

# 中国下一代运载火箭结构技术发展 方向与关键技术分析

王国辉<sup>1</sup>, 曾杜娟<sup>2</sup>, 刘观日<sup>2</sup>, 吴会强<sup>2</sup>

(1. 中国运载火箭技术研究院, 北京 100076;  
2. 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

**摘要:** 结构是运载火箭的“脊梁”, 主要承担火箭发动机推力传递、燃料贮存等功能, 并为有效载荷、控制、测量等系统及单机设备提供安装和保护。对国外运载火箭结构技术发展现状进行分析, 结合未来我国运载火箭的研制发展需求, 展望我国下一代运载火箭结构技术发展方向, 提出支撑我国下一代运载火箭结构的关键技术, 为我国运载火箭结构技术的发展路线探索和战略规划提供参考。

**关键词:** 运载火箭; 结构技术; 发展方向; 关键技术

**中图分类号:** V421.1      **文献标识码:** A      **文章编号:** 2096-4080 (2021) 05-0001-11

## Development Direction and Key Technology Analysis for China's Next Generation Launch Vehicles Structure

WANG Guohui<sup>1</sup>, ZENG Dujuan<sup>2</sup>, LIU Guanri<sup>2</sup>, WU Huiqiang<sup>2</sup>

(1. China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China;  
2. Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China)

**Abstract:** Structure serves as the backbone of launch vehicles, which provides fuel storage and thrust transmission for the rocket engine, weight supporting for the whole rocket, installation and protection for the payload and equipments. This paper analyzes the present situation of the launch vehicle structure. Combining with the requirement of China's future launch vehicle, development direction and the supporting key technologies of China's next generation launch vehicle structure are proposed.

**Key words:** Launch vehicle; Structure technology; Development direction; Key technologies

### 0 引言

结构为运载火箭发动机提供燃料贮存与推力传递功能, 支撑全箭质量, 并为有效载荷、控制、遥测等系统及单机设备提供安装和保护。典型的运载火箭箭体结构包含燃烧剂贮箱、氧化剂贮箱、有效载荷整流罩、仪器舱、级间段、箱间段、尾

段等部段。从我国现役运载火箭的干重分解来看, 箭体结构在全箭干重中所占的比例达到 50% 或更高。从运载火箭主要功能实现、质量占比、研制经费与成本占比、研制周期等方面, 结构都是运载火箭的主要和关键系统之一。

我国运载火箭结构技术经过 60 余年的发展, 建立了独立自主的结构研制体系与研制能力, 形

收稿日期: 2021-03-18; 修订日期: 2021-04-22

基金项目: 航天科技联合基金 (U1837204)

作者简介: 王国辉 (1973-), 男, 博士, 研究员, 主要研究方向为运载火箭总体设计。

成了成熟的结构设计、制造及验证技术体系。但近年来,随着运载火箭的繁荣与多样化发展,国内外箭体结构技术的发展也呈现出快速发展、多样化发展的状态,在结构形式选择、材料与工艺选用等方面都基于各型火箭的自身定位呈现出多样化的发展方向。迫切需要对近年来国内外运载火箭结构技术的发展趋势进行分析,对我国箭体结构技术的现状进行定位,并针对未来运载火箭型号研制的需要,提出我国下一代运载火箭结构的技术特征、发展方向及相应的关键技术,为我国运载火箭结构及相关技术的发展路线探索提供参考。

## 1 运载火箭结构技术发展历程与技术现状

### 1.1 中国运载火箭结构技术发展历程

我国运载火箭结构技术早期以液体导弹结构技术为基础,伴随着我国运载火箭型号研制而逐步发展<sup>[1]</sup>:箭体结构直径从 CZ-1 火箭 2.25 m 直径发展到 CZ-2C 火箭 3.35 m 直径至 CZ-5 火箭 5 m 直径。结构形式不断丰富,从早期较单一的蒙皮桁条结构、化铣网格加筋结构形式发展至目前蒙皮桁条、夹层结构、机械铣网格加筋结构、碳纤维复合材料结构多种形式并举,结构设计可以根据设计需求综合考虑选择不同的结构形式。贮箱主结构材料体系经历了 5A06 铝合金、2A14 铝合金、2219 铝合金的发展,材料性能不断提升。结构设计手段与方法不断精细化和自动化,从早期的工程算法和纸质图纸下厂发展至目前可以通过量化的结构优化方法进行方案优化,结合精细有限元方法与三维数字化设计方法可以对结构从整体到局部的性能进行量化掌控和设计,设计方法的精细化程度不断提升。制造技术方面,自动铆接、焊接等自动化工艺逐步替代早期手工工艺,制造效率不断提升,制造目标总从早期主要追求结构成型发展至目前对结构形性协同的考虑和追求越来越高,工艺的环保性成为重要的考虑因素。设计验证方面越来越能够模拟真实环境,从早期的单段结构静力试验方法为主,发展出传力更真实的联合静力试验方法等,效率更高、覆盖面更广的数字强度试验方法在新研制的火箭中广泛应用。

1) 我国第一型运载火箭 CZ-1 以第二代液体导弹为基础,一、二级箭体结构在其基础上改进,箭体结构直径为 2.25 m。贮箱主要采用 5A06 铝

合金,壳段主结构采用 2A12 铝合金。一子级贮箱采用了化铣网格加筋壁板焊接结构,二子级贮箱为常温共底形式,贮箱后底采用了传递发动机推力的锥形后底;壳段结构基本为半硬壳结构,整流罩采用了玻璃钢锥壳与 2A12 半硬壳组合的结构形式。

2) 从第三代液体导弹开始,突破了 3.35 m 直径结构设计、制造与验证技术,贮箱开始应用 2A14 材料,材料性能大幅提升。CZ-2C 火箭在第三代液体导弹基础上研制,箭体结构直径为 3.35 m,贮箱采用 2A14 铝合金,壳段主结构采用 2A12、7A09 铝合金。一子级贮箱筒段采用化铣斜置正交网格壁板拼焊结构,后箱后短壳采用了扩散集中力的放射筋结构。壳段为 2A12 半硬壳结构。整流罩采用了玻璃钢蒙皮与铝合金桁条、隔框组合的半硬壳结构。

