局部屈服。

6.2.2 屈曲强度

6.2.2.1 设计载荷作用下时,屈曲不应引起结构失效,也不应产生引起下列变化的过度变形:

- a) 系统功能降低;
- b) 不能忽略的载荷变化。

6.2.2.2 所有结构产品,在地面、飞行或温度变化等任意载荷组合作用下,承受较大的压缩、剪切应力或外部压力时应分析或测试其屈曲故障模式。

6.2.2.3 屈曲评估宜考虑局部不稳定性、整体不稳定性、破坏和蠕变等影响。

6.2.2.4 屈曲强度设计应取设计载荷,但减轻屈曲的载荷分量应取最小预期值。

6.2.2.5 宜避免局部屈曲发生,以下情况除外:

- a) 可逆的屈曲;
- b) 引起的刚度变化和变形不影响结构和功能要求。

6.2.3 MS

单一或组合载荷及相应环境(如温度)条件下,结构强度或屈曲计算安全裕度均应不小于规定的裕度。

6.2.4 刚度

6.2.4.1 所有结构产品应具有足够的刚度,避免使用寿命期间在预期试验和运行环境载荷作用下产生有害变形。

6.2.4.2 所有结构产品应具有足够的刚度,避免设计载荷作用下发生失稳。累积的弹性、永久和热变形不应降低结构承载能力或对气动特性产生不利影响,且应满足以下条件:

- a) 结构设计符合规定载荷和边界条件下的刚度要求;
- b) 部件、组件和接口刚度符合结构和功能要求。

6.2.4.3 刚度通常用最小固有频率的要求值来表示。

6.2.4.4 变形不应引起的下列故障模式:

- a) 超出规定的包络;

- b) 连接处的有害间隙(如密封面处);
- c) 传力路径失效;
- d) 与其他分系统(如姿态和轨道控制系统)的动态耦合。

6.2.5 动态特性

6.2.5.1 结构固有频率应在规定范围内,避免与主要激励频率(如运载火箭的基频)动态耦合。

6.2.5.2 航天器结构不应与运载火箭控制系统耦合,结构产品刚度应达到最小刚度要求,以适应瞬态动载荷环境。弯曲频率应在飞行控制系统规定范围内。

6.2.5.3 航天器不应与发射、在轨运行和着陆过程中载荷诱导的柔性模态动态耦合。无法避免时,应通过分析或试验模拟,评估耦合引起的动态载荷。

6.2.5.4 结构部件和组件历经规定的正弦振动、随机振动、声振和冲击环境后,其性能应符合要求。

6.2.6 尺寸稳定性

6.2.6.1 地面、飞行、着陆和着陆后的操作中,结构材料在给定的环境下应保持尺寸稳定。此外:

- a) 结构尺寸稳定性应符合任务规定的系统要求和有效载荷要求;
- b) 结构设计应确保不会因载荷(例如发射载荷、展开载荷、热应力、温度、湿度、通风和湿气释放)作用导致危害或降低任务目标的对准精度;
- c) 材料选用宜考虑规定使用环境条件下材料的稳定性。

6.2.6.2 航天结构需在工作环境下长期保持稳定性。

6.2.7 公差与基准

6.2.7.1 应用于机械设计的系统公差精度应符合几何接口要求。

6.2.7.2 为实现任务目标,角度和位置公差应与装配体的基准或指向精度一致。

6.2.7.3 如果在组件级或航天器级上规定了对准调整要求,则这些规定应与测量或检查对准度所需的装置(例如对准基准镜)和程序一起列入机械设计中。

6.2.8 热

6.2.8.1 为满足任务目标,结构设计应符合热设计条件。

6.2.8.2 为达到规定的功能和结构性能,材料选择和设计时宜考虑所有任务阶段,包括制造和贮存过程中的温度、温度变化和温度梯度。

6.2.9 热变形

6.2.9.1 在转移轨道、在轨或安全模式下运行包括空间粒子加热的影响期间,应防止由于热载荷引起的结构部件的有害变形。

6.2.9.2 应减少引起航天器指向变化的热变形。

6.2.10 接口要求

结构设计应符合包括连接件在内的结构零件的接口要求。应评估粘接、焊接以及其他连接方式下的结构完整性,包括失效模式间的潜在相互作用。

6.2.11 EMC

应符合设备和有效载荷对结构提出的 EMC 要求。

6.2.12 雷电防护

运载火箭的结构设计应：

- a) 消除静电；
- b) 提供电磁防护；
- c) 提供转移雷击产生的电流的路径，以免危害运载火箭和有效载荷。

6.2.13 质量和惯性特性

质量、质心位置和惯性特性应符合质量分配要求。在设计、制造和系统测试阶段，应对质量、质心位置和惯性特性的数据进行持续跟踪记录。

6.2.14 疲劳寿命

所有非断裂关键性结构件均应具有足够的疲劳寿命。除另有规定外，疲劳寿命至少为使用寿命的4倍，且无初始损伤或缺陷。

6.2.15 断裂控制

6.2.15.1 断裂控制计划

因未检测到缺陷的增长引起结构件失效可能带来严重危害或导致灾难性后果时，应对这些结构件建立并实施相应的断裂控制计划。断裂控制计划应包含在设计和验证过程中，并应包括但不限于以下内容：

- a) 进行结构失效危害分析和筛查，以识别 FCI；
- b) 开展免除断裂控制的结构组件失效安全分析和试验；
- c) 制定 NDE 方案；
- d) 开展金属断裂关键件的损伤容限寿命验证；
- e) 开展复合材料断裂关键件的冲击损伤容限验证。

6.2.15.2 失效安全

认定为失效安全的结构部件、组件符合以下条件。

- a) 分析或试验验证，由于结构冗余，任意单个结构件失效后，剩余的结构具有不小于1.0倍的安全系数能承受重新分配的使用载荷，且不会导致使用性能的下降。宜把结构件失效引起的动态载荷的变化考虑在内。
- b) 结构件的失效不应产生任何可能引起重大或灾难性后果的零件或碎片等飞溅物。
- c) 应证明，在考虑适当寿命系数的使用寿命或检查间隔内，不会有新的裂纹或其他缺陷生成导致失效发生。
- d) 除规定的附属件外，其他结构件不要求失效安全设计，以免增加不必要的质量。

6.2.15.3 损伤容限寿命(安全寿命)

6.2.15.3.1 每个 FCI 均应具有足够的损伤容限寿命(安全寿命)。对于金属结构件，要求断裂关键件中可能存在的最大的未检测到的裂纹(尺寸与所使用的 NDI 的检验能力或灵敏度一致)在一定的时间周期内经受周期性和持续性载荷作用后不会扩展至结构失效，这里的时间周期指使用寿命乘以规定的倍数。对于 COPV 以外的复合材料结构件，宜考虑更广泛的缺陷。属于单点产品，且属于断裂关键件的

附属件,宜考虑安全寿命要求。

6.2.15.3.2 需要考虑的载荷包括测试、发射、着陆以及使用期间正常操作带来的周期性和持续性载荷。

6.2.15.3.3 除另有规定外,损伤容限寿命(安全寿命)不小于使用寿命的4倍。用于可重复使用运载器、多用途航天器或其他有效载荷,并要求进行定期检查的结构件,其损伤容限寿命(安全寿命)应不小于检查间隔的4倍。

6.2.15.3.4 详细的损伤容限要求应由用户规定,用户未规定时可根据实际需要按照 GB/T 32303 的要求执行。

6.2.15.4 其他要求

其他要求按照 GB/T 32303 执行,用户另有规定的除外。

6.2.16 冲击损伤

复合材料结构件受到预期冲击后的剩余强度应不低于要求值。对于 COPV,在经受系统威胁分析能量水平或 VDT 水平中的较小者冲击后,剩余强度应不低于设计载荷要求。详细的损伤容限要求应由任务提出方规定,可根据实际需求按照 GB/T 32303 的相关规定执行。COPV 的冲击损伤容限要求应符合 GB/T 32303 的相关规定。

6.2.17 应力断裂寿命

复合材料和其他非金属结构件使用寿命设计宜考虑其承受的持续性载荷。这些结构的使用寿命设计应满足基于应力断裂数据不会出现应力断裂失效模式,与灾难性故障相关的生存概率应不小于0.999。

6.2.18 腐蚀与应力腐蚀

宜考虑使用寿命内以下因素对结构产品性能的影响:

- a) 腐蚀性或不相容的环境;
- b) 电化学腐蚀;
- c) 应力腐蚀开裂。

6.2.19 放气

结构材料和工艺选择宜考虑放气对结构产品及其周围元器件或系统的影响。

6.2.20 M/OD 防护

6.2.20.1 航天器的主结构、承压件、散热器、电池和电子产品等关键结构、设备部件不应受到 M/OD 的撞击。材料和 M/OD 防护系统的选取和设计宜考虑生存概率的要求。

6.2.20.2 生存概率与航天器受到撞击的概率、临界碎片的大小以及材料对超高速撞击的响应相关;需确定 M/OD 的大小和特性、以及碰撞概率的计算方法。

6.2.20.3 航天器结构产品的设计应限制在其飞行任务周期内由于结构件解体所产生的碎片数量。

6.3 材料要求

6.3.1 一般要求

结构件中的所有材料,在选用、评估和性能表征时,宜考虑室温以及任务使用寿命内预期工作温度

下的机械性能。机械性能应包括但不限于刚度、强度许用值、疲劳数据、断裂韧性和裂纹扩展数据。当材料表现出非线性弹性时,应包括应力-应变曲线。

6.3.2 金属材料

6.3.2.1 金属材料选用

金属结构的材料选用应基于材料手册或标准规定的材料强度、物理特性以及与系统要求相一致的疲劳、断裂特性。

6.3.2.2 金属材料评估

6.3.2.2.1 宜考虑材料加工、制造方法、制造操作、检修程序和工艺以及其他材料加工及检修过程中影响强度、疲劳和断裂性能的因素,对选用金属材料进行评估。

6.3.2.2.2 没有适用的数据时,应通过持续加载断裂试验来评估易受应力腐蚀开裂或氢脆等机理影响的金属材料性能。

6.3.2.3 金属材料表征

6.3.2.3.1 应充分表征金属材料的机械性能许用值,可靠和高置信度地预测金属结构在预期工作环境中的性能,可从标准文件或手册中获得这些性能数据。

6.3.2.3.2 无材料性能数据时,应通过测试对其进行表征。应使用统一的测试程序确定材料的强度和断裂性能。测试程序应符合标准要求。测试使用的试样和程序应为预期应用提供有效的测试数据。

6.3.2.3.3 应对断裂关键件进行充分测试,以得到有用的断裂韧性、疲劳和裂纹扩展速率数据。测试数据应分别对应于每种合金体系、回火、产品形态、热环境、化学环境以及载荷谱,用于建立并评估结构产品符合强度、疲劳寿命和损伤容限寿命(安全寿命)要求。

6.3.2.4 金属材料强度许用值

应使用 B-基准值。如未建立所需统计级别的数据,可进行有限数据采集测试,建立并采用 S-基准值。

6.3.3 玻璃和陶瓷材料

6.3.3.1 玻璃和陶瓷材料选用

6.3.3.1.1 玻璃和陶瓷材料由于延展性能低会导致低应力破坏。由于内部缺陷或表面缺陷的不同会导致材料性能分散性较大。由于缺陷的性质不同,在相同的外部加载条件下其失效响应也不同。由于缺陷的随机分布,复杂结构可能在任何位置引发失效,而不仅是在承受最大应力处或结构强度最弱处。

