

中国液体运载火箭结构系统发展规划研究

顾名坤, 何巍, 唐科, 王会平, 鄢东洋, 冯韶伟

(北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

摘要: 结构系统是运载火箭关键系统之一, 对运载效率提升具有显著作用。深入研究了国外运载火箭结构系统发展现状, 根据我国运载火箭发展需求, 结合我国航天发展和基础工业实际情况, 从材料、结构形式、制造工艺等方面, 提出了我国运载火箭结构系统重点发展方向和主要关键技术, 对提升运载效率和推动航天强国建设具有重要的工程意义。

关键词: 运载火箭; 结构系统; 发展规划

中图分类号: V421

文献标识码: A

文章编号: 2096-4080 (2021) 02-0055-13

Research on the Development Plan of Chinese Liquid Launch Vehicle Structure System

GU Mingkun, HE Wei, TANG Ke, WANG Huiping, YAN Dongyang, FENG Shaowei

(Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China)

Abstract: Structure system is one of the most important subsystems of the launch vehicle, which plays an important role in the launch efficiency promotion. The development trends of the foreign launch vehicle's structure system is deeply researched. According to the development demands of Chinese launch vehicle and the actual situation of Chinese aerospace development and the basic industry, the important development direction and the bolster key technologies for Chinese launch vehicle are proposed based on the viewpoint of material, structure style and manufacture technique, which would significantly enhance the launch efficiency and bolster China into a great space power for engineering practice.

Key words: Launch vehicle; Structure system; Development plan

0 引言

运载火箭结构系统由贮箱、壳段和特殊功能机构组成, 具有承载、支承和容纳的功能。承载指承受、传递各种载荷, 例如发动机推力、气动力、操纵力等; 支承指为电气系统仪器设备及其电缆、发动机、管路、阀门等提供安装基础, 并提供良好的力热环境; 容纳指贮存发动机燃烧所用的推进剂。结构系统的设计目标是轻质化、经济性和工艺性。轻质化是使结构质量最小, 实现

最大的结构效率; 经济性是使产品成本小, 实现经济效益最大化; 工艺性是使产品具备良好的制造可行性、装配可达性和维修方便性。

我国航天事业经过 60 多年的发展^[1], 掌握了运载火箭结构系统设计方法, 建成了航天基础工业体系, 支撑了我国四代运载火箭的研制, 走出了一条独立自主的发展道路; 但是在材料、结构和制造工艺等方面, 与国外运载火箭结构系统仍有较大差距。随着云计算、人工智能等信息技术的快速发展, 我国基础工业能力的进步, 一些新

收稿日期: 2020-06-04; 修订日期: 2020-10-30

基金项目: 航天系统部专用技术项目 (30506030304)

作者简介: 顾名坤 (1983-) 男, 硕士, 高级工程师, 主要研究方向为运载火箭总体设计。E-mail: 18510695979@163.com

型高性能原材料具备了应用条件,商业软件提供了更快速、更全面的优化设计手段,智能化生产装备使大型零部件的成形工艺多样化,有效支撑了结构形式的创新设计,运载火箭结构系统迎来了较好的发展机遇。但是,面临多种高性能材料、多项结构形式和多样化的制造工艺,运载火箭结构系统也面临多种发展方向。因此,有必要系统开展结构系统发展规划研究,明晰发展方向,为关键技术攻关和装备制造发展提供重要指导。

1 国外运载火箭结构系统发展现状

1.1 结构总体技术

结构总体设计主要包括全箭传力路线设计、结构总体布局设计、机械接口设计和总装设计等方面,是型号总体设计与结构系统设计之间的桥梁。捆绑传力方案、发动机布局及传力方案、发射支撑方案、贮箱布局方案等是火箭总体方案的重要组成部分,直接影响火箭构型设计和载荷设计。随着软件技术和计算技术的发展,载荷、布局及结构逐渐由传统的串行设计转变为快速迭代优化设计,成为提高火箭运载效率的重要途径。

助推器捆绑传力设计是一个多学科优化的问题,涉及助推器和芯一级的捆绑机构及集中力扩散结构设计、助推器和芯一级的支撑形式、助推器和芯一级贮箱及壳段的结构载荷设计、不同传力形式下对运载效率的影响等,是带助推器捆绑的火箭总体构型设计中必须要考虑的重要问题。国外多数大型助推器都采用前捆绑传力方案,如航天飞机、阿里安5等;若要兼顾串联构型和捆绑不同数量助推器的构型,则一般采用后捆绑传力。加注竖立状态时,前传力方案一般采用助推器支撑。后传力方案的发射支撑方式则比较灵活,有的采用芯级支撑,如H-IIA;有的采用助推支撑,如大力神3C;有的采用助推器与芯级联合支撑,如德尔塔IV重型。

发动机机架及传力结构设计是火箭结构设计中最复杂的工作之一,需要结构和动力进行联合优化,同时还需要解决发动机摇摆间隙问题。国外主流火箭采用多机并联方案时,大部分是以单机为模块,采用发动机推力结构与箭体结构一体化设计,通过壳段或贮箱箱底传力,提高结构效率。有的单机模块无机架,如F-1、J-2、SSME等发动机;有的单机模块采用小机架,如RS-68、Merlin、LE-7A等发动机。

1.2 壳段

1.2.1 材料应用

国外早期运载火箭的舱段结构采用了2024、7075(相当于国内牌号2A12、7A09)材料,属于第一代和第二代铝合金。当前,国外主流火箭舱段结构普遍采用了第三代、第四代高强铝合金(7050、7055、7085)以及高模量铝锂合金(2A97)等金属材料,如图1所示。均匀承载的壳段或整流罩等舱段普遍采用了T800碳纤维为代表的高强耐高温复合材料。

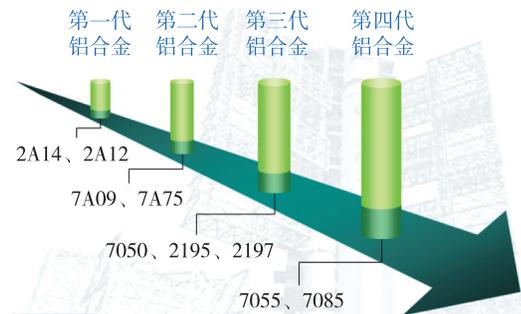


图1 变形铝合金发展

Fig. 1 The schematic of deforming aluminium alloy progress

1.2.2 结构形式

运载火箭壳段一般包括箱间段、级间段、后过渡段、尾段、载荷支架和整流罩等。按承载形式分为均匀承载舱段,如箱间段、级间段、载荷支架、整流罩等;集中力承载舱段,如尾段、捆绑集中力传递的箱间段或后过渡段等。