3) CZ-3 火箭一级、二级箭体直径为 3.35 m,结构由上海航天技术研究院负责研制;三级箭体直径为 2.25 m,结构由中国运载火箭技术研究院负责研制。CZ-3 首次研制了 2.25 m 直径蜂窝夹层的氢氧共底贮箱,首次在上面级采用了蜂窝夹层结构,包括仪器舱、有效载荷支架等。在 CZ-3 基础上,研制了 CZ-3A 系列运载火箭<sup>[2]</sup>,研制了 3 m 直径蜂窝夹层共底氢氧共底贮箱,研制了 937B、1194、1666 等国际标准星箭接口包带,有效载荷支架、仪器舱、整流罩均采用了蜂窝夹层结构。材料体系方面,贮箱仍选用 2A14 铝合金,壳段材料主要选用了 2A12、7A04、7A09 铝合金等。CZ-4A 系列火箭研制了 2.9 m 直径常温共底贮箱。

4) CZ-2E<sup>[3]</sup>火箭在 CZ-2C 基础上突破了捆绑火箭结构技术,首次研制了 4.2 m 直径大整流罩结构,整流罩分离采用了气囊式纵向分离装置,首次研制了碳纤维复合材料过渡支架结构,Φ1868、Φ2042 大直径接口包带。CZ-2F<sup>[4]</sup>火箭在 CZ-2E 基础上,首次研制了载人火箭逃逸系统及相关结构,对全箭结构部段开展了破坏试验,获得了结构性能数据;仪器舱、飞船支架等上面级结构应用了 1420 铝锂合金并对贮箱网格进行了参数优化;研制了 Φ2800 直径接口包带。

5) 2006 年以来,随着我国新一代运载火箭 CZ-5、CZ-6、CZ-7、CZ-11 的研制,运载火箭结构相关技术进入了新的阶段。突破了 5 m 直径舱段、液氢液氧贮箱、整流罩结构技术<sup>[5-6]</sup>;首次实

现了前捆绑点传力式捆绑结构研制；首次研制了 2.25 m 直径的 PMI 夹层液氧煤油共底贮箱结构<sup>[7]</sup>。在结构设计技术方面，三维数字化设计与有限元计算工具全面应用于运载火箭结构设计，运载火箭结构强度分析的精准程度大幅提升，具备了复杂载荷下复杂结构力学响应过程及承载性能预报能力<sup>[8]</sup>；结构优化技术引入运载火箭结构设计过程，提升了结构轻量化水平<sup>[9]</sup>；部分贮箱加筋壁板采用了三角形网格加筋形式；为了适应海南发射场的发射环境，系统地实现了火箭结构的防雨防水设计。在材料体系方面，贮箱结构材料全面应用了焊接性更好的 2219 铝合金，惯组支架等结构应用了比刚度更高的镁合金。在制造工艺方面，搅拌摩擦焊技术应用于贮箱纵缝焊接<sup>[10]</sup>；高性能整体锻环技术取得突破并应用于贮箱过渡段环；自动铆技术大量应用于壳段结构装配，金属增材制造技术开始应用于捆绑接头等不易加工结构、个性化定制结构<sup>[11]</sup>，机械铣工艺替代化铣工艺用于加筋壁板及异形结构的制造，制造精度、一致性及环保性都大幅提升。

## 1.2 国外运载火箭结构技术发展现状

### 1.2.1 美国

#### (1) 土星 V 号

土星 V 号是美国国家航空航天局 (NASA) 为阿波罗计划和天空实验室计划研制的三级重型运载火箭，于 1967 年首飞，1973 年退役，共发射了 13 次，其中一子级、二子级箭体直径 10.06 m，三子级直径 6.6 m。一子级箱体材料为 2219 铝合金，轴压筒段采用蒙皮-桁条-环框式结构，箱底为瓜瓣拼焊结构，分两层焊接，上下层各 8 块，前箱推进剂通过 5 个隧道管输送。二子级和三子级箱体材料均为 2014 铝合金，为液氢液氧共底贮箱，前箱为液氢箱，后箱为液氧箱，共底结构上凸，液氧箱筒段是机械铣网格结构，液氢箱为蒙皮-桁条-环框式结构。舱段结构基本采用了蒙皮桁条式半硬壳结构。在推力传递方面，一级采用“壳段+十字横梁”结构将 5 台 F-1 液氧煤油发动机总计约 34 000 kN 推力传递至箭体，二级采用“锥形壳段+十字横梁”结构将 5 台 J-2 液氢液氧发动机总计约 5 150 kN 推力传递至箭体，三级采用贮箱箱底直接传递 1 台 J-2 发动机约 900 kN 推力<sup>[12-13]</sup>。

#### (2) 航天飞机

航天飞机<sup>[14-15]</sup>由 NASA 在 1972 年提出，1981

年成功首飞，2011 年最终退役，共发射 135 次。航天飞机由轨道飞行器、两个固体助推器和外贮箱组成。其中外贮箱是最大的结构单元，也是唯一不可重复使用的结构，主要功能是为轨道飞行器的 3 个主发动机贮存和供给推进剂，同时在发射中作为结构骨架实现固体助推器的推力传递。外贮箱直径 8.4 m，由液氧箱、箱间段、液氢箱组成，如图 1 所示。两个固体助推器分别通过前后两个捆绑点捆绑在外贮箱上（单个助推器推力 12 899 kN），其中前捆绑点位于箱间段，为主传力点，后捆绑点位于液氢箱底部。

为了适应前捆绑点载荷，航天飞机外贮箱箱间段设计为金属半硬壳+横梁结构形式，长 6.58 m，质量 6 259 kg，除连接件和横梁插接结构为钢之外，其余结构均为铝合金。液氧箱长 16.7 m，质量 5 602 kg。前底为卵形，由 8 块化铣瓜瓣拼焊而成，后底由 12 块带加强筋的化铣瓜瓣与顶盖拼焊而成，其中顶盖直径 3.556 m。液氢箱长约 21 m，质量为 13 109 kg。液氢箱前、后底均为由 12 块化铣瓜瓣与 3.556 m 直径顶盖拼焊而成的椭球底。

为满足航天任务需求，航天飞机外贮箱经历了 3 次重大的轻量化提升<sup>[16]</sup>，其采取的措施包括贮箱选材由 2219 铝合金升级为 2195 铝合金、结构形式由环框结构向正置正交网格加筋结构优化等，同时开展了大量稳定性试验来积累数据摸索网格加筋结构的试验修正系数。