6.3.3.1.2 宜考虑材料加工、制造方法、生产工艺和过程、检修程序以及其他材料加工及检修过程中影响材料性能的因素,对选用的玻璃和陶瓷材料进行评估。

6.3.3.1.3 没有适用的数据时,应通过应力断裂或循环疲劳试验来对易随时间变化或循环(温度或应力)次数变化破坏的玻璃和陶瓷材料进行评估。

6.3.3.2 玻璃和陶瓷材料表征

6.3.3.2.1 应充分表征玻璃和陶瓷材料的机械性能和热性能,可靠和高置信度地预测结构在稳态和瞬态条件下的工作应力和温度。还应表征用于预测生存概率的威布尔分布、缓慢裂纹扩展和循环疲劳参数。可从标准文件或手册中获得这些性能数据。

6.3.3.2.2 无材料性能数据时,应通过测试对其进行表征。测试程序应符合标准要求。如果无标准可循,采用的测试程序应按照最新文献规定的最佳方法。应进行充分测试,建立与材料类型、制造工艺、产品形式和尺寸、热环境、化学环境对应的具有统计意义的数据,以评估符合强度、安全寿命和疲劳要求。

6.3.3.3 玻璃和陶瓷材料强度许用值

玻璃和陶瓷材料的强度许用值应以统计数据为基础,并符合设计使用应力许用值、结构失效概率、可靠性要求。未对结构分配可靠性指标时,失效概率应不大于 1×10^{-6} 。

6.3.4 复合材料

6.3.4.1 复合材料选用

6.3.4.1.1 复合纤维增强材料的强度和刚度是纤维性能、基体性能、纤维含量和纤维方向以及复合材料制造工艺的共同结果。复合材料的性能由纤维和基体共同决定。通过将纤维铺放在不同的方向上,材料特性可从高度各向异性到准各向同性范围内变化。

6.3.4.1.2 复合材料的选用宜考虑环境相容性、材料强度和模量、应力断裂和放气性能。制造配置、温度和湿度、载荷谱以及其他影响材料强度、刚度和尺寸稳定性等因素都应包括在复合材料选用准则中。

6.3.4.2 复合材料评估

宜考虑材料加工、制造方法、生产工艺和过程、操作环境、使用寿命以及影响材料特性的其他相关因素(包括制备中的强度和刚度)对选用的复合材料进行评估。

6.3.4.3 复合材料表征

6.3.4.3.1 复合材料应充分表征所有关键失效模式和预期环境条件下的强度和其他力学性能,可从标准文件或手册中获得这些性能数据。

6.3.4.3.2 应采用能代表结构产品几何形状、铺层和生产工艺的样件来测试确定所需的材料性能。确定材料性能和破坏模式时,宜考虑层合复合材料零件的各向异性。样件和测试程序应按照标准化的测试方法执行,以提供有效的测试数据。

6.3.4.4 复合材料强度许用值

6.3.4.4.1 复合材料的强度许用值可通过试样、缩比件或全尺寸件测试确定。当使用缩比件和试样数据时,应与全尺寸件的数据之间建立相关性。

6.3.4.4.2 应使用 B-基准许用值。经用户认可,次级结构可使用 S-基准许用值。

6.3.4.4.3 应开展设计研制试验评估材料和连接特性。试验应从试样测试、缩比件测试到全尺寸件的测试。

6.3.4.4.4 对于每种预期的失效模式,试样或测试件应从与全尺寸结构相似几何形状和相同的制造工艺的零件中获取,来确定设计允许值。每个结构关键区域的测试,宜考虑整个贮存、运输和操作环境,确定强度/温度与强度/湿度之间的关系。通过从试样、缩比件到全尺寸件的逐级测试,确定全尺寸件强度的允许范围。

6.3.5 聚合物材料

6.3.5.1 聚合物材料选用

胶粘剂和其他聚合物材料应根据环境适应性、相邻材料、材料强度和模量、疲劳、蠕变变形和松弛以

及应用指定的应力-断裂特性进行选择。选择聚合材料宜考虑制造过程、温度和湿度、载荷谱以及其他影响材料强度、刚度和尺寸公差的因素,还应包括易燃性、毒性和放气性。

6.3.5.2 聚合物材料评估

宜考虑材料加工、操作和工艺、操作环境、使用寿命以及其他影响材料强度、刚度和尺寸公差的因素,对选用的聚合物材料进行评估。

6.3.5.3 聚合物材料表征

应根据预期的构型和工作环境对聚合物材料的性能进行表征。应采用结构产品生产过程中,代表制造工艺的样件测试确定所需的材料性能。样件和测试程序应按照标准化的测试方法,以提供有效的测试数据。

6.3.5.4 聚合物材料强度许用值

6.3.5.4.1 应通过试样、缩比件到全尺寸件的逐级测试,确定全尺寸件强度的允许范围。

6.3.5.4.2 聚合材料的强度许用值可通过试样、缩比件或全尺寸件的测试来确定。当使用缩比件和试样数据时,应与全尺寸件的数据之间建立相关性。

6.3.5.4.3 应使用 B-基准许用值。如未建立所需统计级别的数据,可进行有限数据采集测试,建立并采用 S-基准值。

6.3.6 胶接结构中的胶接材料

胶接结构中胶接材料的所有设计允许值应与用户达成一致。

6.4 制造及过程控制要求

6.4.1 一般要求

生产过程应确保所有结构部件和组件的制造符合质量、可靠性和重复使用的要求。航天结构的制造包括:

- a) 在工厂结构零、部件的制造;
- b) 在工厂结构部件和组件的装配;
- c) 在工厂或发射场结构分系统的装配。

6.4.2 制造要求

6.4.2.1 结构产品设计应具有良好的制造工艺性。每个结构产品制造工艺均应受控并形成文件,人员需持证上岗。材料加工和制造过程中,制造、维修工艺和流程应经验证,防止造成产品损坏或材料性能退化。特别要注意的是,热处理、车削、铣削、钻孔、磨削和其他操作均应在适用范围内应用。

6.4.2.2 断裂关键结构制造后,其断裂韧性、疲劳裂纹扩展率、机械和物理性能应在设计要求范围内。应在图样、工艺规程中规定断裂控制要求和流程,应制定、使用详细的工艺规程和控制措施,以确保正确执行断裂控制要求。

6.4.2.3 复合材料结构,应进行抽样检测和制造过程检查,以证明正式产品性能符合设计要求。

6.4.2.4 应进行材料性能拉偏试验,确保材料性能的一致性和可靠性。制造过程应控制或消除禁限用工艺。

6.4.2.5 应制定检查计划,识别验证所必需的所有关键过程参数。在制造过程中,应进行过程控制来验

证关键工艺参数及其可接受程度。

6.4.3 制造过程

6.4.3.1 一般要求

所选的制造工艺应经过验证,并应成熟可靠且可重复实现。如果采用新工艺,则应开展工艺试验,验证新工艺的可行性和可靠性。

6.4.3.2 制造工作

待开展的制造工作包括:

- a) 评估和测试用的样件;
- b) 用于验证制造工艺和过程、测试和评估、以及确定并证明检验程序用的样机、部件、典型的部分或完整结构件;
- c) 飞行产品,供使用的部件和结构。

6.4.3.3 制造图样

应根据设计图样和制造过程按需建立制造图样。制造图样宜考虑质量控制要求、制造工艺和制造步骤。

6.4.3.4 制造工装

6.4.3.4.1 工装要求,包括装配夹具和固定装置,宜考虑以下因素:

- a) 制造使用的材料;
- b) 制造过程所需的热条件;
- c) 零件几何形状;
- d) 零件批次。

6.4.3.4.2 工装设计应符合产品的质量控制要求,尺寸、形状和表面粗糙度要求。

6.4.3.5 部件制造

研制过程中,应根据生产工程评价考虑部件制造要求。评估设计竞争性时宜考虑部件制造技术。所有部件的制造均应符合产品质量保证要求。

6.4.4 装配要求和流程

6.4.4.1 装配包括部件装配和组件装配。部件装配是将各个部件连接在一起以形成结构组件。组件装配是不同组件之间的连接,如发射台组装、运载火箭及有效载荷的对接。

6.4.4.2 部件装配至少应包括以下文件。

- a) 零件和材料明细。
- b) 检查和测试文件。
- c) 装配工艺规程,内容包括:
 - 1) 装配准备要求;
 - 2) 装配设备要求;
 - 3) 零件和材料;
 - 4) 预紧力要求(螺栓力矩,箍带拉力等);

- 5) 装配方法;
- 6) 清理要求。

6.4.4.3 重要的装配操作应有检查和测试环节。

6.5 质量保证要求

6.5.1 一般要求

应按照 6.9.2 和 6.9.3 的要求,建立基于产品和工程要求的质量保证要求和检验方案,以确保有效开展了必要的无损检测和验收试验。质量保证要求或流程应确保产品在材料加工、制造、检验、验收试验、运输、贮存、组装、操作使用和检修过程中不会发生损坏或降级,并对可能导致故障的缺陷可进行检测、评估和修复。所有结构产品的质量保证数据应在整个使用寿命中予以保留。质量保证方案中应至少包括检验要求、验收试验要求并有可追溯性,6.5.2 和 6.5.3 规定了详细要求。检验程序应与断裂控制和冲击损伤分析相关联。

6.5.2 检验要求

6.5.2.1 检验计划

产品制造前应制定检验计划。计划应规定适当的检验点和在整个制造过程的检验技术,应涵盖原材料采购、制造、装配、验收试验、运输、装配和操作全过程。在设立检验点和检验方法时,重点应放在设计关键参数的验证上。宜考虑材料特性、制造工艺、设计理念、是否存在腐蚀(如点蚀和缝隙裂纹)以及缺陷检查的可实施性。

6.5.2.2 检验方法

对于金属断裂关键结构件,所选的检验方法应能够确定裂纹或类似裂纹缺陷的大小、几何形状、位置 and 方向。视情况采用着色、磁力探伤、涡流、射线和超声波等检查方法来检测裂纹。所使用的 NDE 技术在 95% 的置信水平下,至少应具有 90% 的检测概率。

复合材料的检测应结合适当的最新可视化 NDE 技术进行。应检查材料是否存在缺陷,例如纤维不均匀或断裂、分层、纤维褶皱和波状纤维、干纤维(即起毛或“帚化”)、机械损伤、冲击损伤和表面涂层的均匀性。必要时,应使用光学放大或溶剂擦拭方法(即用于检测裂纹或分层)来加强检查。同时应采用已被验证的 NDE 技术,如超声、红外、热成像、电子计算机断层扫描和剪切成像等识别和表征关键缺陷。应用前应确认用于检测和表征关键缺陷的 NDE 方法的准确性和精度。NDE 应按照适用的已发布的标准执行。

6.5.2.3 分解检验

可重复使用运载火箭和有效载荷的结构产品,基于检查间隔进行损伤容限检验时,应进行分解检查。

6.5.2.4 检验数据

结构产品的检验数据应在整个使用寿命中保留。应定期审查和评估检验数据,以评估检验程序、设备、人员、材料特性、制造工艺、设计方案和结构的变化趋势和异常情况。评估结果应是采取任何必要纠正措施的基础。