舱段结构材料性能指标如表1所示。针对级间段、箱间段、整流罩等均匀承载舱段,国外普遍采用了碳纤维蒙皮+蜂窝芯的夹层结构形式(见图2),如宇宙神5级间段、战神5级间段、法尔肯9级间段等舱段,可实现结构轻质化,提高制造效率。

表1 舱段结构材料性能指标

Tab. 1 Material performance of cabin structure

铝合金 牌号	密度/ ($g \cdot cm^{-3}$)	拉伸 强度/ MPa	弹性 模量/ GPa	比强度/ [MPa/ ($g \cdot cm^{-3}$)]	比模量/ [GPa/($g \cdot cm^{-3}$)]
2A12	2.78	420	70	151.1	25.2
2A14	2.8	430	68	153.6	24.3
7A09	2.8	510	71	182.1	25.4
7050	2.8	510	70	182.1	25.0
7055	2.8	663	71	236.8	25.4
7085	2.8	503	70	179.6	25.0
2A97	2.68	559	78	208.6	29.1
TiB ₂ /7050	2.96	630	78	212.8	26.4



图 2 碳纤维蒙皮+铝蜂窝芯的夹层结构

Fig. 2 The sandwich structure of carbon fibre skin and aluminum honeycomb

针对箱间段、后过渡段等传递捆绑集中力承载舱段，国外火箭普遍设计思路是：将捆绑集中力解耦设计，采用基于大厚度壁板和大梁组合的集中力扩散结构，主要用于传递轴向力；采用沿箭体径向的大梁结构，主要用于传递径向力。如航天飞机外挂贮箱的箱间段、SLS 的一级箱间段。

针对载荷支架等一些特殊部段结构，为提升结构效率，国外火箭采用了复合材料无蒙皮网格结构，如质子号-M 火箭的载荷支架^[2]，如图 3 所示。德尔塔 IV 火箭二级箱间段则采用了复合材料 X 型杆系结构，如图 4 所示。



图 3 质子号-M 载荷支架产品

Fig. 3 The payload adapter of Proton-M



图 4 德尔塔 IV 二级箱间段

Fig. 4 The inertant section of Delta IV second stage

1.2.3 制造工艺

舱段用壁板成形方式有铆接、焊接、挤压和整体机加等 4 种方式。焊接成形壁板在飞机、汽车行业应用广泛；搅拌摩擦焊形成的壁板国内外工艺应用成熟，不需要铆钉规避设计，技术通用性高。高温挤压成形壁板在高铁、航空领域应用较多，但是挤压壁板需要预先投入模具，可选规格较少，可设计性不强。此外，目前的挤压工艺，还不适用于延展性较低的 7 系高强铝合金。

传统壳段采用了蒙皮+桁条+环框等零件的铆接式装配，如土星 V。为提高生产效率，SLS 的所有壳段均采用整体网格加筋壁板结构，视不同情况分别采用先滚弯后机加和先机加后滚弯的成形方案，然后采用搅拌摩擦焊组装成壳段，如图 5 所示。阿里安 6 的整体壁板只有纵向筋条，环向加强采用传统的中间框，两者通过机器人自动铆接组装。



图 5 SLS 箱间段

Fig. 5 The inertant section of SLS

在复杂形状结构的制造方面，国外广泛使用了 3D 打印技术，可提高结构的可设计性，降低生产成本，缩短制造周期，减少零件数量及连接环节，大幅提高结构可靠性。

1.3 贮箱

1.3.1 材料应用

国外运载火箭贮箱材料先后选用了 2A14、2219、2195、2198 等铝合金，性能指标综合对比情况如表 2 所示。为提升运载能力，航天飞机外贮箱在后期将 2219 铝合金更换为 2195 铝锂合金。SLS、阿里安 5 等型号的贮箱均有计划使用 2195 铝锂合金。法尔肯 9 贮箱均采用比 2195 性能略低但成本更低、可焊性更好的 2198 铝锂合金。为降低成本，提高其可重复使用性能，SpaceX 的“超重-星舰”贮箱采用了不锈钢材料，充分利用了其

低温性能好、耐高温等优势，再入返回段对防热的需求较低。

表 2 贮箱结构材料性能指标

Tab. 2 Material performance of tank structure

铝合金 牌号	密度/ ($\text{g} \cdot \text{cm}^{-3}$)	拉伸 强度/ MPa	弹性 模量/ GPa	比强度/ [MPa/($\text{g} \cdot$ cm^{-3})]	比模量/ [GPa/($\text{g} \cdot$ cm^{-3})]
5A06	2.64	370	68	140.2	25.8
2A14	2.80	440	68	157.1	24.3
2219	2.82	440	70	154.9	24.6
2195	2.71	560	75	206.6	27.6
高强碳纤 维层合板	1.5	150	1900	1270	100

复合材料的比强度和比刚度均远高于金属材料，具有良好的抗疲劳性能、抗振性能、较好的成德尔塔 IV 型工艺性，特别适合应用于整体成型，可减少零件和连接工序的数量。国外在复合材料贮箱方面开展了大量的研究工作，从 1996 年 DC-XA 飞行器液氢贮箱到 2004 年德尔塔 IV 上面级和助推器贮箱，再到 2016 年 Space X 公司研制 12 m 复合材料贮箱，复合材料贮箱从小直径、小容量向大直径、大容量的方向发展，如图 6 所示。研究表明，复合材料应用于运载器贮箱可使结构减重 20%~40%。