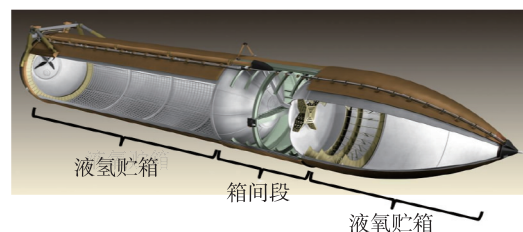


图 1 航天飞机外贮箱结构

Fig. 1 External tank of the space shuttle

#### (3) Space Launch System (SLS)

目前研制中的 SLS Block1 构型为一级半构型。其芯一级由美国波音公司负责研制，结构直径 8.4 m，总长 64.6 m，干重约 85 275 kg，材料选用 2219 铝合金。芯一级安装 4 台 RS-25 发动机（海平面总推力约 744 t），捆绑两个固体助推器（单个助推器推力约 1 600 t）。芯一级发动机推力传递至发动机舱，两个固体助推器推力通过前捆

绑点传递至芯一级箱间段。芯一级结构由 10 个不同长度的筒段、4 个箱底、7 个环组成前裙、箱间段、液氧箱、液氢箱、发动机舱共 5 个结构舱段，如图 2 所示<sup>[11]</sup>。每个筒段均由 8 块壁板纵向拼接而成。由于 NASA 主张最大限度利用航天飞机的硬件和基础设施来建造新的运载器，SLS 直径与航天飞机外挂贮箱一致，芯级结构基本继承了航天飞机的外挂贮箱结构，但舱段结构形式由蒙皮桁条结构改为整体性更强更高的整体壁板拼接结构。SLS 绝热结构由土星 V 和航天飞机外挂贮箱继承而来，主体采用喷涂环保聚氨酯泡沫。

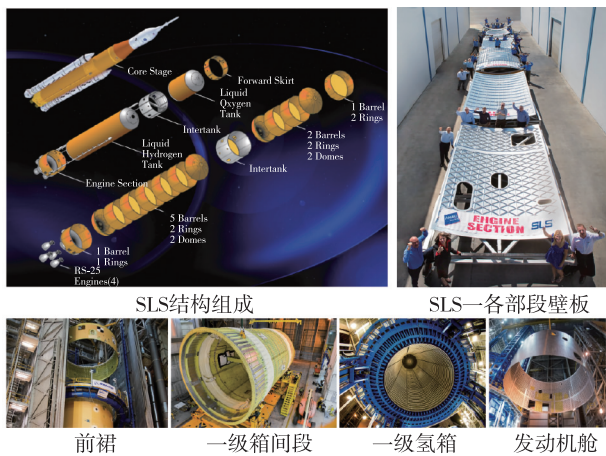


图 2 SLS Block1 芯级各阶段结构  
Fig. 2 SLS Block1 core stage structure

#### (4) 法尔肯 9 (Falcon 9)

Falcon 9 由 SpaceX 公司研制，结构直径为 3.66 m，一级安装 9 台 Merlin 1D 发动机（单台海平面推力约 84 t），二级安装一台 Merlin 真空发动机（真空推力约 98 t），一级结构可以重复使用。贮箱布局方面一子级、二子级采用相同结构形式的下凹式内输送液氧煤油共底贮箱，前箱为液氧箱，后箱为煤油箱，贮箱筒段为 2198 铝锂合金搅拌摩擦焊蒙皮桁条结构。推力传递方面，一级发动机推力通过八爪结构（Octaweb）将推力传递至箭体。均匀承载结构方面，级间段采用了碳面板蜂窝夹层结构，有效载荷支架为复合材料锥壳结构，并在顶部进行了局部加筋，整流罩为碳面板蜂窝夹层结构，内部贴减噪层。结构中还包含了栅格舵、着陆腿和冷气解锁/推冲机构用于一子级回收。Falcon 9/Heavy 在 Falcon 9 基础上捆绑两个通用芯级模块，其中芯级贮箱壁厚更大，助推器推力通过后捆绑点传递至芯级。Falcon 9 火箭结

构与传统火箭结构相比具有其独特之处，结构可重复使用，贮箱采用焊接蒙皮桁条结构，贮箱纵缝数量较传统火箭数量更多，其结构设计在构型设计阶段优化程度较高，设计思想中充分结合了性能与成本的综合考虑<sup>[17]</sup>。

近年 SpaceX 正在着力研发的可重复使用星际载人运载器 Starship 结构直径约 10 m，安装 6 台 Raptor 发动机（单台推力约 200 t），中间 3 台发动机推力完全通过贮箱箱底传递。贮箱选用了不锈钢材料。

#### (5) 新格伦 (New Glenn)

New Glenn 是 Blue Origin 公司正在研制的一级可重复使用重型火箭，近地轨道运载能力约 45 t。其发布的构型方案<sup>[18]</sup>，如图 3 所示。火箭贮箱直径 7 m、尾段直径 8.5 m，一级安装 7 台 BE-4 液氧甲烷发动机（海平面总推力约 1 700 t），贮箱布局为下凹式共底贮箱，前箱为甲烷箱，后箱为液氧箱，上箱燃烧剂通过下箱内隧道管输送。一级安装 4 个控制翼及 6 条着陆腿。火箭二级安装 2 台 BE-3U 液氢液氧发动机（总真空推力约 1 060 kN），贮箱布局为上凸式共底贮箱，前箱为液氢箱，后箱为液氧箱。

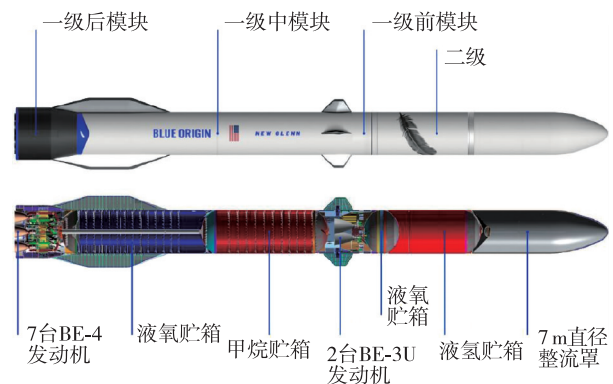


图 3 New Glenn 两级构型图  
Fig. 3 New Glenn two-stage configuration

#### (6) 其他火箭

美国的其他型号火箭中，也有一些代表性的结构形式，如德尔它 4 (Delta 4) 火箭<sup>[19]</sup>二级箱间段采用了 X 形复合材料杆系式箱间段，二级发动机推力传递至后箱箱底，如图 4 所示。半人马座上面级<sup>[20-21]</sup> (Centaur) 贮箱材料采用了 301 不锈钢，一台和两台发动机构型中，发动机推力（单台约 13 t）均通过贮箱箱底传递。