6.5.3 验收试验

当在超出最恶劣工况的设计环境温度和湿度条件下进行验收试验时,宜考虑试验条件下材料特性的变化。验收试验方案应模拟结构界面,以模拟发射和飞行的外部载荷分布。

6.6 可追溯性要求

6.6.1 应确保设计和研制过程可追溯。

6.6.2 在整个研制、批产、测试和服役期间,所有断裂关键结构件应保持可追溯性。

6.6.3 应包括 CAD、CAE 和 CAM 模型,结构分析和测试文档。

6.7 交付材料

6.7.1 一般要求

应在项目初期确定项目过程中要交付的所有材料清单(例如硬件、软件、模型和文档)。文档编制要求符合第 9 章。

6.7.2 包装、装卸与运输

6.7.2.1 结构产品运输时,其包装应能防止物理或环境因素造成的损害。这些因素包括:暴露在不利的的环境条件下(例如极端温度、湿度、水和长时间暴露在阳光下等),运输过程中的撞击、振动和冲击等。

6.7.2.2 应记录对结构产品完整性构成威胁的关键环境和运输条件,例如极端温度、过度振动或冲击载荷。记录的特性(即时间与幅值)和参数应与运输方法的评估以及这些运输参数对结构产品的影响后果相一致。

6.7.2.3 应保存记载运输事项、使用的包装、运输方法、负责运输的人员或公司、装运和收货日期的记录。应记录并评估所有异常事件或观察结果对结构产品完整性的影响。

6.7.3 贮存

6.7.3.1 存放结构产品时不应遭受恶劣环境(例如温度、湿度等)的影响。此外,不应遭到损坏(例如磨损、划伤、撞击等),并应对主要环境条件进行记录。

6.7.3.2 应按照贮存条件进行贮存。

6.7.3.3 应按照具体程序对含有危险物质或有特定贮存要求的物品进行标记,以避免对人员或设备造成危害。

6.7.3.4 飞行前无法检查和贮存过程中不确定结构老化的零件或组件,应将样件(或旁证样本)与正式产品一并贮存。

6.7.3.5 产品恢复使用前,应对结构重新开展检查或测量。

6.8 服役要求

6.8.1 地面检查

应在发射前进行整体结构的地面检查,可重复使用结构返回后应进行地面检查。

6.8.2 在轨检查

6.8.2.1 应开展在轨检查,以确保结构在使用过程中的安全性,必要时对结构部件应进行在轨监测。

6.8.2.2 为连续监测长期部署结构,对接近受限或者对结构完整性和安全性至关重要的区域应开发机内自检测系统。损伤发生时,自检系统应能识别损伤区域。

6.8.2.3 如果发现损伤,应使用与用户达成协议的其他技术来调查局部损伤的位置。

6.8.3 损伤评估

6.8.3.1 当缺陷或损伤区域定位后,应评估其在操作和安全方面的重要性,并确定缺陷的大小、位置和潜在的扩散速率。

6.8.3.2 确定损伤严重程度时,宜考虑以下因素:

- a) 运行条件(载荷和环境);
- b) 维修计划;
- c) 设计结构要求;
- d) 结构使用寿命。

6.8.3.3 根据损伤评估结果,应做出决定,并证明对结构受影响部分进行维修、更换或继续使用的理由。

6.9 维修要求

6.9.1 一般要求

6.9.1.1 所有维修活动均应有记录,记录内容包括:

- a) 检验方法;
- b) 结果记录;
- c) 损伤类别;
- d) 维修方法;
- e) 服役历史记录文件汇编。

6.9.1.2 维修计划应在设计过程中确定,并应规定所有操作执行的程序。

6.9.2 预防性维修

预防性维修包括更换接近规定使用寿命的零件,根据需要重新涂漆和充分润滑相关活动零件。按下列零件分类来执行预防性维修:

- a) 对结构安全 and 功能至关重要的零件;
- b) 确认为使用寿命低的零件;
- c) 经受高温或低温使用的零件;
- d) 经受磨损的运动部件;
- e) 门、舱口等结构接入点;
- f) 经受正常磨损的表面。

6.9.3 纠正性维修

6.9.3.1 纠正性维修包括更换、维修因事故或超出预期退化率而损坏的零件和组件。

6.9.3.2 根据损坏或退化严重程度,应规定在轨和地面状态下采取何种维修程序。

6.9.3.3 决定对损坏零件修理还是更换,至少应根据以下因素进行评估:

- a) 所遭受的损坏;
- b) 维修的可能性(即通过已知和证明的技术,在剩余设计使用寿命内恢复设计的机械和环境性能);
- c) 更换能力;
- d) 剩余使用寿命。

6.10 修补和翻新要求

6.10.1 检查显示结构损坏或缺陷超过许用水平,不合格产品应由不合格品审理委员会进行评估。所有修补和翻新均应使用批准的维修程序。所有修补或翻新的产品每次修补或翻新后,均应按照新产品的测试程序重新进行验证,确认结构完整性并确定继续使用的适用性。

6.10.2 应特别关注和验证结构件修补部分和未修补部分之间的边界区域,因为该边界区域可能成为结构的最薄弱区域(由于刚度突变和局部几何尺寸干扰可能导致不利的载荷传递)。

6.10.3 考虑到局部变化对安全裕度的影响,应重新分析修补产品的内部载荷传递。

6.10.4 修补和翻新流程考虑以下事项。

- a) 规定地面和在轨修补流程。
- b) 所有修补流程宜考虑以下因素:
 - 1) 结构分类;
 - 2) 损伤类别;
 - 3) 由力学和环境试验项目支持的维修程序;
 - 4) 损伤零件的可达性(例如一侧或两侧);
 - 5) 设备可用性等修补条件(例如修补材料和服务,以及人员资质)。
- c) 在轨修补流程还宜考虑以下因素:
 - 1) 舱外活动的要求;
 - 2) 材料运到太空的可能性(例如胶粘剂、有害清洁剂、化学制剂的稳定性和放气性能);
 - 3) 表面预处理或损伤清除(例如合适手动工具的可能性、灰尘和污染物的控制、避免空间碎片的产生);
 - 4) 修补难点。
- d) 所有修补流程的应用模式和环境均应经过充分验证。

7 要求的验证

7.1 通则

本章规定了验证符合第6章要求的一般方法,飞行产品验收试验要求,以及新设计产品的鉴定试验要求。

7.2 设计要求验证

7.2.1 一般要求

符合6.2规定设计要求的验证方法汇总在表1所示的验证矩阵中。7.2.2~7.2.21明确了详细要求。验证方法可采用分析、试验或两者的适当组合。相似性验证可用于继承性结构设计,这种方法应根据具体情况使用,未在表1中列出。

表 1 设计要求验证矩阵

要求条	条标题	验证方法	验证条
6.2.1	静强度	分析和试验	7.2.2
6.2.2	屈曲强度	分析和试验	7.2.3
6.2.3	安全裕度	分析和试验	7.2.4
6.2.4	刚度	分析和试验	7.2.5
6.2.5	动态特性	分析和试验	7.2.6
6.2.6	尺寸稳定性	分析和试验	7.2.7
6.2.7	公差与基准	分析和试验	7.2.8
6.2.8	热	分析和试验	7.2.9
6.2.9	热变形	分析	7.2.10
6.2.10	接口要求	分析和/或试验	7.2.11
6.2.11	EMC	试验	7.2.12
6.2.12	雷电防护	分析和试验	7.2.13
6.2.13	质量和惯性特性	分析和试验	7.2.14
6.2.14	疲劳寿命	分析和/或试验	7.2.15
6.2.15.2	失效安全	分析和/或试验	7.2.16.1
6.2.15.3	损伤容限寿命(安全寿命)	分析和试验	7.2.16.2
6.2.16	冲击损伤	试验	7.2.17
6.2.17	应力断裂寿命	分析和试验	7.2.18
6.2.18	腐蚀与应力腐蚀	分析	7.2.19
6.2.19	放气	分析和试验	7.2.20
6.2.20	M/OD 防护	分析和试验	7.2.21

7.2.2 静强度验证

7.2.2.1 一般要求

结构产品的静强度应通过结构分析和试验,考虑机械载荷、温度及其梯度等环境进行验证。仅当符合 7.2.2.4 规定的条件时才可只通过分析验证。

7.2.2.2 结构应力分析

7.2.2.2.1 应对所有载荷和环境进行结构受力分析,以确定临界载荷(力、应力/应变)。最大应力和相应 MS 的确定应符合 GB/T 38036 规定的要求。计算内载荷时,应视情况考虑变形、温度和几何非线性的影响。飞行条件下的结构分析应采用试验修正后的分析模型。

7.2.2.2.2 层合复合材料结构应分析施加载荷和环境作用下的逐层应力(应变)响应,以确定各种破坏

模式的最小安全裕度,如纤维断裂、面内剪切破坏和分层等。

7.2.2.3 静载荷试验

应使用 7.4 规定的鉴定试验结果验证强度和刚度是否符合要求。

7.2.2.4 仅分析验证静强度

满足下列条件并经用户认可后,才可通过分析验证结构产品的静强度:

- a) 金属产品或非金属次级结构;
- b) 结构简单,具有易确定的传力路径(如静定结构)和明确的破坏模式,已对所有临界载荷条件进行了全面分析,且载荷计算置信度高;
- c) 结构总体构型、设计细节和临界载荷条件已有成功试验验证的相似结构,且分析预测结果与试验结果相关性好;
- d) 难分析的关键结构研制或部件试验已成功完成,且已证明分析模型与试验结果具有良好的相关性。

7.2.3 屈曲强度验证

7.2.3.1 屈曲分析

7.2.3.1.1 屈曲强度的评估宜考虑主应力和次应力的共同作用及其对整体稳定、局部或面板不稳定、破坏和蠕变的影响。

7.2.3.1.2 屈曲分析模型应采用结构最小规格尺寸和相邻结构的刚度边界作用。

7.2.3.1.3 应视情况采用线性屈曲或非线性分析程序预测结构失稳载荷,对系统可接受的完全弹性可逆的屈曲,应分析后屈曲行为。

7.2.3.1.4 屈曲分析结果宜考虑结构的缺陷和几何形貌偏差的影响,屈曲强度为预测的屈曲载荷乘以适当的折减系数。

7.2.3.1.5 折减系数宜考虑结构缺陷、几何形貌偏差和结构产品构型,基于屈曲强度下限值,根据试验数据或经验确定。

注:几何偏差是指与标称形状的任何偏差,包括装配公差的影响。

7.2.3.2 屈曲试验

屈曲强度可通过屈曲试验方法验证。试验件应按照 6.4.3 中规定的要求装配后进行试验。满足以下任一条件时,主结构的研制试验宜考虑压缩、剪切和外压载荷作用:

- a) 结构构型为形状复杂的壳体;
- b) 可能存在多种失效模式的耦合;
- c) 无理论或试验相关系数。

7.2.4 MS 验证

7.2.4.1 MS 应采用基于材料许用值的适当统计分析确定。必要时,应通过试验数据验证分析结果。

7.2.4.2 MS 确定选用的安全系数应由用户预先确定。附录 C 给出了不同国家和地区标准规定的安全系数,可供参考。

7.2.4.3 根据以往经验或试验数据,以下特殊情况宜考虑附加设计系数:

- a) 涉及人员安全的储能结构产品;