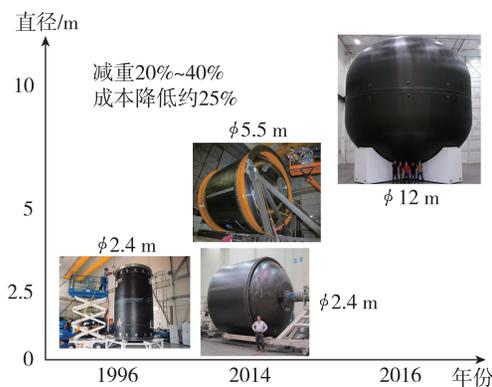


图 6 国外复合材料贮箱发展历程

Fig. 6 The development history of foreign composite material tank

1.3.2 结构形式

运载火箭贮箱由筒段、前底、后底、短壳等组成，一般通过焊接，将各部分组装为整箱。箱底一般有顶盖、瓜瓣拼焊而成，箱底与筒段之间通过连接环连接。

箱底为均匀厚度的薄壁壳体，设计时主要考

虑其模数、结构成形方法等因素。从国外重型火箭贮箱箱底的结构形式来看，基本为球形底或 1.33 模数左右的椭球底或球冠底，特别是美国土星 V、航天飞机、SLS 等重型运载火箭贮箱箱底均为 1.33 模数左右的椭球底，苏联能源号运载火箭选用了球形底。

根据内压与轴压的关系，筒段可分为内压设计和轴压设计。为提高结构效率，内压设计贮箱一般是降低内压压力上限，轴压设计贮箱可提高内压压力下限或降低轴压载荷。法尔肯 9 一级贮箱筒段采用了高筋壁板，高筋承载较大的轴压载荷，而内压由薄蒙皮承担。土星 V 采用了蒙皮桁条环框的结构形式。大部分型号采用正置正交网格结构，如航天飞机外贮箱、SLS 等。也有部分型号采用等边三角形结构，如德尔塔 IV、宇宙神 5 等。

为提高结构的紧凑性，国外主流火箭贮箱普遍采用了共底设计，如阿里安 5、法尔肯 9、土星 V 的二子级和三子级等；在二级及其以上的子级，由于贮箱直径差别较大，有的采用了悬挂式贮箱，如德尔塔 IV 二子级。

国外已经掌握了大直径共底贮箱设计制造技术^[3]，而且共底隔热设计具有良好的使用维护性。国外共底贮箱最大直径为 10 m 级，当前应用的最大直径为 5.46 m，而且采用泡沫夹芯共底，不需抽真空，维护使用简单。共底夹层隔热结构有 3 种方案，第 1 种是采用蜂窝夹芯，如战神 I 和 H-I/II 等火箭；第 2 种是采用填充泡沫，如阿里安 V 二子级采用了 PEI 泡沫；第 3 种是蜂窝夹芯+填充泡沫，如土星 V 的二子级和三子级。

1.3.3 制造工艺

贮箱制造包括箱底成形、筒段壁板成形及其焊接、连接环成形以及整箱焊接组装、箱内支架连接等主要工艺过程。

国外大型贮箱箱底采用了顶盖+瓜瓣焊接工艺，中、小型箱底采用的整体旋压技术^[4]，最大可实现 5.4 m 直径的旋压。SLS 贮箱连接环采用分体搅拌摩擦焊拼焊而成；筒段则采用壁板拼焊，土星 V 贮箱筒段壁板采用机械铣切网格后滚弯或压弯的方式成型，航天飞机外贮箱筒段壁板采用平板滚弯后再机械铣切加工网格的方式成型。

国外大部分火箭贮箱采用水平方式焊接，焊接方法为搅拌摩擦焊，如法尔肯 9、阿里安 6 等；而对于大直径贮箱则采用了垂直方式进行搅拌摩擦焊

接，如 SLS、土星 V 等。回填式搅拌摩擦点焊是德国 GKSS 中心于 2002 年发明的一种新的点焊技术^[5]，使用更为复杂的搅拌头结构和组件运动方式，可消除匙孔缺陷，具有焊接效率高、污染少、质量高、缺陷少、焊接强度高优点，在汽车、航空应用广泛，可应用于贮箱附件点焊和补焊。

1.4 分离装置

助推器分离装置主要包括主捆绑机构和捆绑连杆。主捆绑机构主要有爆炸螺母式、铰链分瓣螺母式和中心螺栓式等 3 种形式。阿里安 3 等小型火箭采用了爆炸螺母式，如图 7 所示。其中，球头、球窝构成球运动副，通过分离螺母固紧，用于传递载荷；分离时，分离螺母在火工品的作用下沿削弱槽断开，该机构承受较大的附加弯矩，不适合传递较大的捆绑载荷。国外大型助推器普遍采用铰链分瓣螺母式和中心螺栓式，能源号助推器采用了铰链分瓣螺母式，如图 8 所示。该机构巧妙地将载荷传递与解锁功能完全解耦设计，可承受较大载荷，同时解锁火工品的能量较小，该机构的缺点是尺寸较大、质量偏大，整体结构效率不高。阿里安 5、航天飞机等大型火箭采用了中心螺栓式，如图 9 所示。其中，球头球窝通过中心螺栓连接并紧固，球面传递捆绑载荷，中心螺栓用于解锁，该机构简单，结构效率较高，是主捆绑机构的重要发展方向。

级间分离、整流罩横向分离、纵向分离等部位的分离装置分为点式和线式两种。点式分离装置有爆炸螺栓、低冲击分离装置等；线式分离装置有柔性导爆索分离装置、聚能切割索分离装置和膨胀管分离装置等 3 种，具有刚度连续、承载能力高、分离可靠性高等优点。国外火箭普遍采用了线性分离装置。由于柔性导爆索和膨胀管削弱