#### 1.2.2 俄罗斯

俄罗斯在苏联时期研制的火箭有许多独特的



图 4 Delta 4 二级结构

Fig. 4 The second stage of Delta 4

结构形式。例如联盟号采用了全锥形助推器结构，质子号采用了燃烧剂贮箱并联布局形式，能源号火箭采用了顶挂式助推器捆绑方式，这种助推器顶挂方式具有助推头锥长度更短、捆绑力不在助推结构上产生局部弯矩等优势。此外，微风 M 上面级采用了环形共底贮箱、异形贮箱等独特的结构形式以从构型上减小火箭质量。这些别具特点的结构形式充分体现了以构型设计为先的设计思想。

### 1.2.3 欧洲

欧洲运载火箭阿里安 5 (Ariane 5) 火箭直径 5.4 m，仪器舱、整流罩、有效载荷支架、级间段均采用了铝蜂窝夹层结构，其低温上面级采用了铝合金异形共底贮箱的独特结构形式，并通过贮箱箱底传递一台发动机推力 (67 kN)，如图 5 所示<sup>[21]</sup>。Ariane 6 火箭总体技术方案及运载能力与 Ariane 5 相似，结构直径 5.4 m，一级安装一台 Vulcan 2.1 发动机 (海平面推力约 140 t)，二级安装一台 Vinci 发动机 (真空推力约 18 t)，捆绑 2 枚或 4 枚固体助推器 (单枚推力约 350 t)。降低成本是 Ariane 6 研制的主要驱动力。为了实现这一目标，Ariane 集团基于工业 4.0 的理念和技术基

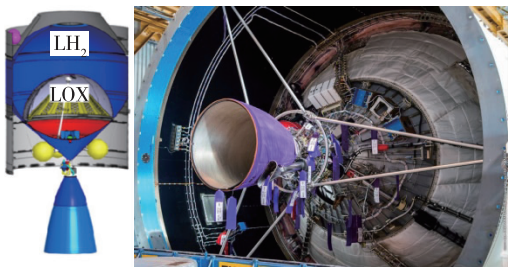


图 5 Ariane 5 低温上面级

Fig. 5 Cryogenic upper stage of Ariane 5

础，以装配和制造环节作为突破点，通过批量化生产，追求规模效益，实现发射成本降低到 Ariane 5 的 40%~50% 的目标。

### 1.3 国内外运载火箭结构技术发展对比

经过近 60 年发展，我国已经形成了独立自主的运载火箭结构研制体系，支撑了新一代运载火箭的研制。我国运载火箭结构技术与航天强国的对比情况如下。

1) 在大尺寸运载火箭结构研制方面，美国和俄罗斯均具备 10 m 级箭体结构的研制能力，目前美国 SLS 完成了所有 8.4 m 结构部段的生产及子级组装，我国目前正在开展 10m 级壳段、贮箱、分离结构、整流罩结构的设计与制造技术研究。

2) 在重复使用火箭结构方面，美国通过航天飞机的设计和维护，在结构重复使用设计、监测与评估方面积累了丰富经验。Falcon 9 等火箭形成了成熟稳定的垂直起降结构技术及火箭结构的重复使用技术。欧洲和日本正分别通过卡列斯托 (Callisto)<sup>[22]</sup> 和 RVT 试验性火箭探索重复使用技术。中国目前已完成火箭一子级精确落区控制和助推器伞降回收技术验证，正在开展火箭垂直着陆结构系统的工程研制和原理研究。

3) 在结构布局、传力方案与结构形式的选择方面，我国运载火箭多数为分体式贮箱，少数外输送式共底贮箱。近年来国外新研制的运载火箭中，二级或上面级以上结构大多数都采用了共底贮箱的布局方式，越来越多新研制的火箭采用了不可用推进剂更少、推进剂输送系统布局及分离更简单的下凹式内输送共底贮箱构型。在发动机推力传递方案方面，我国推力传递方案及结构形式较单一，基本为杆系式发动机机架形式，火箭动力系统与结构系统的一体化设计不足。国外火箭发动机推力传递结构形式多样，根据发动机布局、推力大小等按需优化设计，存在多样的轻质推力传递结构方案。新研制的运载火箭中，对于中心一台发动机或推力在 10 t 量级的两台发动机的动力布局，较多采用了直接用贮箱箱底传递推力的传力方式，Starship 构型中直接利用贮箱箱底传递 3 台发动机总计约 600 t 推力。在级间段等以轴压失稳为主要失效模式的均匀承载舱段的结构形式方面，我国运载火箭级间段一般采用铝合金蒙皮桁条结构，Falcon 9、Ariane 5 等采用了理论承载效率更高的碳面板蜂窝夹层结构。

4) 在结构设计方法方面,我国运载火箭箭体结构安全系数选取、强度刚度计算方法及结构裕度留取方面与国外并无本质差异。安全系数普遍在1.2~1.4,强度刚度计算方法上主要基于薄壳理论、多层壳理论及框-梁计算等传统计算方法,同时利用数值仿真技术开展结构的优化设计和精细化设计,在结构裕度留取方面主要根据火箭的可靠性要求进行选取。近年来,美国针对加筋柱壳、球壳等结构失稳折减因子开展了较精细和系统的研究<sup>[23]</sup>,我国也针对网格加筋柱壳失稳在和对几何偏差的敏感性等开展了相关研究<sup>[24]</sup>。

5) 在高性能材料研制及材料选用方面,我国运载火箭结构材料性能相对较低,先进复合材料用量相对较少,应用水平不高。国外先进航天强国高性能铝锂合金等材料研制成熟,材料性能比我国目前主要选用的2219铝合金高100 MPa。材料选用方面,国外火箭尤其是近年来新研制火箭在结构选材方面出现更灵活的选材趋势,如SpaceX根据火箭需求灵活多样化地选择了铝锂合金、不锈钢、复合材料等。