- b) 存在高度局部应力集中的位置,如孔、倒角或圆角等;
- c) 复杂的接头和连接件;
- d) 复合材料结构的不连续位置。

7.2.4.4 可重复使用结构产品 MS 计算,宜考虑使用寿命期间材料性能的下降。

7.2.5 刚度验证

7.2.5.1 刚度分析

应进行刚度分析以验证结构对准静态载荷的响应。分析应确定在典型施加载荷和边界条件下的位移和内力。

7.2.5.2 刚度试验

需要时,应在最大预期载荷条件下进行结构试验,以确定结构刚度和其他响应,包括位移和结构内部载荷分布。

7.2.6 动态特性验证

7.2.6.1 动力学(响应)分析

7.2.6.1.1 应对各种飞行事件进行动力学(响应)分析,例如起飞、发动机点火及关机、气动脉动压力、机动、级间分离、再入和着陆。应开发结构动力学数学模型和相关的载荷转换矩阵以支持载荷分析。动力学分析中使用的模型应通过动特性参数(固有频率和振型)以及相关有效质量和阻尼的表征来表示结构组件。随着项目成熟和地面试验和飞行试验数据的积累,需要更新动态模型以反映设计和载荷环境的变化。

7.2.6.1.2 星箭耦合分析应在航天器和运载火箭的一体化模型上进行,以验证频率要求并确定相关的模态特征,包括固有频率和振型。

7.2.6.1.3 载荷分析应足够详细地提供结构加速度、内部构件载荷和应力、挠度和转角以及各个组件上的界面力,以验证结构的完整性。分析应提供在指定位置达到一定概率水平的加速度、速度和位移。除用户另行规定外,可使用 90%置信度下 99.7%的概率。

7.2.6.1.4 应进行载荷分析验证,采用通过模态测量和其他适用试验验证的结构动力学模型和力函数提出最终载荷。当用户有规定时,这些分析,包括分析方法,应由独立机构进行验证。

7.2.6.1.5 无论频域还是时域激励,应使用动态响应分析来验证因其(例如,通过机械接口的力或运动输入、日食过渡的热输入、旋转离心力及其可能的组合)引起的结构响应,具体取决于载荷的定义和指定的信息。

7.2.6.1.6 应进行耦合载荷分析,以验证由结构组件动态行为引起的载荷。包括:

- a) 耦合分析应用的数学模型应通过动力学参数来表征结构组件,即固有频率、振型、相关的广义质量和有效质量,以及阻尼;
- b) 对如多层绝缘或小型设备之类,可以证明其模态不会显著影响整体动力学行为的结构,不必以较小的有效质量来表征固有频率。

7.2.6.2 模态测量

7.2.6.2.1 模态分析

应进行模态分析,以验证结构是否符合固有频率要求,并确定相关的模态特性(例如固有频率、模态

形状、广义质量和有效质量)。模态分析要求如下:

- a) 宜考虑预应力和旋转效应;
- b) 对于大型轻型结构(例如太阳能电池板、天线反射器),必要时宜考虑周围空气的影响。

7.2.6.2.2 模态测量试验

应进行飞行结构模态试验,以验证如航天器、上面级和整流罩之类动态复杂结构数学模型。模态试验要求如下。

- a) 试验中所有重要设备组件均应具有准确的动力学表示。
- b) 应测量运载火箭用户规定的载荷分析所需范围内的,所有重要的振动模态、振型、频率以及相关的阻尼。
- c) 模态相关要求应由用户规定。当用户有要求时,模态测量试验结果应由验证分析模型的独立机构认证。

7.2.6.3 振动、声和冲击验证

7.2.6.3.1 振动、声和冲击分析(动力学分析:正弦、随机和冲击)

应使用运载火箭的环境进行振动、声学 and 冲击分析和测量,以验证有效载荷舱/保护罩或外部航天器位置的声压频谱和总声压级。分析要求如下:

- a) 振动声载荷分析应足够详细地提供结构加速度、内部构件载荷和应力、挠度和转角以及各个组件上的界面力,以验证包括设备支架在内的不同零件的结构完整性;
- b) 应对所有诱发冲击的事件,包括火工品引爆和分离进行冲击分析,以确定对冲击损伤敏感的硬件所在的航天器位置环境。

7.2.6.3.2 振动、声和冲击试验(动力学分析:正弦、随机和冲击)

应按照相关标准要求或用户规定进行振动、声学 and 冲击试验。具体要求包括以下内容。

- a) 应进行动态试验,验证以下目标:
 - 1) 以加速度和界面力(包括单元和附件)表达的动态特性;
 - 2) 刚度要求的符合性;
 - 3) 动载荷下的强度和对准稳定性,包括正弦振动载荷、随机振动载荷和适当的冲击载荷;
 - 4) 设备等级的合规性;
 - 5) 设备支撑情况;
 - 6) 布局的有效性(例如设备产品的布置及其对结构产品的支撑);
 - 7) 几乎无法分析的各种零件(例如柔性物件或电缆)的特性。
- b) 应进行声学试验,验证结构及其设备承受指定声场引起振动的能力。
- c) 声学试验应确认分系统和设备的随机动态设计环境。

7.2.6.4 微重力、可听噪音和人体振动的验证

7.2.6.4.1 应通过分析验证微重力、可听噪声和人体振动要求。

7.2.6.4.2 应通过试验验证设备是否符合振动和可听噪声源的要求。

7.2.6.4.3 应通过试验验证结构到结构的声透射率。

7.2.6.5 流固耦合

应对结构进行验证,以防止其与流体相互作用的影响(例如晃动、POGO、空化作用和压力场)。验

证应通过试验进行,如果无法进行多物理场试验,应通过试验支撑的分析进行。

7.2.6.6 气动热效应验证

7.2.6.6.1 针对气动加热作用在结构上的热响应,应进行计算分析或者试验,评估结构对气动热环境的适应性。

7.2.6.6.2 试验可采用整舱级和试片级。

7.2.6.7 气动弹性验证

7.2.6.7.1 应开展气动弹性分析或者试验,评估气流与结构间的相互作用。

7.2.6.7.2 必要时进行气动弹性试验,以获取飞行构型的气动弹性响应特征,评估构型的气动弹性风险。

7.2.6.7.3 气动弹性试验可在缩比和全尺寸模型上进行,以及地面和搭载飞行进行。

7.2.7 尺寸稳定性验证

视情况,应通过材料测试验证尺寸稳定性,以确定如水分释放和吸收、老化和蠕变等环境影响引起的结构尺寸和材料性能变化。要求包括以下内容。

a) 应分析结构尺寸稳定性的短期、中期和长期影响。

b) 应进行尺寸稳定性预算,并识别、分析和定位影响因素。

注:影响尺寸稳定性的因素有热弹性效应、水分释放、在轨载荷、零重力环境、微振动、材料老化(材料性能变化)、材料尺寸不稳定性、凝固效应和自旋效应。

c) 结构在运行环境中的尺寸稳定性应通过试验验证。

d) 尽管存在长期影响(例如水分释放、老化和蠕变),材料性能是否符合标准要求应通过试验验证。

7.2.8 公差与基准验证

7.2.8.1 分析验证应确保设计公差符合基准要求。

7.2.8.2 在制造、装配和测试期间应进行基准检查,以验证零件之间的相对位置和运动。

7.2.8.3 制造过程中和制造完成后应控制尺寸和公差,以符合功能要求。

7.2.9 热验证

7.2.9.1 热应力试验

应通过热应力试验验证结构经受显著热载荷(与其他载荷的作用相比)的完好情况。

7.2.9.2 热循环试验

7.2.9.2.1 热循环试验应验证结构在其使用寿命期间,经受预期所有热循环载荷作用,能够无故障工作。

7.2.9.2.2 考虑热分析的不确定性,应扩大热循环温度范围。

7.2.9.2.3 必要时,宜将以下分散系数用于热循环试验。

a) 对于运载火箭、再入飞行器以及经受热循环次数较少的航天器(例如对地静止轨道):

1) 对在飞行温度范围内的循环,分散系数为 4;

2) 对在鉴定温度范围内的循环,分散系数为 2。

- b) 对于其他经受大量热循环的航天器,分散系数为 1.5。

7.2.9.3 热应力分析

7.2.9.3.1 应进行热应力分析,计算由于温度引起的应力和变形。热应力分析时,通常将热分析确定的温度分布映射到结构模型上。

7.2.9.3.2 根据任务要求,应进行水热分析,计算由于水分释放或吸收引起的变形。

7.2.10 热变形验证

7.2.10.1 应进行热变形分析,确保不超出临界热变形。

7.2.10.2 分析应基于合适的热和结构数学模型,模型应具有足够精度能够预测结构关键部分的位移和转动。

7.2.10.3 分析应基于最恶劣工况下的飞行温度梯度,或最高、最低温度。

7.2.10.4 除另有规定外,结构模型应采用名义尺寸,并考虑最高、最低温度下的材料性能影响。

7.2.11 接口验证

7.2.11.1 胶接

7.2.11.1.1 胶接评估应按照与用户达成协议的标准或程序进行。

7.2.11.1.2 对于胶接机械特性,通常需考虑:

- a) 胶粘剂特性的影响;
- b) 胶接零件的材料;
- c) 加热、加压工艺;
- d) 表面处理;
- e) 胶粘区尺寸;
- f) 零件间的相对刚度。

7.2.11.2 螺接

7.2.11.2.1 螺接应根据与用户达成协议的标准或程序进行验证。

7.2.11.2.2 螺栓连接的设计应有足够的螺纹咬合量。

7.2.11.2.3 应对螺纹啮合的充分性进行验证。

7.2.11.2.4 功能验证时宜考虑最小预紧力(无间隙、无滑动),螺栓或法兰强度验证时宜考虑最大预紧力。

7.2.11.2.5 当定义预紧力时,同时考虑施加扭矩及其离散、不同零件之间的摩擦系数以及其他相关因素的保守假设,不需对螺栓预紧力考虑安全系数。

7.2.11.3 焊接

7.2.11.3.1 焊接应按照与用户达成协议的标准或程序进行验证。

7.2.11.3.2 焊接接头的分析验证宜考虑下列因素:

- a) 应力集中;
- b) 焊缝的类型和质量;
- c) 局部最大允许几何缺陷(例如错位和峰值);
- d) 局部加热和冷却引起的残余应力和材料特性变化;

e) 焊接工艺和程序。

7.2.11.4 铆接

铆接应按照与用户达成协议的标准或程序进行验证。

7.2.11.5 插接

插接应按照与用户达成协议的标准或程序进行验证。

注：插接通常用于低强度夹芯结构。

7.2.11.6 检查及配合度检验

接口验证应通过检查与接口要求(包括几何控制)相关的制造图样和部件进行,并借助接口相关结构部件的配合度检验。

7.2.12 EMC 验证

应通过 EMC 试验验证结构部件的电磁干扰特性(辐射和敏感度)。应在所有可能产生辐射的结构部件上进行辐射发射测试。

7.2.13 雷电防护验证

应对雷电防护系统进行检查,并应对其功能进行测试。

7.2.14 质量和惯性特性验证

7.2.14.1 应使用单个部件的惯性矩阵,将惯性特性计算到规定精度。

7.2.14.2 应监测这些数据,并定期记录在相应报告中。应根据设计成熟度,给出细化到部件层级的重量指标以及重量意外情况的估计。

7.2.14.3 质量和惯性数据应包括重量,相对于指定坐标系的质心坐标、惯性矩以及主惯性矩及其方向。

7.2.14.4 结构的质量和惯性特性应符合规定的精度要求。

7.2.15 疲劳寿命验证

7.2.15.1 一般要求

视情况,应通过疲劳分析或试验来验证非断裂关键结构产品的疲劳寿命。基于断裂力学的损伤容限(安全寿命)分析或试验可替代疲劳分析或试验。

7.2.15.2 疲劳寿命分析

7.2.15.2.1 当应用疲劳分析验证结构产品疲劳寿命时,应使用疲劳特性的标称值,包括材料的 S-N 和 ϵ -N 数据。这些数据应有可靠的来源,如金属手册。分析时宜考虑预期工作载荷和环境。