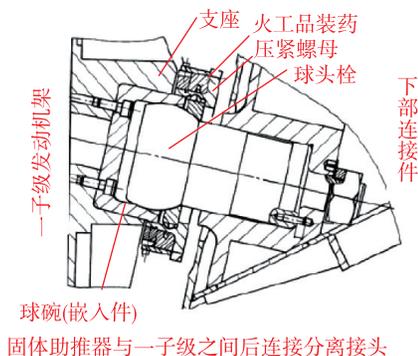


图 7 爆炸螺母式主捆绑机构

Fig. 7 The strap-on mechanism of explosive nut

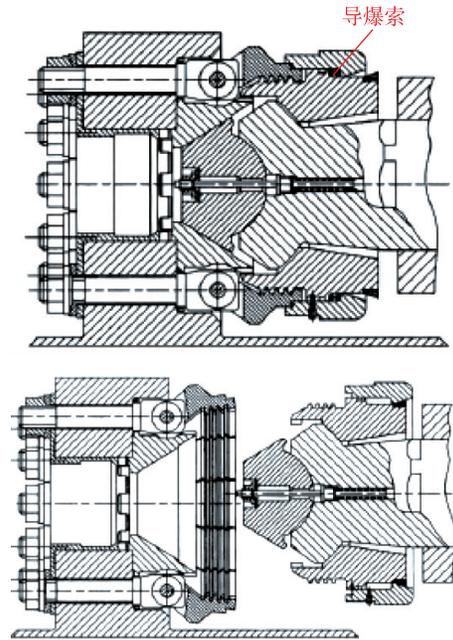


图 8 分瓣螺母式主捆绑机构

Fig. 8 The strap-on mechanism of frangible nut

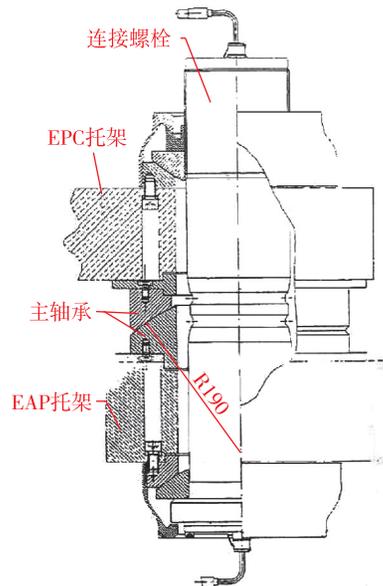


图 9 中心螺栓式主捆绑机构

Fig. 9 The strap-on mechanism of central bolt

槽式分离装置的缺点使工作过程会产生大量的烟雾，具有较大的污染和比较恶劣的冲击环境，多用在武器型号上。膨胀管分离装置具有低冲击、无污染等优点，广泛使用的型号有美国的“三叉戟”导弹第三级发动机分离装置、阿金纳火箭的级间分离、航天飞机救生舱分离装置及日本 H-II 卫星整流罩分离。

整流罩采用平抛分离方式时，其纵向分离装置一般采用气囊式分离装置，既能起到连接解锁

作用,又能够提供分离能量。该分离装置用于美国的大力神火箭、德尔塔火箭以及土星 1B 火箭的天空实验室整流罩和阿里安系列火箭等。

为提高分离装置的可检测性,满足可重复使用需求,法尔肯 9 火箭在级间分离面和整流罩纵向分离面采用了机械栓锁式分离机构,该机构采用气动解锁,同时提供分离能量。

星箭分离装置不仅要满足承载和连接刚度要求,其解锁冲击环境也应尽量小。阿里安 5、Atlas、德尔塔、Sea Launch、质子号等国外运载火箭普遍选用刚性包带机构,接口包括 937, 1 194, 1 666, 1 624, 2 800 mm 等;刚性包带最大直径为 4 m,用于 ATV 与阿里安 5ES 的连接分离。刚性包带采用螺旋解锁装置,该解锁装置通过将包带预紧力产生的轴向运动转换为旋转运动来实现包带预紧力的缓慢释放,从而减小解锁冲击。爆炸螺栓式柔性包带产生的冲击环境约为 4 000g,而该螺旋式刚性包带产生的解锁冲击小于 1 000g。

1.5 设计工具与自动化装配

三维数字化设计为各系统在线并行协同设计奠定了基础,通过三维数字模装可验证各系统之间的接口协调性,避免了实物模装,大幅缩短结构设计周期。以数字样机为统一数据源的产品设计协同平台,在国外航空航天领域已经广泛应用,国内航空、船舶等领域也已经应用得十分成熟。最著名的案例是达索协助波音公司推出了世界上第一架无图纸(设计)飞机。当时,用 3D 完成波音 777 的模拟样机,零件总数为 300 万件以上,其中 132 500 个专用零件是由分布在美洲、欧洲、亚洲和大洋洲的 13 个国家的 545 个工厂生产。依靠三维协同设计技术,波音 777 的设计错误修改量较过去同类机型减少了 90%,设计更改和返工率减少 50% 以上,不合格品减少 50%~80%。

自动化装配生产既可缩短制造周期,又可提升制造质量,是现代工业产品的主要生产模式。为应对高密度发射任务需求,基于脉动式流水线作业的生产模式,已成为国内外航天器装配制造的发展趋势。为了提高生产效率,与阿里安 5 采用垂直总装方案不同,阿里安 6 火箭使用水平厂房和流水线作业模式,采用飞机“脉动式”总装生产线模式,大幅提高总装效率,降低制造成本。SLS 为加快研制周期,将原本采用的垂直总装方案改为水平总装方案。

2 我国运载火箭结构系统发展需求分析

2.1 运载效率提升需求

我国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。法尔肯 9 运载效率高达 3.53%,结构系统质量约占箭体干重的 50%,因此,结构轻质化对运载效率提升具有显著作用。我国运载火箭结构系数与国外主流火箭对比情况如表 3 所示,可见对于同种推进剂、同等规模直径的模块,我国运载火箭结构系数与国外差距较为明显。

表 3 结构系数对比情况

Tab. 3 The comparison of structure coefficient

项目	一级结构系数	备注
土星 V	0.942 5	
我国某型号火箭	0.92	液氧煤油模块
德尔塔 4H	0.881 8	
我国某型号火箭	0.879 5	氢氧模块
质子号	0.931 2	
我国某型号火箭	0.934 1	常规推进剂模块
Falcon-9	0.95	
安加拉 A5	0.932 8	液氧煤油模块
我国某型号火箭	0.908	

2.2 型号研制需求

新一代载人火箭和重型火箭^[6]一级都采用多台发动机、发动机单机交付,在大直径箭体内布局多台大推力发动机,传统的杆系传力方案不再适用。根据国外火箭设计经验,通过发动机推力传递结构与箭体结构一体化设计,可实现结构效率提升,同时可兼顾发动机的通用化、模块化,但是需要解决传力路线优化设计、安全间隙、管路布局、热防护等问题。新一代载人火箭和重型火箭的捆绑载荷均达到了 1 000 t 级以上,我国掌握了 400 t 级捆绑装置设计及集中力扩散结构设计技术,远不能满足需求,需要突破集中力扩散结构优化设计、大尺寸捆绑接头生产制造、大直径舱段装配精度控制等关键技术。