6) 在运载火箭结构制造技术的发展与选用方面,我国运载火箭结构自动化制造及整体化制造技术及能力存在一定差距。SpaceX全箭贮箱箱底均采用了整体旋压技术,Ariane 5开展了5 m直径箱底旋压技术研究,日本H-II火箭开展了4 m直径箱底旋压技术研究。我国运载火箭目前已经实现2.25 m直径整体成形箱底型号应用,正在开展3.35 m直径贮箱箱底整体成形技术研究。在结构制造工艺路线的选择方面,近年来国外新研的火箭结构在制造工艺上有新的变化,例如SLS将传统主要应用于贮箱筒段的壁板拼接工艺路线用于舱段结构的制造,SpaceX将传统主要用于舱段结构的蒙皮桁条式结构应用于贮箱筒段并采用纵向搅拌摩擦焊方式实现蒙皮与桁条的连接。

7) 在运载火箭结构的试验验证方面,美国、俄罗斯具备10 m级结构的试验能力。目前我国通过新一代运载火箭的研制,具备了5 m级结构的试验能力。在试验项目选取和试验方式方面,美国、俄罗斯地面试验项目工况更多。例如SLS一级氢箱的静力试验测试项目多达38项,涵盖内压、弯矩、剪力、扭矩、集中力等所有载荷和环境工况;航天飞机的主捆绑结构在出厂试验前均开展出厂验收试验。同时在试验介质方面也呈现多样化的特点,SLS一

级氢箱爆破试验过程中采用了气压爆破。我国通过新一代运载火箭的研制,静力试验技术取得了较大进步,在多部段联合试验、模拟试验边界等方面均有所创新,但是在试验项目设计、试验加载方法及测量手段等方面仍有一定差距。

## 2 我国下一代运载火箭结构技术的发展需求

秦旭东等<sup>[25]</sup>对中国运载火箭进行了划代研究,将我国运载火箭划分为4代,并提出了未来中国运载火箭的重点发展方向,包括研制重型运载火箭、重复使用运载器、构建快速响应发射能力等。我国下一代运载火箭的研制及国内外不断降低进入空间门槛的技术发展趋势,对运载火箭结构技术提出了一系列发展需求。

### 2.1 重型运载火箭对大直径结构设计及制造技术的需求

我国重型运载火箭<sup>[26]</sup>箭体结构直径达到10 m级,结构承载需求达到4 000 t级、分离质量达到百吨级。在结构设计方面,随着结构规模增大,全箭频率变低对箭体结构载荷的影响,10 m级直径箭体结构的最优结构形式与设计方法,结构制造及形位公差变大对结构性能的影响评估,百吨级分离质量的可靠分离技术等问题都需要开展系统的研究,需要建立系统的10 m级直径结构设计技术体系。在结构制造技术方面,箭体直径增大对结构制造性、精度控制、制造装备等提出了直接的需求,传统成形制造方案已经难以满足需求;在结构试验方面,现有试验能力已经难以满足箭体结构直径和载荷的要求。

### 2.2 可重复使用运载火箭对着陆返回系统及箭体结构复用性的需求

可重复使用运载火箭<sup>[27]</sup>能够快速、经济、常态化地进入空间,有效降低运载成本,提高发射频率,具有极大的经济和军事价值。目前我国正在开展重复使用火箭的研制。运载火箭重复使用对结构技术提出了新的研制需求,如火箭返回所需的气动控制机构、着陆缓冲机构、可复用连接解锁推冲机构、热防护结构等,需综合考虑我国火箭发动机、控制、地面设备等领域的技术状态,统筹制订适宜的火箭结构形式。此外,我国现役火箭箭体结构均按极限承载进行设计,在重复使用火箭中,需要对箭体结构的强度设计准则、复

用性检测与评估方法进行系统研究,建立可复用性及复用次数的评估准则,开展面向重复使用的结构设计方法研究。

### 2.3 运载效率提升对结构轻质化的需求

通过新一代运载火箭的研制,目前我国大、中型火箭运载能力与国际水平基本相当,但运载效率距离世界先进水平差距明显。新一代运载火箭 CZ-7 和 CZ-5 的近地轨道运载系数分别为 2.36% 和 2.8%,而美国德尔塔和宇宙神系列、俄罗斯安加拉等大中型火箭运载系数都在 3.0% 以上。在运载火箭总体设计、动力水平一定条件下,结构系数提升是火箭运载效率提升的直接手段。目前我国运载火箭结构系数(0.057~0.184 1)较国外火箭的结构系数(0.052 80~0.166 67)偏大。箭体结构在运载火箭干重组成中占比超过 50%,箭体结构轻质化是提升运载火箭结构系数的主要手段。

### 2.4 性能跨越对结构智能化的需求

我国运载火箭在发展历程中形成了基于偏差的包络设计方法和基于有限故障的冗余设计方法<sup>[28]</sup>,在现役运载火箭的研制、运营中得到了成功应用。在 CZ-5、CZ-7 等新一代火箭上,数字化设计已经得到广泛应用。在下一代火箭结构发展中,传统包络设计方法存在设计余量大于实际需求,造成结构轻质化难度大的问题。开发具有自感知功能的智能结构,通过飞行数据积累进行载荷识别,是提高设计精细化水平的可行途径。下一代运载火箭对先进性和多功能性的追求也催生了对结构健康监测、智能蒙皮、自感知自修复、智能可变形结构机构的需求,需要将传统结构设计技术与新兴领域深度融合。

### 2.5 运载火箭商业化对结构低成本与高效率制造的需求

国际卫星发射市场竞争日趋白热化,国内外航天公司都把降低发射成本作为发展重点,对火箭结构提出了尽可能降低结构成本、尽可能缩短结构产品制造周期的需求<sup>[28]</sup>。除重复使用外,Falcon 9 采用了 CAD 与 CAM 一体化,实现柔性制造,大大减少工装数量,设计上尽量使用相同的材料、模具、工艺实现组批生产控制成本。Ariane 6 火箭在液体发动机上充分应用 3D 打印技术、固体助推器由分段式改为复合材料结构制造

一段式整体推器,并且贯彻自动化理念,打造工业 4.0 时代的数字化工厂,通过多种制造工艺升级与装配方式改变来提高生产效率,降低制造成本,实现发射价格相比 Ariane 5 降低 40%~50% 的目标。火神火箭拟通过方案优化、精简构型的方式减少产品开发和维护费用,降低发射成本,以研制出在商业发射市场和政府军方发射市场中兼顾高可靠和低成本、具备更强竞争力的火箭。商业火箭对低成本和高效率的追求可能将引起我国运载火箭结构产品的设计、生产制造、试验验证等方面研制模式的较大变革。