7.2.15.2.2 线性疲劳累计损伤理论($\sum n/N$)是一种用于预测变幅疲劳循环载荷影响的可行方法。应用该法则至少符合以下要求。

- 应进行疲劳分析,以验证整个服役期间疲劳缺陷(裂纹或分层)的产生或传播不会导致结构发生故障或功能退化。
- 宜考虑应力集中、装配应力和制造引起的残余应力的影响。
- 结构寿命应按照规定的包络寿命乘以特定的分散系数进行验证。

- d) 应采用使用载荷(无任何安全系数)进行疲劳分析。宜考虑所有载荷(交变载荷、永久载荷和声载荷)及其组合和顺序。

7.2.15.2.3 疲劳分析通常使用累积损伤方法,根据应力谱和 S-N 估算疲劳寿命。

7.2.15.3 疲劳试验

结合应力分析,在代表性环境中测试样件以证明特定零件的疲劳寿命,是替代分析预测的一种可行方法。除试验次数应符合数据统计要求外,疲劳试验还需符合以下要求:

- 疲劳试验应证明结构能够在性能不退化的情况下,具有规定分散系数的预期寿命;
- 疲劳试验应证明周期性载荷不会引起危及结构完整性或显著改变其性能的裂纹或类裂纹缺陷。

7.2.16 断裂控制验证

7.2.16.1 失效安全验证

结构产品的失效安全验证需符合以下要求。

- 通过分析或试验证明结构具有足够的冗余。当出现任何单一的失效后,剩余的结构仍然具有不小于 1.0 的设计安全系数承受重新分配的使用载荷,且不会丧失规定的性能。宜考虑因结构件失效引起的动态载荷的变化。
- 结构件的失效不应引起任何零件或碎片的释放,从而导致具有灾难性或严重后果的事件。
- 如使用了适当的分散系数,应表明结构件在使用寿命期间或检查间隔内不会产生裂纹或其他缺陷并导致失效。

7.2.16.2 损伤容限寿命(安全寿命)验证

7.2.16.2.1 损伤容限寿命(安全寿命)分析

对所有金属、玻璃和陶瓷的断裂关键件,应进行损伤容限寿命分析(也称为安全寿命断裂力学分析),以验证其符合 6.2.15 所规定的损伤容限(安全寿命)要求。具体要求如下:

- 应根据施加的应力和材料特性,假定未检测到的裂纹处在最危险的位置和最不利的方向;
- 裂纹尺寸应基于裂纹筛查验证试验限值或验收试验中使用的 NDE 技术的检测能力;
- 分析应使用名义断裂韧度和疲劳裂纹扩展率数据。

7.2.16.2.2 损伤容限寿命(安全寿命)试验

金属、玻璃和陶瓷件的损伤容限(安全寿命)可通过在典型环境条件中测试预制缺陷的正式产品验证。具体要求包括以下内容。

- 金属结构件如果应力场能够准确确定、材料属性能够代表正式产品,可使用试片试验代替全尺寸正式产品试验。裂纹的大小和形状应与正式产品采用的 NDE 的检测能力一致。
- 复合材料断裂关键件损伤容限仅能通过试验验证。试验载荷谱应能代表零件历程相关的所有循环、时间和环境。试验件应使用具有预制缺陷的全尺寸正式产品。缺陷的大小应与正式产品采用的 NDE 的检测能力一致。
- 可使用经过验证的加速试验技术。

注 1: 如果使用建议的分析方法获得的结果和之前的试验数据具有良好的相关性,可通过分析减少试验工况数。但是,一些最低限量的测试仍是必须的。

注 2: “全尺寸”是指整个试样的全尺寸件,或有代表性边界和加载条件的全尺寸件。

- d) 对于既不适合进行损伤容限分析也不适合进行损伤容限测试的零部件,例如一些复合材料失效模式,用户认可后,可使用各个正式产品的检验数据建立具有一定置信度的零件损伤容限。

7.2.17 冲击损伤验证

复合材料断裂关键件的损伤容限只能通过在典型环境中的试验进行验证。冲击损伤容限验证合格的判据是残余强度不低于预定水平。试验应使用能够代表飞行产品、带有预制冲击损伤的全尺寸试样。对于 COPV,应使用系统威胁分析能级或经验证的 VDT 能级(以较小者为准)作为冲击损伤容限试验中的冲击能量水平。

注:当缺陷尺寸在 NDE 之前的一段时间里会减小时,初始缺陷的尺寸宜考虑一定的余量。

7.2.18 应力断裂寿命验证

复合材料和其他非金属结构件的应力断裂寿命应通过有试验数据支撑的分析进行验证。如果采用其他验证方式(例如对结构施加持续载荷,载荷的大小或持续时间考虑了一定的系数),宜说明该方法与 6.2.17 中规定的失效概率等效。

7.2.19 腐蚀与应力腐蚀验证

对易受应力腐蚀开裂、环境或电偶效应腐蚀的结构产品,应制定腐蚀控制计划。应对腐蚀控制计划的充分性进行评审,并对其有效性进行跟踪。

7.2.20 放气验证

在材料级别开展放气性能验证。材料在规定工作条件下的放气水平应低于分析、试验或工程实践记录规定的许用值。应确定放气对材料特性、尺寸特性和残余应力的影响,并包含在所有结构产品的材料特性确定、分析评估和试验验证中。

7.2.21 M/OD 防护验证

当用户有要求时,对易受 M/OD 冲击的关键任务组件宜在典型速度下进行 M/OD 损伤试验。

7.3 验收试验

7.3.1 一般要求

为证明结构产品符合使用要求,飞行产品应进行验收试验。验收试验应包括以下类型试验:

- a) 承压件的压力验证试验;
- b) 复合材料结构的静力试验;
- c) 夹层结构验证试验;
- d) 经受动态环境的结构部件应进行振动试验或其他动态试验;
- e) 当包含机械装置时,可包括与结构有关的功能试验。

7.3.2 NDI

7.3.2.1 如 6.5.2 的检验计划有要求,应对每个结构产品进行检验。有些结构产品,NDI 能在组件或部件层级上进行。

7.3.2.2 对断裂关键部件应进行 NDI,以证明不存在超出要求规定的缺陷(如裂纹、分层)。

7.3.3 验证载荷试验

7.3.3.1 压力容器、承压结构和热管等金属结构部件,应使用表 2 所示的最低试验限度系数进行验收试验;复合和胶接主结构应至少以 1.1 倍的使用载荷进行验收试验;玻璃材料结构应按照用户规定的等级进行验收试验。

7.3.3.2 验收试验期间,试验件不应断裂、遭受严重损坏或产生超出规范的线性或非线性变形。考虑环境对材料性能和应力场的影响,必要时,可适当调整载荷和温度等验证试验参数,使验证试验能代表临界条件。每次验证试验前后,应进行适当的 NDI 以确认验证试验期间没有引起损伤。对包括压力容器在内的结构充压,进行泄漏检查以确定飞行条件。

7.3.3.3 对非承压结构件,不具备验收试验条件时,如果复合/胶接结构产品的制造商能提供下列证明,可由用户确定结构的分散性:

- a) 使用经认证并受控的规范;
- b) 人员经过适当培训和认证;
- c) 每个部件的机械性能通过本体试样验证;
- d) NDI 足以证明产品质量和完整性。

7.3.4 振动和冲击试验

结构产品的振动和冲击试验应按照用户规定的要求进行。

7.4 鉴定试验

7.4.1 一般要求

7.4.1.1 应进行鉴定试验,以验证结构设计和制造工艺符合规范要求。鉴定试验包括静态试验、动态试验、声试验以及其他试验(例如热应力试验)。

7.4.1.2 每个结构件均需根据附录 D 中所示的测试选项,按鉴定流程进行。鉴定试验应采用已经过无损检测、并按 7.3 规定通过验收试验的产品。

7.4.1.3 鉴定试验可在部件级、组件级或更高级别的集成件上进行。对于所有新设计或大幅度修改的结构产品,视情况,应进行以下工作:

- a) 检验;
- b) 验证载荷试验;
- c) 振动和冲击试验;
- d) 极限载荷或爆破试验。

7.4.1.4 如有必要,疲劳寿命试验或损伤容限试验也可作为鉴定试验的一部分。应在单独的试验件上进行损伤容限试验,也可在鉴定试验件上进行。

7.4.2 验证载荷试验

如果 7.3.3 有要求,鉴定试验件应进行验证载荷试验。

7.4.3 振动和冲击试验

结构件应按照用户的规定,进行适当的振动和冲击试验。

7.4.4 检验

应按照 6.5.2 的要求对鉴定试验件进行检验,确保其符合图样和功能性能规范要求。

7.4.5 鉴定载荷试验

7.4.5.1 鉴定载荷试验应在具有飞行质量品质的试验件上进行,以验证每类结构件产品为符合安全要求而制定的设计鉴定系数要求。考虑环境对材料性能和应力场的影响,为使试验能代表最低裕度条件,鉴定载荷的载荷和温度等参数可适当调整。

7.4.5.2 试验件在鉴定载荷级别保持的最短时间应符合用户要求。在保持期间试验件不应出现灾难性故障。

7.4.5.3 为考虑温度和湿度联合作用引起的材料性能下降,复合/胶接结构使用下列试验方法之一。

- a) 鉴定试验的试验件在最恶劣的温度和湿度条件下进行了环境预处理。对鉴定试验结果或数据的评估宜考虑飞行过程可能存在、而地面试验不存在的最坏产品特性。
- b) 室温环境条件下进行鉴定试验实际施加的载荷,应根据合适的环境条件,结合相同失效模式设计许用试验结果得出的统计折减系数进行调整。

7.4.5.4 压力容器、承压结构和承压组件的所有鉴定试验要求均应进行验证。

8 特殊结构件要求

8.1 金属压力容器、金属承压结构等特殊结构件

按照表 2 所示开展检验及检测。

表 2 特殊结构件的具体验证及检测要求(最低要求)

产品类型	设计载荷	验收级 标准载荷	疲劳寿命/失效模式	损伤容限 (安全寿命)	试验后的 无损检测
金属压力容器	1.25×LL, 1.5×MEOP	1.25×MEOP	LBB 失效模式需要,4 倍 服役寿命	非 LBB 失效模式需 要,4 倍服役寿命	焊接产品需要
金属承压结构	1.25×LL, 1.25×MEOP	1.1×MEOP	LBB 失效模式需要,4 倍 服役寿命	非 LBB 失效模式需 要,4 倍服役寿命	焊接产品需要
复合材料缠绕 压力容器	1.5×MEOP	1.25×MEOP	非危险品的 LBB 衬底需 要,4 倍服役寿命	危险品的 LBB 衬底需 要,4 倍服役寿命	目视检查
电池壳体	1.5×MEOP	1.25×MEOP	LBB 失效模式需要,4 倍 服役寿命	危险品的 LBB 壳体需 要,4 倍服役寿命	不需要
密封容器	1.5×MEOP	1.1×MEOP	LBB 失效模式需要,4 倍 服役寿命	危险品的 LBB 壳体需 要,4 倍服役寿命	不需要
低温恒温器 外壳	1.5×MEOP	1.25×MEOP	LBB 失效模式需要,4 倍 服役寿命	非 LBB 失效模式需 要,4 倍服役寿命	不需要
热管	2.5×MEOP	1.5×MEOP	不需要	不需要	不需要
飞轮转子	1.25×MEOP	1.1×MEOP	无人系统需要,4 倍服役 寿命	有人系统需要,4 倍服役 寿命	不需要
注: LBB 仅适用于金属的 COVP 或 COPV 的金属部件。					