重型火箭大直径贮箱箱底厚度、壁板厚度和筋条高度将大幅增加,箱底成形、壁板成形等制造问题更加凸显。大直径筒段径向刚度较小,水平状态下变形较大,筒段之间的错位可能导致无法采用传统的水平焊接方案。贮箱连接环整体制造技术可提高尺寸精度和产品性能,是超大直径

贮箱制造的关键技术之一。

2.3 商业竞争需求

为抢占国际航天发射市场,提高竞争力,发展低成本、高性能火箭迫在眉睫。我国舱段普遍使用的蒙皮桁条结构采用铆接式装配,装配效率较低,噪音环境恶劣,生产成本较高。当前还没有掌握整体机加壁板、薄壁板搅拌摩擦焊及其变形控制等工艺方法。我国运载火箭火箭总装生产采用了单件“桩位”式生产模式,总装一发中型火箭需 2 个月左右时间,生产效率较低,无法满足高密度发射需求。

3 我国运载火箭结构系统发展方向

3.1 结构总体技术

3.1.1 载荷、布局及结构一体化设计技术

结构总体布局既影响载荷分配、气动力热特性,影响结构设计;结构设计又取决于载荷大小。为提高结构效率,应充分发挥结构总体专业优势,组织开展载荷、布局及结构等三者之间的快速迭代设计,将发射支撑、助推器捆绑、发动机对接、部段对接、星箭对接、分离火箭安装、吊点设置、运输支撑、舱段开口、贮箱开口、舱外凸起物等布局设计纳入一体化设计范畴,可降低载荷、减小气动热环境,达到结构布局最优,实现功能集成化、质量最小化。例如通过建立基于载荷的结构快速估重平台,可解决贮箱增压压力与外载荷的匹配设计问题,实现贮箱质量最小化。

后续应通过搭建面向结构系统的多学科优化设计平台,重点解决超大规模结构有限元计算技术,着力构建载荷、布局及结构一体化设计流程。

3.1.2 面向先进测发模式的箭地接口设计技术

为适应运载火箭无人值守测试发射技术的应用,箭地电、气和液等接口由传统的分布式布局逐渐转变为集中式布局,减少接口数量,一般将其布置在箭体尾部,实现 0 s 脱落;箭地接口布局时,应尽量对称,减小干扰力,同时开展与发射台布局、支撑臂方案等地面发射支持系统的联合设计,确保火箭的起飞安全性。结构总装设计时,应联合电气、分离等系统,将仪器、火工品等设备的安装操作前置。结构防水设计时,应避免采用塑料布等手动操作的临时措施,重点攻克结构设计防水一体化设计技术。为满足自动加注、连接器二次自动对接等需求,箭地接口应采用智

能化设计技术,重点开展口盖自动关闭、阀门自动密封等可靠性提升技术研究。

3.1.3 大型助推器捆绑传力优化设计技术

捆绑传力方式直接影响全箭载荷分配,首先根据全箭载荷,开展结构质量估算和运载能力影响分析,定量评估捆绑传力方案;同时综合考虑姿态控稳定性、发动机传力、发射支撑传力、捆绑装置设计、箭体结构集中力扩散结构设计、发射台设计、火箭型谱规划等因素,最终确定捆绑传力方案。前传力方案一般采用助推器发射支撑方式;后传力方案既可采用助推器支撑,也可采用芯级支撑。

该技术的关键是建立基于载荷的快速估重平台,提高结构估重效率;掌握捆绑传力优化设计方法,创新捆绑机构形式,形成捆绑连接机构型谱产品。

3.1.4 发动机推力结构与箭体结构一体化设计技术

发动机单机模块化交付是未来发展趋势,为提高结构效率,应针对发动机与箭体结构开展联合优化分析,统筹考虑捆绑和发射支撑等传力路线,确定最优传力路线。除了使用舱段传力,还可使用贮箱箱底传力,箱底在内压作用下受拉应力作用,传递发动机推力时受压应力作用,两者相互抵消,可有效发挥箱底传力优势;若传递的推力较大,则优先采用锥形底。

该技术应重点研究大尺寸复杂结构有限元建模技术,基于有限元计算的结构传力路线优化设计技术,攻克考虑发动机传力的箱底设计或壳段设计等传力路线综合优化设计技术。

3.1.5 新一代紧固连接技术

以 30CrMnSiA 等碳钢为主的紧固件材料体系存在耐腐蚀性能差、具有氢脆隐患等风险,随着新材料技术的发展,我国紧固件材料体系亟需更新换代。对于小载荷连接,应大力推进高性能铝合金紧固件应用研究,例如使用 7055 铝合金替代钢 45。对于低温介质中使用的 1Cr18Ni9Ti 螺栓,鉴于该材料晶间腐蚀倾向大,已在新版国标中删除,应积极研究其替代材料,重点推进 316 系列不锈钢材料的应用。对于大载荷连接部位,推广使用沉淀硬化不锈钢,采用 PH13-8Mo 替代 30CrMnSiNi2A,采用 17-4PH 替代 30CrMnSiA。对于超低温、大载荷连接部位,重点推广使用

GH4169。对于复合材料连接或质量要求较为苛刻的上面级，应积极采用 TC4 等钛合金材料。

相关新材料的制备工艺已经较为成熟，后续应在制造、检测、装配等方面，重点开展新材料紧固件的工程化应用研究，建立新一代紧固件标准体系，为型号应用奠定基础。

3.2 壳段

3.2.1 高性能壳段材料应用技术

舱段承力结构金属材料应采用比强度高、比模量高的铝合金，实现铝合金材料的升级换代。桁条、梁等主要承担轴压载荷，应采用比模量、比强度较高的材料，优先选用铝基复合材料 (TiB₂/7050)，其次选用 7055、2A97。经过试制和工艺试验，TiB₂/7050 制成的桁条工艺性与 7A09 相当，且成本可控制在铝锂合金的 1/3。端框、大梁等承受轴拉载荷的零件，应采用比强度较高、拉弯成形工艺较好的材料，首选 7A99，其次 7055。蒙皮优先选用密度小、薄板制造工艺性好的 2A97 铝锂合金板材，其次是 7475 铝合金板材。整体锻环、大型锻件应优先选用淬透性好的 7085 铝合金，小尺寸传力接头可选用 7050 预拉伸板。非金属承力结构逐步采用 T800 碳纤维+耐高温树脂，大幅提高力学性能。后续应重点解决新型材料性能数据库建设问题，攻克基于铝基复合材料型材的装配工艺技术和低成本高性能型材制备技术。