## 3 下一代运载火箭结构发展方向与关键技术分析

基于发展需求可知,我国下一代运载火箭结构的主要特征可以概括为尺寸大型化、重复使用化、结构轻质化、结构智能化、研制高效化 5 个方面,如表 1 所示。

表 1 我国下一代运载火箭结构关键技术  
Tab. 1 Key technologies of China's next generation launch vehicles structure

发展方向	关键技术
尺寸大型化	10 m 级直径结构设计理论与方法
	10 m 级直径结构高精度制造技术
	10 m 级直径结构试验验证技术
重复使用化	着陆回收系统结构机构技术
	结构重复使用性设计与评估
结构轻质化	结构一体优化设计
	轻质结构形式研究与应用
	轻质高强合金材料及复合材料应用
	结构性能高精度预测与结构优化
结构智能化	结构整体化制造技术
	载荷识别技术
	结构健康监测与智能皮肤技术
研制高效化	智能变体结构设计技术
	结构产品平台化设计技术
	低成本结构与高效率制造技术
	结构设计制造一体化技术

在尺寸大型化方面,通过 10 m 级直径箭体结构设计理论与方法、10 m 级直径结构高精度制造技术、10 m 级直径结构试验验证体系等方面研究,实现 10 m 级直径箭体结构研制,并构建起完整的 10 m 级直径结构研制能力体系。在重复使用化方

面,通过火箭子级着陆回收系统结构机构技术、返回防热结构、结构复用性评估与设计技术等关键技术的研究,实现通用着陆回收系统研制,实现运载火箭的高可靠回收,实现子级结构可重复使用。在结构轻质化方面,通过结构一体优化设计、轻质结构形式研究与应用,结构性能高精度预测与结构优化,高性能材料的研发与应用,整体化高精度制造技术应用等关键技术的研究,提升箭体结构的轻质化水平,完成下一代轻质化结构形式研制,支撑我国运载火箭运载效率提升。在结构智能化方面,通过载荷识别、结构健康监测、智能皮肤、智能变体结构等技术,能够进一步提升火箭轻质化和复用化水平,实现火箭结构设计能力提升和火箭功能拓展。在研制高效化方面,通过箭体结构平台化设计技术研究、高制造效率及低成本结构的设计与应用,自动化制造能力进一步提升,结构成本大幅下降,结构与制造效率大幅提升。

### 3.1 尺寸大型化

#### 3.1.1 10 m级直径结构设计理论与方法

根据我国箭体结构由 $\Phi 3.35\text{ m}$ 到 $\Phi 5.0\text{ m}$ 的研制经验,结构直径增大将对传统箭体结构设计方法带来挑战。主要表现在以下几个方面:1)结构直径增大带来的计算规模问题,需要探索理论计算和有限元分析的结合方法,解决设计效率和准确性的矛盾,建立10 m级直径结构的快速优化技术;2)传统结构形式在10 m直径及重型火箭载荷环境的不再适应的问题,需要研制包括贮箱低附加应力底型、复合网格加筋壳、柔性防晃板、大流量消能器等在内的新结构形式并建立相应的设计方法;3)快速工程计算方法对10 m级结构的适用性问题,如半硬壳结构承载能力工程计算方法、蒙皮厚度对承载能力贡献问题;4)缺陷敏感性问题的,对于10 m级直径结构如何选取合理的试验修正系数,实现满足轻质化的稳健性设计;5)考虑制造约束条件下壳段、贮箱、发动机机架的一体化设计问题等。

#### 3.1.2 10 m级直径结构制造技术

10 m级直径结构的制造能力直接挑战国家工业基础能力,如何在实现极端制造的同时,实现结构的轻质化和功能化成为关键。贮箱方面主要需要开展超大尺度下复杂薄壁构件/整体环件的高精度高性能成形制造的新原理、新技术研究,整

体柔性和局部强刚性约束条件下的精准立式装配焊接新理念、新方法,新型环保绝热材料的高效精确施工技术的研究。壳段方面需要开展超大尺度下复杂承载构件的短流程高性能制造技术,超大直径金属和复合材料壳段的柔性高效制造技术,承载-功能复合结构的精确制造技术等。

#### 3.1.3 10 m级直径结构试验验证技术

10 m级直径结构也给试验方法和试验技术提出了挑战。试验方法方面,需要通过试验方案和试验流程的创新,在保障地面试验工况覆盖飞行工况的条件下,避免地面试验工况成为箭体结构设计工况;试验实施方面,需要解决超大尺度、超大载荷、极端复杂环境下试验高效率精确实施难题,主要集中在静力试验超大载荷加载技术、超大容积的低温试验技术、超大结构分离试验技术、极端复杂热流环境模拟技术、新型高效测量技术等方面;试验评估方面,需要通过试验测量手段创新和虚拟试验技术研究,实现结构与静力试验的交互融合。

### 3.2 重复使用化

#### 3.2.1 返回着陆结构机构技术

无论重复使用航天运载器采用何种返回方式,均需解决如何返回和如何着陆两个问题,才能够在无损回收的基础上进一步实现检修后的重复使用。为满足返回和着陆两个环节的需求,箭体结构需增加气动控制机构、着陆缓冲机构以及连接解锁推冲机构等,在满足功能需求的同时,不能影响主任务的安全性,也不能对运载能力造成过高的损失。

#### 3.2.2 结构重复使用设计与评估

首先需要在目前一次性火箭结构技术基础上,针对返回过程复杂严酷的力热环境和着陆载荷,开展轻质高可靠结构研究,确保返回过程承载及热防护结构的完整性。由于在飞行与返回过程后,结构经历了复杂的热力环境,结构状态可能与首次飞行前的状态存在区别,需要开展结构检测技术研究,评估下一次飞行的结构可靠性,并在此基础上开展面向重复使用的结构可检测性与维护性设计。在结构的复用性设计准则方面,目前重复使用火箭与传统飞机结构的超长寿命重复使用不同,一般为有限次重复使用,需要开展适用于有限次重复使用的结构设计准则和评估体系研究。



### 3.3 结构轻质化

#### 3.3.1 结构一体优化设计

结构布局优化是结构轻质化的顶层手段。我国运载火箭传统的研制模式对多系统融合的结构布局一体优化设计研究不足,需要在贮箱布局、发动机传力结构布局等方面开展动力系统、增压输送系统与结构系统的一体优化设计研究;在设备安装结构方面开展设备与结构系统的一体优化设计研究,优化设备环境与接口裕度;在结构性设计层面,开展“结构设计—材料特性—制造技术”三者协同的一体优化设计研究,结构设计中充分利用材料性能优异的方面,规避材料性能较差的方面,充分利用制造环节最大化材料性能。