8.2 铍结构产品

8.2.1 所有铍的主结构件和次级结构产品应进行 1.4 倍使用载荷试验验证。

8.2.2 施加载荷时,不准许产生有害的永久变形,且试验后应符合适用的对准要求。此外,还需符合以下要求。

- a) 当使用交叉轧制板时,设计在产品组装、测试或使用寿命期间不应承受面外载荷和位移。
- b) 考虑材料性能和局部应力水平的不确定性,在安全裕度分析中,应使用 1.6 倍的设计安全系数。
- c) 应力分析应通过细致处理施加的载荷、边界条件、装配应力、应力集中、热循环以及可能的材料各向异性,适当考虑材料延展性的不足。应力分析宜考虑最坏情况的偏差状态。
- d) 所有机械加工或机械扰动表面均应进行化学研磨,以确保消除表面损伤和残余应力。
- e) 所有零件应按照 6.5.2.2 要求进行表面缺陷检查。

8.3 低温结构和热结构

8.3.1 如果结构主要载荷条件是由于较大的热梯度或极端的温度范围引起,应根据用户规定的要求进行试验。必要时,试验应包括模拟结构上的温度和梯度,验证部件、子组件层级的分析模型以及在更高级别的组件中验证飞行产品。

8.3.2 应制定详尽的试验计划,并经用户认可。试验计划应确定所需的试验项目、模拟的逼真度以及试验执行的研制阶段。

8.4 夹层结构

8.4.1 夹层结构应使用透气芯。设计应选用配备有穿孔面板或面板边缘构件的有孔芯,使夹层结构内存在的气体在进入轨道期间安全排放。

8.4.2 不能采用透气芯时,采用非透气设计应经用户认可。结构应能承受建立的压力而不超出强度和稳定性要求范围。对这种情况,如有必要,应通过专门的验证试验,包括高速减压,以模拟关键的上升环境,证明产品的完整性。此外,应按照 6.5.2.2 的要求检查面板与芯子之间的粘接面是否脱粘。

9 文档要求

9.1 接口控制文件

所有与结构产品有关的接口控制文件均应归档,并接受用户的审查。

9.2 适用或合同规定的文档

应列出所有适用文档的明细,并总结说明符合要求情况。应确认适用文档的偏离,偏离的原因应提交用户审查和批准。所要求偏离的批准与拒绝应以书面形式提供,作为归档文件包的一部分。

9.3 分析报告

9.3.1 一般要求

9.3.1.1 按照第 6 章规定的要求,如果分析是验证工作的一部分,应准备相应的分析报告并提交给用户审查和批准。分析报告的具体要求见 9.3.2~9.3.6。

9.3.1.2 报告应包括足够的信息,描述结构数学模型和开展的分析,以证明所产生结果的验证和确认。支撑性分析也应记录,并可追溯到设计图样、材料数据及载荷等。

9.3.2 应力分析报告

9.3.2.1 应力分析报告应包括以下内容。

- a) 分析的输入和假设,包括:
 - 1) 结构构型和几何尺寸;
 - 2) 结构材料及其属性;
 - 3) 考虑的每个载荷工况的使用载荷和温度;
 - 4) 考虑的每个载荷工况和结构构件的安全系数;
 - 5) 结构数学模型描述,包括假设及其支持理由、边界条件等。
- b) 结构数学模型检查及结果。
- c) 考虑的失效模式。
- d) 应用的失效准则。
- e) 所用方法、软件的描述和参考文献。
- f) 重要分析结果总结。
- g) 参考文件。

9.3.2.2 当基础数据变化时,应对分析进行更新,更新的结果也应归档。

9.3.3 疲劳或损伤容限寿命(安全寿命)分析报告

疲劳或损伤容限分析报告应包括以下内容:

- a) S-N 数据或断裂力学数据,包括 K_I 和疲劳裂纹扩展率(da/dN);
- b) 载荷谱和环境;
- c) NDE 方法以及相应的用于损伤容限分析的初始缺陷尺寸;
- d) 分析假设及其理由;
- e) 计算方法,包括所用软件的描述;
- f) 重要结果总结;
- g) 参考文件。

9.3.4 断裂和冲击损伤控制计划

9.3.4.1 产品研制方应提供断裂和冲击损伤控制计划。计划应为特定产品试验、检查、操作、运输和使用寿命等环节提供详细的断裂和冲击损伤控制方法和流程,并明确执行计划的单位及职责,包括设计与结构分析审查、状态控制、所需文件的编写等。

9.3.4.2 断裂和冲击损伤控制总结报告应证明断裂控制符合规范要求。

9.3.5 检测报告

检测报告是检测人员用于记录检测结果的表单汇总。检测报告应包括以下内容:

- a) 结构产品的名称和编号;
- b) 材料和状态;
- c) NDE 类型和敏感度;
- d) 显示检测区域和检查缺陷类型的产品示意图;

- e) 检测结果以及检测者的签名、日期和印章。

9.3.6 动力学分析报告

动力学分析报告应包括载荷分析方法、分析模型、激励函数、模态频率,以及分析/试验相关性结果。

10 数据交换要求

10.1 数据要求

10.1.1 所有图样、说明书和工程数据均应使用国际单位制或工程单位制。

10.1.2 交付的数据应采用各方协商确定的格式。

10.1.3 所有数据应随附包含数据详细说明书的文档,并包括以下内容:

- a) 原始数据格式和开放的中间数据格式(名称和版本);
- b) 产生数据的日期和时间;
- c) 数据状态;
- d) 提供数据的责任单位及人员信息;
- e) 生成数据的软件或设备名称及版本;
- f) 多媒体格式(例如磁带、备份和操作系统)。

注:项目研制过程中,安全快速地交换数据是非常重要的。包括设计、分析、制造和试验过程所有专业间的数据交换,以及分散在不同地域的团队和不同分系统之间的数据交换。

10.2 系统配置数据

系统配置数据宜通过开放的标准接口或与用户达成协议的直接接口。

10.3 结构设计与分析之间的数据交换

CAD 和 CAE 软件间几何数据、结构设计与分析用的其他数据(例如材料定义及其特性)均宜通过开放的标准接口或与用户达成协议的直接接口进行交换。

10.4 结构与制造之间的数据交换

结构设计和制造的数据宜通过开放的标准接口或与用户达成协议的直接接口,以计算机可识别的格式进行交换。

10.5 与其他分系统的数据交换

结构和其他分系统(例如热控和光学系统)之间的数据传输和接口软件可通过标准的或直接的电子接口、或适用的文件来实现。

注:与其他分系统的数据交换可能意味着不同模型之间输入或结果的映射和外推方法的使用。

10.6 试验与结构分析数据

试验和结构分析数据的交换应基于标准的电子接口格式,或表格、文件格式。

10.7 结构数学模型

10.7.1 物理模型(例如有限元模型和有限差分模型)的交换要求如下:

- a) 采用各方认可的软件或中间格式;

b) 对于不同代码之间的模型转换,需考虑翻译问题和不同软件的功能差异;

c) 随附文件应准确描述模型、软件、版本、使用的参数以及模型检查结果。

10.7.2 质量矩阵和刚度矩阵的交换需缩减模型规模。

10.7.3 部件模态数据的交换需根据使用的方法(例如固支或自由)定义。

10.7.4 详细的节点和单元编号和建模要求应在有限元模型要求文件中指定。

10.7.5 对于运载火箭和有效载荷之间的 LCDA 模型,应按要求详细规定静态和动态分析数学模型交换方式和内容。

附录 A

(资料性)

推荐的结构设计最佳实践

A.1 结构设计

结构设计是个迭代过程。这个过程从可能满足总体性能和主要任务条件(例如质量、接口、维护和成本)的可选方案设计开始。然后根据一系列优选准则对各种方案进行评估,选择可进一步开展详细设计的方案。评估的主要目的是确认主要任务需求,并确定所选的方案是否满足条件。所选的方案将根据一系列从主要任务和功能需求,向下展开到综合机械需求和接口约束,进行更详细的发展和评估。

注:结构工程能通过简单的载荷路径、最大限度地采用常规材料、简化接口和提供简单的完整性来更容易地满足设计条件。

A.2 任务需求

A.2.1 寿命

寿命条件宜考虑以下内容。

- a) 定义结构产品的使用寿命时,宜考虑所有阶段,至少包括以下阶段:
 - 1) 运输、操作、测试和贮存;
 - 2) 发射前、发射、运行和返回的所有阶段。
- b) 阶段、合适的载荷和持续时间基于以下条件来确定:
 - 1) 使用寿命要求(即单次任务、一次性使用、可重复使用或长期部署);
 - 2) 地面、太空环境以及所有预期载荷状态下,降解对结构材料的影响;
 - 3) 以往类似结构产品的研制经验(例如鉴定和应用中发现的问题)。
- c) 进行使用寿命评估以确定以下需求:
 - 1) 检查和维护需求;
 - 2) 产品更换时间(预防性维护);
 - 3) 检查和修复程序及间隔时间(纠正性维护)。
- d) 当寿命分析方法与疲劳和损伤容限分析或试验相关联时,使用寿命应为包络寿命,由结构在其规定的使用寿命期间可能承受事件(例如加载周期、热循环)的最不利序列组成。使用寿命一般如下确定:
 - 1) 包括制造阶段(作为验证试验);
 - 2) 考虑所有真实阶段和持续时间的包络,如果有多种状态,一般保留最严酷的状态;
 - 3) 考虑每个阶段的最大循环数;
 - 4) 考虑每个阶段的最大载荷。
- e) 使用寿命与 3.15 定义的寿命系数相关。

A.2.2 质量和惯性特性

宜考虑结构质量和惯性特性在使用寿命内的变化。

A.2.3 载荷

A.2.3.1 通则

使用结构产品整个使用寿命期间的预期载荷来定义设计、分析和试验时的载荷谱,并对设计谱的更新进行评估。

A.2.3.2 载荷工况

宜考虑发射前、发射和上升段相关的典型载荷条件,并考虑整个使用寿命期间所有相关的结构和热载荷工况,根据载荷的性质(即静态或动态)、大小、发生时刻和持续时间来定义载荷。至少包括以下载荷工况:

- a) 地面和试验载荷,包括:操作、运输和贮存载荷,装配和集成载荷,地面试验载荷和地面环境(风、地震、摩擦等);
- b) 发射方明确的发射载荷,包括:发射准备、操作压力、发动机点火、推力建立、中止发射、起飞、推力(恒定或缓慢变化)、气动载荷、发动机和气动热流、阵风、结构与推进系统之间的动态相互作用、推力下降、噪声、机动、火工作动、分离(例如级间、整流罩和星箭分离)、泄压;
- c) 在轨载荷,包括:运行压力、推进器引起的静态和动态载荷、火工品工作和附件展开而引起的冲击载荷、温度变化引起的热弹性载荷、水分含量变化引起的吸湿诱导载荷、运动机械组件(例如动量轮)和推进器引起的微振动、微流星体和碎片、对接、停泊、宇航员操作引起的载荷(例如在把手、扶手上的操作和移动)、羽流撞击、动量陀螺或控制动量陀螺的姿态调整、太阳能翻板指向机构引起的载荷;
- d) 再入、下降和着陆载荷,包括:气动载荷和热流、降落伞的弹射和展开冲击、操作压力、着陆载荷、冲击载荷。

A.2.3.3 地面操作、运输和着陆后的载荷

地面操作和运输过程中,视情况对结构产品进行仪表化监测处理,以确保不超过临界设计载荷、温度和湿度水平。结构设计时,制定并考虑所有物流、地面操作和着陆后操作的装载条件。

A.2.3.4 飞行和在轨载荷

飞行和在轨载荷宜考虑以下内容。

- a) 结构设计载荷主要来源于发射、飞行和在轨各个操作阶段发生的准静态载荷和瞬态载荷(例如与对接和舱外活动相关的载荷)。在产生规定统计基准的组合内考虑所有载荷。
- b) 低频状态下的载荷应根据实际工况和应用外部环境特性,通过仿真和耦合系统柔性体结构动态模型分析确定。由于在轨运行移动机械组件,例如附属件展开、航天器回转,可能会产生其他重要的低频载荷。
- c) 载荷分析的频率范围由运载火箭方提供,达到的最高频率取决于运载火箭和卫星模型的分辨率和保真度以及外激励函数。有效载荷动态模型具有足够的保真度,以捕获该频率范围内有效载荷的动态行为。
- d) 确认与运载火箭或航天器结构解耦所需的典型高频,航天器结构最高为 70 Hz,设备结构最高 100 Hz。

A.2.3.5 压力

压力载荷宜考虑以下内容。

- a) 所有压力容器、承压结构和其他承压部件在某一载荷工况,能承受与其他使用载荷同时施加的使用压力而不发生有害变形;在临界条件下,能承受与相关设计载荷同时施加的设计压力而不发生故障。
- b) 压力容器和承压结构在内部充压至最小预期工作压力时,能够承受设计外部压力和其他载荷而不会塌陷或断裂。
- c) 根据需要制定排气规定,避免使用寿命期间运载火箭和航天器由于过压而造成损坏。

A.2.3.6 压差

对强度可能受飞行上升或下降过程中压差(内部和外部)影响的结构部件,根据故障模式来考虑压差(用于消除压差的最小压差)。

A.2.3.7 组合载荷

组合载荷宜考虑以下内容。

- a) 载荷组合规则根据具体载荷工况,通过确定要组合的载荷、载荷大小和数学组合方式(例如线性叠加或平方和的平方根)来定义。
- b) 定义载荷施加顺序,以考虑任何载荷相互作用效应。
- c) 在屈服和极限水平确定组合载荷的安全系数,并用于试验。
- d) 定义用于降载(降低结构应力)载荷的规则。通常,如果设计安全系数在统计学上独立于其他载荷,降载载荷不宜考虑设计安全系数,否则使用相同的安全系数。附件 E 给出了降载载荷不考虑安全系数示例。

A.2.3.8 使用载荷

使用载荷的推导如下:

- a) 载荷典型统计分布已知时,使用载荷定义为不超出使用寿命期间 90% 置信水平、99% 概率的载荷水平;
- b) 载荷统计分布未知时,使用载荷基于保守假设;
- c) 对承压系统,MEOP 是使用载荷的一部分;
- d) 对具有零平均值的高斯分布随机载荷进行验证时,使用载荷为标准偏差乘以 3,即 3 倍的均方根。

注:对长期使用状态,相关系数可能大于 3。

A.2.3.9 设计载荷

屈服设计载荷、极限设计载荷分别为使用载荷乘以屈服设计安全系数、极限设计安全系数,宜考虑:

- a) 某些项目仅定义了使用载荷,(设计)屈服载荷和(设计)极限载荷需分别考虑(设计)屈服安全系数和(设计)极限安全系数;
- b) “设计”一词与使用设计安全系数(在缩略语中也称为“安全系数”)相关联。

A.2.4 环境

A.2.4.1 自然环境和诱导环境

针对自然环境和诱导环境宜考虑:

- a) 所有结构组件和部件能承受其在制造过程中及整个使用寿命期间的环境载荷和条件;

- b) 空间应用的部件和组件与工作环境条件以及制造和试验所在的地球大气条件兼容；
- c) 宜考虑重力的影响以及敏感材料在制造和大气环境中的暴露；必要时，采取适当的措施（例如重力补偿和吹除）保护敏感设备或组件；
- d) 材料对地球环境的敏感性可明确作为质量控制程序要求。

注1：自然环境通常包括气候、热、化学和真空条件、清洁度、辐射水平、流星体和空间碎片环境。

注2：诱导环境包括地面操作和发射前的操作、发射、机动和干扰，再入、下降和着陆所引起的机械载荷。其他诱导环境包括有效载荷内的静压力、温度和热流变化、电磁和湿度环境。

A.2.4.2 力学环境

针对力学环境宜考虑以下内容。

- a) 力学环境以静载荷、热和动载荷定义。静载荷和动载荷以恒定加速度、瞬态、正弦和随机振动、噪声和冲击载荷定义。
- b) 宜考虑所有载荷可能发生的最坏组合。

注：发射、上升、分离、再入、下降和着陆期间承受的载荷最恶劣。

- c) 定义力学环境时，可能影响工作模式性能的所有载荷。

A.2.4.3 热环境

结构设计宜考虑稳态和真实地极端瞬态热条件的影响。结构件的热效应，包括热传导速率、温度水平和循环次数、热应力和变形、机械和物理性质的变化，基于关键设计和试验热环境。并宜考虑应急操作产生的热效应。

A.2.4.4 声振环境

通过对环境的动力学响应分析，考虑机械诱导的瞬态振动环境、随机振动环境和声环境的综合影响。

A.2.4.5 火工冲击环境

视情况，宜考虑火工冲击工况引起的冲击载荷。

A.2.4.6 太空飞行环境

需要时，结构设计宜考虑原子氧、电离辐射、太阳紫外线、等离子体或航天器充电效应的材料降解影响。

A.2.4.7 微流星和轨道碎片环境

需要时，设计结构、包括防护罩时，宜考虑微流星体和轨道碎片环境的影响，包括以下内容：

- a) 保护承压结构、贮箱、电池、管路、电子箱和其他指定设备免受微流星体和轨道碎片的撞击，以防止灾难性故障风险；
- b) 材料和碎片防护系统的选择和设计基于特定的生存概率。

注：生存概率受撞击概率、临界碎片尺寸、对超高速撞击的材料响应、撞击面、背面（散落）、任务持续时间、航天器定向和多重撞击的影响。

A.2.4.8 微重力、可听噪声和人体振动

结构设计宜考虑满足微重力、可听噪声和人体振动系统等级条件。

A.2.4.9 腐蚀效应

腐蚀可视为由环境导致的材料物理和化学性能的任何退化,宜考虑以下内容。

- a) 耐腐蚀材料的选择宜考虑具体的环境、设计、制造和单个或装配部件的贮存,不同材料的相容性以及微动和裂纹萌生的敏感性。
- b) 材料在特定环境中的行为未知时,在使用条件或更苛刻的条件(加速试验)下开展代表性材料(成分和工艺条件)的腐蚀试验。
- c) 结构中应用的金属及其合金、焊接接头应从已知具有高抗应力腐蚀开裂性能的材料中选择,具体为:
 - 1) 已经进行试验并证明具有高抗应力腐蚀开裂的材料;
 - 2) 通过应力腐蚀评估可批准用于结构的金属、合金和焊接接头;
 - 3) 已通过试验证明新合金及其焊接接头的特性和应力腐蚀开裂敏感性。

A.2.4.10 烧蚀和热解

结构设计宜考虑由于烧蚀和热解引起的材料变化。材料在特定环境中的行为未知时,宜在使用条件或更苛刻的条件(加速试验)下开展代表性材料(成分和工艺条件)的烧蚀和热解试验。

A.2.4.11 排气和净化

针对排气和净化要求:

- a) 宜设计排气孔,防止积累过大压力并缩短排出时间;
- b) 如果不满足 a) 的配置,结构宜考虑能承受积累的压力;
- c) 排气口(如防止污染或爆炸风险)与净化系统的供气压力和流量相匹配。

A.3 其他推荐的最佳实践

A.3.1 可检测性

可检测性宜考虑:

- a) 为确保结构的完整性,部件、组件或结构的检测要求宜考虑整个制造和装配过程、试验后和使用过程;
- b) 考虑到零件的可检查性以及检查设备和人员的可达性,制定 NDI 规则并将其纳入设计过程;
- c) 对于断裂控制的结构,NDI 与 GB/T 32303 规定的断裂控制验证试验的假设一致;
- d) 根据检查各种结构产品的路径需要,在结构设计及布局的初期阶段制定设计准则。

A.3.2 互换性

所有相同图号的零件和组件应在功能和尺寸上具有互换性。

A.3.3 可维修性

可维修性宜考虑以下内容。

- a) 结构设计的执行方式,确保可以用至少的专用工具和测试设备进行装配、集成、维修和维护工作。
- b) 设计宜减少贮存和地面使用寿命期间的维修工作。
- c) 维修程序宜包括如下内容:
 - 1) 制定维护协议;

- 2) 为项目所有阶段、所有工作定义可测量参数,至少包括:平均修复时间、使用年限、故障检测与识别能力、备件需求、地面贮存要求。
- d) 维护计划评估结果包括对设计的影响,避免昂贵、延迟更改或更换零件,并形成评估各种方案设计的准则。
- e) 不可达的结构在使用寿命期间是免维修特的。

A.3.4 可拆性

结构设计能拆除和更换次级结构、设备和有效载荷。

A.3.5 接口

接口宜考虑以下内容。

- a) 结构组件的设计与受其影响的所有内部和外部接口,或可能影响其的所有相邻系统、分系统、其他组件兼容。宜考虑以下因素:
 - 1) 航天器-发射器接口;
 - 2) 人的因素和人体工程学;
 - 3) 与光学和电子设备的接口;
 - 4) 交会对接和类机器人设备;
 - 5) 飞行前、后操作的地面设备;
 - 6) 在轨操作的支持设备。
- b) 接口根据以下内容明确定义。
 - 1) 设计要求,即面积、体积、对准、表面处理 and 特性、公差、几何形状、平面度、固定方式、导电性、运载火箭(例如几何、静态和动态包络)和设计方案(例如热和光学设计)施加的约束、质量和惯性特性等。