为解决大型火箭底部 MW 级别长时热防护问题，应积极发展新一代防热结构。热防护结构应具备低烧蚀量、密度低、热导率低、长时间服役等多方面特点。国外普遍采用 PICA-X 酚醛浸渍碳烧蚀材料，性能明显优于我国现有防热结构。通过前期研究，以 PICA 为基础，我国自行研制了 SiOC 陶瓷改性连续碳纤维织物增强酚醛气凝胶复合材料 (简称 CF-MPR)，完成了材料配方、制备工艺、力学性能测试、热学性能测试等工作，并生产了原理样机。后续重点面向工程化应用，优化生产工艺，攻克防热结构与主体壳段结构的装配技术。

3.2.2 基于创新结构形式的壳段设计技术

对于箱间段、后过渡段等传递捆绑集中力的舱段结构，由当前的蒙皮桁条铆接式结构逐步过渡到整体机铣网格壁板结构。集中力承载舱段设计时，为提高捆绑接头和集中力扩散结构的承载

效率，需突破拓扑优化设计技术，优化捆绑接头形状和集中力扩散路径，同时采用 3D 打印技术，实现复杂结构的一体化制造。

对于级间段、整流罩等均匀承载舱段，应推动采用碳面板+铝蜂窝夹层结构形式，该结构形式具有承载效率高、减振降噪性能好等特点。从总体设计层面，应优化全箭仪器设备布局，减少复合材料舱段的开口数量和仪器安装数量，发挥复合材料的优势。应重点开展复合材料结构失效模式研究，制定失效准则，为结构优化设计提供支撑。同时，注重复合材料舱段开口补强、支架连接和部段连接等细节设计，避免局部连接导致质量增加过多。

对于悬挂贮箱的箱间段、载荷支架等结构，应积极推动采用无蒙皮结构。悬挂贮箱箱间段采用碳纤维复合材料 X 型杆系结构。载荷支架采用碳纤维无蒙皮网格结构，相对传统铝合金产品，可实现减重 40%。后续重点突破 X 型杆系和无蒙皮网格结构参数优化设计，开展复合材料自动铺层、自动生产装备等整体制造工艺技术研究。

3.2.3 先进壳段制造工艺技术

蒙皮桁条式结构应全部采用自动铆接系统，重点突破通用式自动钻铆机器人等装备设计技术，提高铆接装配质量和效率，降低生产成本。

整体机铣壁板具有可设计性强、生产效率高等优点，还可以与贮箱筒段共用生产设备，实现柔性制造。整体机铣壁板之间采用搅拌摩擦焊技术组装成壳段。整体机铣壁板应逐步攻克壁板成形、焊接变形控制等关键技术，确保舱段的尺寸精度和形位精度。搅拌摩擦焊是未来金属舱段成形和组装的主流工艺方法，可与贮箱制造共用生产装备，实现柔性制造，提高生产效率，降低生产成本。

针对采用蜂窝夹层结构的大型整流罩，应重点突破整流罩柱段和锥段的一体化成形技术，减少连接环节，提高生产效率，降低制造成本。

针对捆绑接头、大梁接头等复杂结构形式，为减少零组件数量，提高生产效率，采用 3D 打印技术是未来发展趋势，后续重点攻克基于 3D 打印的结构拓扑优化设计技术。

3.3 贮箱

3.3.1 高性能贮箱材料应用技术

考虑使用成本，基础级和助推器贮箱应优先

选用 2219 铝合金。为提升火箭性能,二级及末级贮箱应优先选用比强度、比刚度和焊接性均较好的 2195 铝锂合金,重点解决铝锂合金延伸率偏低的问题。

复合材料贮箱的可设计性较强,由于贮箱筒段环向应力是轴向应力的 2 倍,使用复合材料贮箱可采用环向缠绕方式;此外,加工制造效率高,复合材料贮箱可实现一体式自动化加工。因此,复合材料贮箱具有明显的经济优势和性能优势。我国启动研究的时间相对较晚,后续应加快研究复合材料贮箱,在基础理论、设计方法、局部连接设计、失效模式、液氧相容性、液氢渗透性、制造工艺、健康监测等方面开展关键技术攻关。

不锈钢材料具有优异的高低温性能,同时具有绝对的价格优势;与普通钢相比,其导热系数较低,可减小隔热结构质量。因此,针对可重复使用火箭,可考虑使用不锈钢贮箱;但鉴于我国缺少不锈钢贮箱研制经验,后续要重点突破高精度不锈钢板原材料成形技术、不锈钢壁板成形及整箱焊接制造技术。

为提高深空探测能力,针对长时间在轨的低温贮箱,为控制推进剂蒸发量,后续重点发展多层隔热技术,突破多层隔热材料制备、性能检测、多层隔热材料与贮箱连接工艺等关键技术。

3.3.2 高效率贮箱结构形式优化技术

箱底形状一般优先选用椭球底,若采用箱底传递外力,则考虑采用锥形底。在超大直径贮箱结构研制设计过程中,为避免箱底环向应力的存在,应对椭球底模数进行优化设计。后续应重点突破内压、外载荷、低温等多种载荷工况下的箱底结构优化设计技术,发展可传递外载荷的多功能箱底结构。

针对大型或重型火箭,为满足超大轴压载荷的需求,提升结构效率,贮箱筒段应采用高筋壁板,高筋承载较大的轴压载荷,而内压由薄蒙皮承担。对于二级及末级贮箱,一般承受轴压载荷较小,为提升结构效率,贮箱筒段应优先选用等边三角形网格。后续重点突破基于等强度设计的高筋壁板结构优化设计技术,提高筒段的承载效率。