#### 3.3.2 轻质结构形式研究与应用

针对运载火箭的贮箱与舱段两种主体结构类型,开展高承载效率轻质结构形式研究,研制出下一代更轻质化的结构形式。对于贮箱结构,突破复合材料贮箱结构设计与制造关键技术、内输送式共底贮箱结构设计与制造关键技术、直接承载发动机推力贮箱箱底结构优化及制造关键技术,形成下一代贮箱结构形式。对于大轴压承载贮箱,研究高加筋壁板的设计方法、壁板高精度成型及高可靠焊接等技术,提高轴压承载效率。针对均匀承载的壳段结构,突破面向极限承载的夹层结构设计与大厚度夹层结构制造等关键技术,将目前主要应用与上面级结构的夹层式结构扩展应用至千吨级承载结构。突破100 mm级高加筋整体式壁板高性能高精度制造,结合结构优化技术,在提高结构集中力承载可靠性的基础上提升承载效率。

#### 3.3.3 轻质高强合金材料研发及复合材料应用技术

高比强度、比刚度材料的合理应用可以直接提升结构性能和轻质化水平,航天飞机外挂贮箱通过采用2195合金替代2219合金的方式取得了贮箱减质3 175 kg的成果。目前,我国运载火箭对高性能金属及复合材料的研发和应用水平还存在一定差距。促进以铝锂合金、高强铝合金、高模量铝合金、高性能镁合金为代表的轻质高强合金材料的研发,并通过这些高性能新材料的应用研究,实现贮箱结构铝锂合金强度达到600 MPa级、700 MPa级铝合金广泛应用于舱段主结构,提高高性能复合材料在运载火箭结构尤其是上面级结构中的应用比例和应用水平等有望较大程度提升

箭体结构轻质化水平。

#### 3.3.4 结构性能高精度预测与结构优化技术

提升结构性能预测的精度可以更精确地掌握结构产品性能,压缩和优化结构设计裕度,实现结构轻质化。具体研究方向包括:复合材料结构精细强度分析技术、基于偏差的结构承载能力评价技术及反向优化技术、面向结构动力学及动强度的分析与优化、面向增材制造的结构优化设计、考虑薄壁结构稳定性的结构优化方法等。通过这些关键技术的研究,提升复合材料结构的精细设计水平、对结构动响应的设计水平。基于产品实测数据,实现基于偏差的结构承载能力评价及面向性能敏感性的设计指标优化。

#### 3.3.5 结构整体化制造技术

结构整体化制造技术通过减少结构之间的连接,一方面通过提升结构的整体性能来提升轻质化水平,另一方面减轻由于连接带来的局部加强等质量牺牲,具体研究方向包括:大直径贮箱箱底整体旋压技术、适用于壳段结构的高加筋整体壁板高精度成型与去应力技术、大型结构件增材制造技术等。

### 3.4 结构智能化

#### 3.4.1 载荷识别技术

火箭飞行中所受的各类载荷难以直接获取,需通过分析计算得出。根据确定性的结构以及精确的动力学模型,通过人工智能和机器学习等方法从结构的响应信息来反演获取载荷,从而通过飞行试验进行载荷识别是提高火箭精细化设计水平的途径之一。载荷识别属于结构动力学中的反问题,其求解比由载荷知道响应的正问题更为复杂,且复杂结构普遍存在着载荷来源的多源不确定性问题<sup>[30]</sup>。目前复杂工程结构载荷识别技术尚不成熟,可结合人工智能和大数据技术并通过飞行试验数据分析验证进行探索。

#### 3.4.2 结构健康监测与智能皮肤技术

随着航天运载器重复使用、上面级长期在轨、火箭结构长期贮存等方面的发展,将传感器或驱动器与主体结构集成,对结构进行监测的结构健康监测技术存在广阔应用前景。在贮存、飞行及回收后通过健康检测技术获取结构的应力、应变、损伤等状态信息,就能够对结构的受载响应、寿命等进行有效评估。在以薄壁壳体或夹芯结构为主的运载火箭主体结构中,将先进传感器、驱动

器、微处理器与蒙皮集成形成智能皮肤,从而使蒙皮结构具有自感知、自修复等能力。利用柔性印刷电路、3D打印等先进工艺形成的柔性传感器网络,使传感器及引线具备柔性、轻质等优势,能够避免分立式传感和驱动器件效率低、成本高、质量控制难的难题<sup>[31]</sup>。

### 3.4.3 智能变体结构设计技术

随着火箭性能要求的提高,通过改变外形来改变其气动特性从而提高适应性和拓展功能的变体结构应运而生。可以使用较为传统的基于机构技术的刚体变形,也可以使用基于柔性智能材料的柔体变形。将传感器、作动器及智能材料与基体结合,实现实时感知和主动变形,光滑、连续的变体结构能够对气动、噪声、气动弹性等进行智能控制,提升整体性能。目前智能变体结构尚处于探索阶段,在伸缩材料、压电材料和形状记忆合金等智能材料中,形状记忆合金已应用于空间展开机构、锁紧释放机构和变形翼研究中,在高外载环境的火箭变体结构设计中的应用还需进一步研究。

## 3.5 研制高效化

### 3.5.1 结构产品平台化设计与制造技术

基于结构产品单机平台化、零组件货架化的产品化理念,通过壳段、贮箱结构、分离装置产品平台化设计与制造技术研究,实现基于技术要素、生产要素、产品要素的结构平台设计和制造,提高制造装备及工装的通用性,同时基于零组件货架建设和产品模型库的建立,实现设计选用化和生产批量化目标,大幅提升设计和生产效率,降低研制风险和成本。

### 3.5.2 低成本结构与高效率制造技术

结构的制造效率和成本在很大程度上制约了运载火箭的研制周期和发射成本,在确保结构性性能可控前提下,研究高效率低成本结构产品的实现技术及相应的结构设计方法。主要研究方向包括桁-框加筋筒段结构、整体成形箱底结构、挤压壁板舱段结构等。

### 3.5.3 设计制造一体化技术

新一代火箭结构在数字化设计、数字化三维模装、仿真分析等方面取得广泛应用。在下一代火箭结构发展中,基于数字孪生的火箭结构设计制造一体化技术是重要的发展方向,包括基于数字孪生的结构设计、制造仿真和试验设计等。强