注:碳纤维增强塑料(CFRP)的切割边缘含有未防护的碳,这可能是金属表面涂层的腐蚀因素。建议保护切割后的CFRP边缘(如用树脂)。

- 2) 施加在接口上的外部载荷,包括温度影响。
- 3) 整体和局部刚度。
- 4) 需要时,还宜考虑电、磁和射频要求。

A.3.6 材料设计许用值

材料设计许用值宜考虑以下内容。

- a) 对所有结构材料,裕度计算使用的设计许用值宜考虑所有工作环境,试验统计获得。
- b) 导出数据的分散区间,并根据其统计分布的分位数和规定的可靠度和置信度定义设计许用值。
- c) 对每种类型的试验,建立 A-基准值的试验子样个数一般不少于 10 个,建立 B-基准值一般不少于 5 个。
- d) 材料分批交付时,设计许用值试验方案宜考虑批次间的差异。这种情况下,初步设计许用值可基于最初的小样本量,后续随着批次试验样本量的增加而升级。
- e) 材料强度分布概率描述通常基于正态分布、对数正态分布或威布尔分布。由于数据的分散性,无论哪种分布类型都无法唯一识别分布曲线和分形;假设该值位于具有一定置信度的上、下区间内。当基于少量试验子样的回归线推导出设计许用值时,其置信度很低;大数量的试验样本不会改变回归曲线的形状,但统计评价的置信度增加。

附录 B
(资料性)
组合载荷的安全裕度

B.1 组合载荷的安全裕度计算方法一

发生在同一时刻的热、机械载荷的最恶劣组合,使用公式(B.1)、公式(B.2)进行计算:

$$K_1 L_{\text{机械}} + K_2 L_{\text{热}} + K_3 L_{\text{压力}} = \text{总(屈服或极限)载荷} \quad \text{.....(B.1)}$$
$$\text{MS} = [\text{许用(屈服或极限)载荷}] / \text{总(屈服或极限)载荷} - 1 \quad \text{.....(B.2)}$$

式中:
 $K_1、K_2、K_3$ ——系数。为代数和相加项时,取附录 C 中的屈服或极限设计安全系数;为代数和相减项时,取 1.0。
 $L_{\text{机械}}$ ——外部作用的机械使用载荷(如惯性力、发动机推力)产生的内力或应力/应变。
 $L_{\text{热}}$ ——预期最高和最低温度下(包括建模不确定性裕度)热载荷引起的内力或应力/应变。
 $L_{\text{压力}}$ ——使用压力引起的内力或应力/应变。

B.2 组合载荷的安全裕度计算方法二

“相关方程”或“载荷比”方法可用于计算组合载荷系数 λ , 过程如下。

- a) 根据组合载荷指定的 FOS, 确定某个设计级别(使用、屈服或极限设计)施加的载荷组合。
- b) 参考可能的失效模式, 对组合中每种可能导致失效的第 i 个载荷, 计算其单独作用失效施加的载荷与许用载荷的比值 R_i 。
- c) 按公式(B.3)求解, 获得失效时载荷系数 λ 的最小有效值:

$$\lambda^\alpha R_1^\alpha + \lambda^\beta R_2^\beta + \lambda^\gamma R_3^\gamma + \lambda^\delta R_4^\delta + \dots = 1 \quad \text{.....(B.3)}$$

- 式中:
- $\alpha、\beta、\gamma$ 和 δ ——实数, 可通过试验或理论获得。
 - d) 安全裕度为 $\text{MS} = \lambda^{-1}$ 。

附录 C
(资料性)
结构安全系数

C.1 一般要求

C.1.1 下面的表格列出了不同国家或地区文件中结构安全裕度计算采用的最小设计安全系数,仅供参考。每个程序应选择适合具体应用的适当值。

C.1.2 表 C.1 为美国航空航天学会(AIAA)发布的结构标准 AIAA S-110 要求的设计安全系数。

C.1.3 表 C.2、表 C.3 和表 C.4 为欧洲空间标准化合作组织(ECSS)编制的结构标准 ECSS-E-ST-32C 要求的设计安全系数。除安全系数外,表 C.2、表 C.3 还规定了特殊系数,又叫附加系数(如用于接头和镶嵌件)。

C.1.4 表 C.5 为我国一次性运载火箭结构推荐的的最小设计安全系数。

注 1: 与用于确定性安全性系数的经验方法不同,某些航天项目中允许采用概率方法。根据载荷、材料和几何的统计描述,结合失效概率要求,计算安全系数。

注 2: 表 C.1 不适用于承压结构。

注 3: 表 C.1 的系数用于设计过程,鉴定试验可采用不同的系数。

表 C.1 最小设计安全系数(AIAA S-110)

设计和试验策略	使用载荷的设计安全系数			典型应用
	FOSY ^a	FOSU		
		无人	载人	
至极限的 鉴定试验件	1.10	1.25	1.40	批量
单个飞行组件的 准鉴定试验件	1.25	1.40	1.40	小批量
所有飞行组件 验证试验件	1.10	1.25 ^a /1.40 ^b	1.40	很少
无鉴定或准鉴定试验 ^c	1.60	2.00	2.25	已有结构或改进 已有的结构
^a 仅适用于金属结构件； ^b 仅适用于非金属结构件； ^c 适用于金属和次级非金属结构件。				

表 C.2 无人航天器的最小设计安全系数(ECSS-E-ST-32C)

结构类型	FOSY	FOSU	仅分析验证 FOSY	仅分析验证 FOSU	附加系数
金属结构	1.10	1.25	1.25	2.0	

表 C.2 无人航天器的最小设计安全系数(ECSS-E-ST-32C) (续)

结构类型	FOSY	FOSU	仅分析验证 FOSY	仅分析验证 FOSU	附加系数
复合材料结构,均匀材料部位	—	1.25	—	2.0	—
复合材料结构,不连续部位	—	1.25	—	2.0	1.2
夹层结构: ——面板皱褶; ——胞内屈曲; ——蜂窝剪切	—	1.25	—	2.0	1.2
接头与镶嵌件	—	1.25	—	2.0	1.2
玻璃结构	—	2.5	—	5.0	—

表 C.3 承压载人模块的最小设计安全系数(ECSS-E-ST-32C)

结构类型	FOSY	FOSU	仅分析验证 FOSY	仅分析验证 FOSU	附加系数
金属结构: ——发射和着陆; ——在轨载荷	1.25 1.1	1.4 1.5	—	—	—
复合材料结构,均质材料部分: ——发射和着陆; ——在轨载荷	—	1.5 2.0	—	—	—
复合材料结构,不连续部分:	—	2.0	—	—	1.2
夹层结构: ——面板皱褶; ——胞内屈曲; ——蜂窝剪切	—	1.4	—	—	1.2
接头和镶嵌件	—	1.4	—	—	1.2
载人充压舱: ——仅压力; ——压力和惯性	1.65 1.1	2.0 1.5	—	—	—

表 C.4 一次性运载火箭的最小设计安全系数(ECSS-E-ST-32C)

结构类型	FOSY	FOSU
液体推进剂承压贮箱和固体推进剂助推器壳体	1.1	1.25

表 C.4 一次性运载火箭的最小设计安全系数(ECSS-E-ST-32C) (续)

结构类型	FOSY	FOSU
压力容器和小型固体推进剂助推器：		
——压力；	1.5	2.00
——其他载荷	1.1	1.25
推进剂输送管和贮箱增压管	1.1	1.25
其他管路：		
——压力；	1.5	2.5
——其他载荷	1.1	1.25
弹性体和弹性体/结构接口	—	2.00
其他结构	1.10	1.25

表 C.5 我国一次性运载火箭的最小设计安全系数

结构类型	FOSY	FOSU
液体推进剂贮箱：		
——内压；	1.0	1.25
——其他载荷	1.0	1.4
金属舱段结构(化铣、机械铣结构或半硬壳结构)	1.0	1.4
复合材料结构	—	1.5
承受外压的结构	1.0	1.5
接头	1.0	1.5

C.2 FOS

FOS 的选择与经验密切相关。具体结构安全系数的选择与载荷、设计、结构验证方法、模型原理和制造方面等参数相关,包括以下方面:

- a) 承压结构;
- b) 人类存在;
- c) 飞行产品或地面支持设备;
- d) 材料类型;
- e) 接头、轴承、焊缝;
- f) 试验验证;
- g) 仅通过分析验证;
- h) 热载荷;
- i) 老化效应;
- j) 突发载荷;
- k) 失效安全结构验证;
- l) 尺寸稳定性。

附录 D
(资料性)
设计要求验证方法

D.1 分析验证**D.1.1 通则**

D.1.1.1 分析宜基于验证有效的方法和来源于试验的输入数据。可采用不同的分析方法,如手册计算、理论解析解或数值解。

D.1.1.2 宜建立主结构和次级结构数学模型(如有限元模型)。

D.1.1.3 宜建立用于 LCDA 的模型。

D.1.1.4 宜证明采用分析工具的适用性,并提供研制工具、方法和模型所做假设的依据。

D.1.1.5 采用设计图样规定的名义结构尺寸进行分析(有些项目可能采用最小结构尺寸或中间值)。

D.1.1.6 存在潜在危险时,应评估公差(包括整体尺寸和厚度)的影响。

D.1.1.7 数学模型应根据相关试验(地面或飞行试验)数据进行修正。

D.1.2 建模

D.1.2.1 所有的数学模型宜根据以下方面的模型要求、模型说明与交付进行检查:

- a) 结构数学模型的正确性;
- b) 在预期应用范围内的有效性;
- c) 假设和边界条件相对于建模实际物理行为的适用性。

D.1.2.2 数学模型可用于以下方面:

- a) 帮助设计人员评估设计是否符合结构要求、并给出改进设计方案;
- b) 能够为实验测试做准备,并验证无法通过试验验证的要求(如通过耦合分析);
- c) 确定载荷工况或载荷组合工况;
- d) 帮助设计人员分析设计对不确定性的敏感性。

D.2 试验验证**D.2.1 一般要求**

D.2.1.1 明确试验目的和试验成功判据。试验前,应确认试验方案的充分性、有效性。

D.2.1.2 试验后应检查试验与试验程序的一致性;应评估偏差对试验目标的试验充分性影响。

D.2.1.3 确定试验条件与预期工作条件之间的差异(例如边界条件、重力和大气),并应评估其对工作条件的影响。

D.2.1.4 进行试验-分析的相关性分析,以验证数学模型。

D.2.1.5 采用验证过的数学模型检查试验的充分性。

D.2.1.6 根据试验要求评估试验结果。

D.2.2 试验方法

应使用原型试验、原型飞行试验或两种试验组合方法,所选用的方法应得到用户的认可。

D.2.3 研制试验

D.2.3.1 对于非常规材料、新设计方案或预期的关键零件,应进行研制试验,以评估设计方案、支撑和检查分析方法、确定故障模式、支撑鉴定和验收试验的定义。

D.2.3.2 研制试验可采用试样(例如材料性能试验)、结构零件、部件和整个结构。

D.2.3.3 研制试验包括静态试验和其他试验(例如断裂力学试验、热变形试验)。

D.3 相似性验证

D.3.1 相似性验证是继承性结构设计可选的一种试验方法。如果实物验证的试验条件经批准的分析证明适用并包含新的使用条件,则可根据具体情况应用此选项;这是一种特殊情况,表 1 未列出。

D.3.2 如果部件“A”通过与已经鉴定的部件“B”相似,而判定合格,则必须满足以下条件:

- a) 部件“B”不是通过相似性或分析验证;
 - b) 部件“B”是典型的飞行产品;
 - c) 部件“B”的鉴定条件幅度和持续时间和部件“A”的鉴定条件相同,或比“A”更严酷;
 - d) 部件“A”和“B”是由同一制造商使用相同工具、制造工艺和质量控制方法生产的;
 - e) 部件“B”的支撑文档可用,包括规范、图样、鉴定试验程序、鉴定和验收报告、故障问题报告(如果有)、历史记录、测试豁免和飞行记录总结。
-