为提高运载效率,在二级及以上的箭体结构上,应优先使用共底贮箱,重点发展直径 3.35 m 和 5 m 共底贮箱,突破泡沫夹层隔热、热力耦合

设计、密封连接、共底成形及黏接精度等关键技术,取消抽真空和气体成份监测等环节。从受力角度来说,共底的型面以球形或接近球形最好;而在工艺性方面,箱底越接近球形则过渡环夹角位置的焊接可达性越差;在工艺实施可达的条件下,共底底形优先选用球形,其次选用椭球形。

3.3.3 低成本、高精度贮箱制造工艺技术

针对中型、小型等商业运载火箭,箱底采用整体旋压技术,可大幅减少箱底的零件数量,提高生产效率,降低生产成本。目前已经完成 5A06 铝合金 3 350 mm 直径整底带叉形环的旋压生产。未来应突破 2219 铝合金 3 350 mm 直径箱底的整体旋压制造技术,重点研究旋压成形、高精度机加等工艺措施,提高旋压制造的尺寸精度,为大规模应用奠定坚实基础。对于 5 m 和 9.5 m 等大直径贮箱,箱底采用顶盖、瓜瓣拼焊方式。针对 2195 铝锂合金强度、比模量较高,采用传统拉深成形方式存在设备能力不足、易开裂等难题;顶盖和瓜瓣宜采用蠕变成形技术,该技术成形精度高,可先平板机加网格后再成形,避免了成形后再机铣带来的产品变形问题。未来应重点研究变厚度瓜瓣一次蠕变成形技术和大尺寸顶盖一次蠕变成形技术,成形后不需机加即可交付装配使用。

2219 铝合金贮箱连接环已经完成 9.5 m 级整体锻环研制,因此,各种直径的连接环全面采用整体锻环是必然趋势,可提高连接环的力学性能和结构效率。因 2195 铝锂合金受铸锭的熔铸能力和整体环轧工艺技术限制,近期 2195 铝锂合金连接环可采用分段拼焊方式,拼焊工艺采用搅拌摩擦焊。未来应重点解决 2195 铝锂合金大型真空熔铸工艺装备的建设问题,逐步突破 2195 铝锂合金连接环整体制造技术。

为满足 5.0 m 级以上火箭的研制需求,应重点突破高筋大厚度壁板成形技术。综合成本及制造精度等情况,贮箱筒段制造工艺方案优选“铣+弯+焊”,其次选用“弯+铣+焊”方案。针对“铣+弯+焊”方案,重点攻克壁板滚弯成形精度问题,一方面针对网格壁板轧弯的可行性进行试验,另一方面针对校形工艺进行深入研究。

搅拌摩擦焊具有焊接系数高、焊接质量高、自动化程度高、环保性好等优点,因此,包括纵缝和环缝在内的全箱焊缝采用搅拌摩擦焊是未来发展方向。在补焊和点焊部位,应重点突破回填

式搅拌摩擦点焊技术,将全箱焊接强度系数由0.5提升至0.6以上。

相比卧式装配,立式装配更有利于保证装配精度,提高装配质量和效率;因此,立式装配适用于5 m直径以上的、径向刚度相对较小的贮箱;对于5 m直径以下的贮箱,为提高继承性和适应脉动式生产模式,仍采用卧式装配。针对超大直径贮箱装配制造,应重点突破贮箱立式焊接装备设计、焊接流程设计、焊接精度控制、焊缝质量在线监测等关键技术。

复合材料贮箱采用整体成型,要求模具可组装、拆卸,因此,模具设计时应重点解决拆卸与组装技术、整体刚度控制等问题;针对复合材料贮箱成形,重点突破自动铺放成型和固化等工艺技术。

3.4 分离装置与机构

3.4.1 大承载线性分离装置设计技术

为提高分离可靠性,避免产生污染物,大直径级间分离装置应优先选用膨胀管+凹槽板结构形式。随着火箭规模的增大,分离装置的载荷也在增大,如果材料不变,需要增加削弱槽厚度,则可能带来解锁冲击较大等影响。因此,提高分离装置承载能力较好的途径是采用高性能铝合金材料,使用7系铝合金替代2系铝合金,材料性能由400 MPa级别逐渐向600 MPa级别过渡。应重点攻克高强度材料切割设计技术,确定装药类型、装药密度等火工品设计参数;同时突破高强度铝合金分离环成形及机械加工等高精度制造技术。

对于旋抛整流罩纵向分离装置,未来发展方向是采用新材料或新结构形式,提高其承载能力,取消现有的锥柱过渡处的爆炸螺栓,减少分离火工品数量。

3.4.2 刚性包带设计技术

我国的星箭分离装置普遍采用的是柔性包带+V型卡块的结构形式,最大直径为2 800 mm;解锁装置采用爆炸螺栓,冲击量级较大。针对更大直径或更大载荷的星箭分离装置,若采用柔性包带,则V型卡块数量较多,预紧力加载时,各个V型卡块的受力不均匀性更大,给预紧力设计、装配控制等带来诸多困难;同时,柔性包带的承载能力也较小,无法满足需求。国外火箭普遍采用的刚性包带具有解锁冲击小、承载能力大等优点。根据研制需求情况,未来应将刚性包带作为

重点技术方向,实现我国星箭分离装置的更新换代。

该技术需开展充分的工艺试验,重点解决刚性包带整体制造、预紧力加载、预紧力控制等工程应用难题。

3.4.3 气囊式分离装置设计制造技术

我国运载火箭整流罩为旋抛分离方式,普遍采用了膨胀管+凹口螺栓作为纵向分离装置。从国际发展趋势看,平抛分离方式具有分离包络大、可适应的过载大、分离机构简单等优点,尤其适用于大型柔性整流罩分离。对于平抛分离方式,气囊式分离装置既是连接解锁装置,具有承载和解锁功能,又能提供分离能源,提供分离作用力。相对于分离弹簧,气囊式分离装置对整流罩的作用力是分布力,有利于蜂窝夹层式整流罩的局部结构设计,可提高结构效率。由此可见,为满足大型整流罩平抛分离需求,气囊式分离装置是一个重要发展方向。