化虚拟映射、模型驱动和数据管理,进一步提高设计效率,达到从设计到零部件制造、产品装配和性能评价的全流程模型与数据传递,有效预测真实产品性能,提高精细化设计水平。

## 4 结论

本文基于未来我国运载火箭的研制需求、国内外运载火箭结构技术发展现状对比分析,提出我国下一代运载火箭结构的技术特征主要表现在尺寸大型化、重复使用化、结构轻质化、结构智能化、研制高效化5个方面。下一代运载火箭结构要在上述方面实现技术跨越,需要发展的支撑关键技术包括10 m直径结构设计理论与方法、10 m级直径结构高精度制造技术、10 m级直径结构试验验证技术,着陆回收系统结构机构技术、结构重复使用性设计与评估,结构一体优化设计、轻质结构形式研究与应用、轻质高强合金材料及复合材料应用、结构性能高精度预测与结构优化、载荷识别技术、结构健康监测技术、智能变体结构设计技术、结构整体化制造技术,结构产品平台化设计技术、低成本结构与高效率制造技术、结构设计制造一体化技术等。

## 参考文献

- [1] 龙乐豪,李平岐,秦旭东,等.我国航天运输系统60年发展回顾[J].宇航总体技术,2018,2(2):1-6.
- [2] 龙乐豪.CZ-3A系列运载火箭[J].导弹与航天运载技术,1999(3):3-8.
- [3] 李长纯.长征二号E火箭有效载荷整流罩分离技术[J].中国航天,1992(9):13-17.
- [4] 刘竹生,张智.CZ-2F载人运载火箭[J].导弹与航天运载技术,2004(1):6-12.
- [5] 欧阳兴,洪洁,范书群,等.冯·卡门曲面锥段夹层结构静力试验考核技术研究[J].导弹与航天运载技术,2017(3):92-96.
- [6] 吴兵,杨蓉,周江帆,等.CZ-5大型结构及低温贮箱静强度试验技术研究[J].强度与环境,2017,44(1):1-10.
- [7] 李茂,韩涵,唐杰,等.大温差隔热共底在运载贮箱中的应用研究[J].上海航天,2016,33(S1):43-49.
- [8] 徐卫秀,张希,王立朋,等.动力学方法求解薄壁网格加筋壳稳定性技术研究[J].导弹与航天运载技术,2014(3):38-43.
- [9] 王博,郝鹏,田阔.加筋薄壳结构分析与优化设计研究进展[J].计算力学学报,2019,36(1):1-12.

- [10] 宋建岭,李超.搅拌摩擦焊在运载火箭贮箱制造中的应用与发展[J].焊接,2018(5):21-27+66.
- [11] 王婧超,谭指,刘彬,等.基于激光增材制造技术的航天运载器上面级舱体结构一体化设计与成形方法[J].宇航材料工艺,2018,48(4):60-62.
- [12] Lawrie A. The Saturn V rocket: a new review of manufacturing, testing, and logistics[R]. AIAA 2006-5031, 2006.
- [13] Osa T S. S-4B stage thrust structure influence coefficient[R]. NASA-CR-113278, SM-46531 70N76125, 1963.
- [14] Pilet J C, Diecidue-Conners D, Worden M, et al. External tank program-legacy of success[R]. AIAA 2011-7157, 2011.
- [15] Coldwater H R, Foll R R, Howell G J, et al. Space shuttle external tank performance improvements: the challenge[R]. NASA N85-16916, 1985.
- [16] Nemeth M P, Britt V O, Collins T J, et al. Nonlinear analysis of the space shuttle superlight weight external fuel tank[R]. NASA-TP-3616, 1996.
- [17] 牟宇,孙冀伟,秦旭东.猎鹰9火箭Block 5构型首次飞行任务解析[J].宇航总体技术,2018,2(5):1-7.
- [18] 胡冬生,郑杰,吴胜宝.“新格伦”火箭简析及其与“猎鹰重型”火箭的对比[J].国际太空,2017(6):43-48.
- [19] Austad K L. The common Centaur upper stage[R]. AIAA 2001-3842, 2001.
- [20] Rudman T J, Austad K L. The Centaur upper stage vehicle[C]. 4<sup>th</sup> International Conference on Launcher Technology, Space Launcher Liquid Propulsion, 2002: 1-12.
- [21] Szelinski B, Lange H, Rottger C, et al. Development of an innovative sandwich common bulkhead for cryogenic upper stage propellant tank[J]. Acta Astronautica, 2012, 81(1):200-213.
- [22] Vila J, Hassin J. Technology acceleration process for the THEMIS low cost and reusable prototype[C]. 8<sup>th</sup> European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS), 2019.
- [23] Lovejoy A E, Hilburger M W. Design of 8-ft-diameter barrel test article attachment rings for shell buckling knockdown factor project[R]. NASA TM-2010-216839, 2010.
- [24] Wang B, Du K, Hao P, et al. Numerically and experimentally predicted knockdown factors for stiffened shells under axial compression[J]. Thin-Walled Structures, 2016, 109:13-24.
- [25] 秦旭东,容易,王小军,等.基于划代研究的中国运载火箭未来发展趋势分析[J].导弹与航天运载技术,2014(1):1-4+38.
- [26] 张智,容易,秦瞳,等.重型运载火箭总体技术研究[J].载人航天,2017,23(1):1-7.
- [27] 鲁宇,汪小卫,高朝辉,等.重复使用运载火箭技术进步与展望[J].导弹与航天运载技术,2017(5):1-7.
- [28] 李洪.智慧火箭发展路线思考[J].宇航总体技术,2017,1(1):1-7.
- [29] 郑正路,叶青,李烁,等.运载火箭箭体结构低成本途径及性能影响分析[J].航天制造技术,2019(6):11-15.
- [30] Wang L, Liu Y R, Xu H Y. Review: recent developments in dynamic load identification for aerospace vehicles considering multisource uncertainties[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics. 2021,38(2):271-287.
- [31] 武湛君,渠晓溪,高东岳,等.航空航天复合材料结构健康监测技术研究进展[J].航空制造技术,2016,59(15):92-102.

**引用格式:** 王国辉,曾杜娟,刘观日,等.中国下一代运载火箭结构技术发展方向与关键技术分析[J].宇航总体技术,2021,5(5):1-11.

**Citation:** Wang G H, Zeng D J, Liu G R, et al. Development direction and key technology analysis for China's next generation launch vehicles structure[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2021, 5(5): 1-11.