该技术需重点攻克耐高温耐高压大尺寸气囊制备技术和衰减管优化设计技术。

3.4.4 助推器主捆绑装置设计技术

理论分析和研制经验表明,爆炸螺母式主捆绑机构适用于中小型捆绑式火箭;对于1000 t级的捆绑载荷,应采用铰链分瓣螺母式或中心螺栓式主捆绑机构;相对于铰链分瓣螺母式,中心螺栓式结构简单、传力效率较高,应优先选用。针对中心螺栓式主捆绑机构,后续应重点攻克基于双分离面的冗余解锁设计技术。

为适应沿海发射场恶劣的盐雾环境条件,提高零件的防腐蚀能力,主捆绑机构不宜选用30CrMnSiNi2A超高强结构钢,应选用超高强沉淀硬化不锈钢PH13-8Mo,该材料在国外应用广泛,具有优越的强度特性、很好的韧性和良好的抗应力腐蚀特性。后续需重点突破基于沉淀硬化不锈钢PH13-8Mo材料的大尺寸结构热处理工艺技术,掌握热处理工艺参数。

此外,大型助推器捆绑装置在飞行过程中球头球窝摩擦面发生相对转动,在大吨位载荷作用下,将产生大量热流,可能造成结构温度过高而发生失效。因此,需开展主捆绑装置的摩擦生热分析研究,选用合适的润滑方案。后续应重点开展高承载自润滑材料制备、黏接工艺及力学性能评价等关键技术研究。

3.5 设计工具与自动化装配

3.5.1 结构系统协同设计与制造技术

新一代运载火箭研制过程中，采用了三维数字化设计技术，大幅减少了结构干涉等不协调问题；但是，还未实现真正的协同设计，基本沿用了传统的串行工作模式。当前结构系统设计选用了 Creo+Windchill 的模式。其中，Creo 作为三维设计工具，Windchill 主要功能是产品数据管理。当前研制平台存在的问题在总体骨架传递、分系统设计、系统间模装、生产制造、信息化管理等环节，仍然需进行大量的手工转换；不支持协同工作指令的传递。

在我国工业基础发展不平衡的现状下，运载火箭产品配套厂家较为集中，具备实现结构协同设计的强大优势。根据国内外研制经验，未来采用 CATIA 作为结构三维设计工具，并配套建设相应的信息化支撑条件，打造以数字样机为统一数据源的产品设计协同平台，才能真正实现面向总体设计、分系统设计、仿真计算、生产制造、试验验证和发射使用等全流程的结构系统协同设计，发挥三维数字化设计的优势。

该技术需要重点突破基于 CATIA 软件的协同设计平台搭建技术，攻克覆盖设计、制造、使用等产品全寿命周期的数据模型传递难题。

3.5.2 “脉动式”总装生产技术

随着我国火箭高密度发射带来的产品配套剧

增，研制任务增多，我国的火箭制造模式正在向多品种、小批量转型。基于产品固定不动的“站桩”式总装模式，存在生产效率低、不利于质量控制等缺点，参考飞机装配和阿里安 6 的生产模式，基于精益思想的“脉动式”装配是未来发展趋势。“脉动式”装配线使用模块式方式设计总装配线，通过站位划分使总装过程按设定的节拍进行站式装配作业，具有工位专业化程度高、装配质量一致性好、生产效率高等特点。为满足高密度发射需求，我国中型运载火箭应逐步推动实施“脉动式”总装生产模式，重点突破站位划分、物流配送、生产节拍设置等关键技术。

3.6 小结

通过调研分析，结合我国国情和型号研制需求，并考虑轻质化、经济性和工艺性等结构系统发展的目标，我国结构系统的发展可分为以下两种情况予以实施。一是针对 5 m 以下直径的中、小型运载火箭，构成我国未来商业航天的主力军，面对高密度发射的需求，结构系统应重点解决制造效率和制造成本问题；二是针对 5 m 直径及其以上大型、重型运载火箭，肩负着我国深空探测、载人登月和航天强国等重大历史任务，应重点解决制造可行性和技术先进性的问题。本文梳理了结构系统发展方向，提出了需重点突破的关键技术，具体发展实施路线如图 10~13 所示。



图 10 结构总体技术发展路线

Fig. 10 The technology roadmap of integrated structure design



图 11 壳段发展路线

Fig. 11 The technology roadmap of cabin



图 12 贮箱发展路线

Fig. 12 The technology roadmap of tank



图 13 分离装置与机构发展路线

Fig. 13 The technology roadmap of separation device

4 结论

为有效支撑航天强国建设,提高结构效率,满足大型、重型火箭的研制需求,我国应加快结构协同设计与制造平台建设,在新材料、新结构和新工艺等方面,全面推进关键技术攻关研究,重点发展以铝基复合材料应用、大承载蜂窝夹层结构、整体机铰壁板成形等为代表的先进壳段设计制造技术,突破以 2195 铝锂合金应用、大直径共底贮箱等为代表的先进贮箱设计制造技术,攻克以刚性包带为代表的分离装置设计制造技术。

为满足高密度发射需求,提高生产效率,我国航天应实现制造模式的转型升级,从单件生产逐步向批量生产模式转变、从分体组装逐渐向整体制造转变,重点突破大直径箱底 2219 铝合金整

体旋压技术和“脉动式”总装生产技术。

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] Vasiliev V V, Razin A F. Anisogrid composite lattice structures for spacecraft and aircraft applications[J]. Composite Structures, 2006, 76(1-2): 182-189.
- [3] Eidson R L. Cryogenic upper stage propulsion systems evolution[C]. AIAA 1992-3594,1992.
- [4] 吴小宁,赵国柱,卢兆勇,等.国外运载火箭典型结构制造工艺研究[J].航天制造技术,2016,8(4):63-66.
- [5] 石瑶,岳玉梅,吕赞.回填式搅拌摩擦点焊的研究进展[J].机械制造文摘,2017(6):1-10.
- [6] 龙乐豪,郑立伟.关于重型运载火箭若干问题的思考[J].宇航总体技术,2017,1(1): 8-12.

引用格式:顾名坤,何巍,唐科,等.我国液体运载火箭结构系统发展规划研究[J].宇航总体技术,2021,5(2):55-67.

Citation: Gu M K, He W, Tang K, et al. Research on the development plan of Chinese liquid launch vehicle structure system [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2021, 5(2): 55-67.