

新型航天器发展对力学学科的挑战

于登云

中国航天科技集团公司, 北京 100048

E-mail: yudyun@sina.com

2014-12-23 收稿, 2015-02-28 接受, 2015-03-24 网络版发表



摘要 航天工程研制与力学学科发展关系紧密, 相互促进. 分析新型航天器研制所面临的工程难题及其对力学学科提出的新挑战, 并对这些力学问题加以研究与工程转化, 对促进我国航天科技的快速发展具有重要作用. 本文针对重型运载火箭、大型空间飞行器、可重复使用运载器及临近空间高超声速飞行器 4 类典型新型航天器, 在分析其主要技术特点和工程研制难题的基础上, 总结归纳出对力学学科问题的挑战, 提出了当前及未来在力学领域内需要重点关注的热点问题及相关建议, 以促进新型航天器与力学基础学科的共同发展.

关键词

新型航天器
工程难题
力学挑战

回顾人类追求飞天梦想的发展历程, 航天科技与力学相互依赖、相互促进、相辅相成. 一方面, 航天科技的发展, 如航天器的设计、研制、试验、发射、飞行和返回全过程均涉及到各类力学问题, 极大地促进了相关力学学科理论和方法的进步; 另一方面, 力学是支撑航天技术发展的重要基础学科, 随着研究手段和解决问题的能力增强、范围加宽、方法完善, 为众多航天工程技术问题的解决、航天科技的快速发展做出了重要贡献. 航天科技与力学学科的这种相互支撑关系, 不仅体现在一大批广为人知的伟大力学家, 如开普勒、牛顿、齐奥尔科夫斯基、钱学森等, 所发展的力学理论为航天科技的发展奠定了理论基础, 而且航天科技的发展又进一步推动了固体力学、流体力学、计算力学、试验力学及其交叉学科的发展与进步. 实际上, 航天领域所取得举世瞩目的里程碑式成就, 如 V2 火箭、地球卫星、航天飞机、登月航天器、空间站等, 无不明显地体现出力学助推航天发展、航天发展牵引力学进步.

进入 21 世纪以来, 为更好地执行深空探测、载人航天、天地往返和卫星应用等任务, 国内外提出和发展了一系列有别于传统的新型航天器概念和技术.

这类新型航天器所面临的服役环境更为苛刻, 需要的结构效率和可靠性更高, 抵抗极端空间环境的能力更强, 姿态和型面控制精度更精确, 且最大可能满足长寿命和低成本要求, 从而给结构动力学、高温固体力学、高超声速空气动力学、计算力学、多学科交叉等领域带来新的应用挑战. 只有突破和解决这些问题, 才能适应新时代航天器的发展特点与趋势, 进一步通过自主创新的方式研制和发展新型航天器.

1 新型航天器技术特点与研制难点

随着航天科技的快速发展, 为满足越来越多样化的任务需求, 一系列新型航天器应运而生. 这些新型航天器或者是基于现有航天器技术演变, 或者是一种全新的设计概念. 本文重点对重型运载火箭、大型变结构空间飞行器、可重复使用运载器及临近空间高超声速飞行器 4 类典型新型航天器进行阐述.

1.1 重型运载火箭

为了满足未来深空探测、载人登月/登陆火星等重大工程的需求, 世界主要航天国家争相发展 LEO(low earth orbit)运载能力达百吨级以上的重型运

载火箭^[1]. 与常用运载火箭相比, 以图 1 所示航天系统为代表的重型运载火箭在充分继承现有技术的基础上, 具有如下特点^[2,3]: (1) 结构尺寸大. 常用运载火箭的芯级直径一般在 3~5 m, 总长 30~60 m; 而重型火箭的芯级直径在 10 m 左右, 总长在百米左右. (2) 起飞重量大. 常用运载火箭的起飞重量通常在几百吨, 起飞推力也是数百吨; 而重型运载火箭的起飞重量大多在 2000 吨(1 吨=1000 kg)以上, 起飞推力则在 2500 吨以上. (3) 力学环境复杂. 重型运载火箭由气动载荷、过载、噪声、振动、冲击形成的综合载荷量级有较大提升, 一般情况下是常用运载火箭的 1.5~2 倍.

重型运载火箭由于具有上述技术特点, 因此在工程研制中将面临一系列技术难题, 主要表现在:

(1) 载荷路径传递规划难. 由于重型运载火箭质量规模大、飞行静态载荷高, 因此发动机的大推力需通过合理规划载荷路径, 以实现不同结构部段之间的有效传递, 并使机架、尾段和捆绑连接点等应力集中位置的应力得到有效扩散.

(2) 结构轻量化设计难. 重型运载火箭要实现百吨级的运载能力, 需要在高载荷作用的条件下, 通过选择与应用轻质材料和结构优化设计, 解决大尺寸铝锂合金、复合材料的设计和生產难题, 以实现结构质量的降低、运载效率的提升.



图 1 航天发射系统
Figure 1 Space launch system

(3) 力学特性分析与试验验证难. 由于重型运载火箭结构尺寸大, 建设与之相匹配的大型地面试验设施投资规模大、技术难度高、综合效益低, 因此必须解决大型复杂结构力学特性分析和采用部段级试验实现整箭模态参数等技术难题, 以实现重型运载火箭力学特性的精确分析和试验验证的有效性.

(4) 大型结构刚-柔-液耦合分析难. 由于重型运载火箭尺寸大、燃料多、载荷高, 在飞行过程中箭体将经受复杂的力学环境作用, 必须解决刚-柔-液耦合特性分析难题, 为箭体姿态控制、级间分离、整流罩分离等关键过程提供准确的动力学特性参数.

1.2 大型空间飞行器

随着探索空间和利用空间的不断深入, 世界主要航天国家对具有高性能、高功能结构的多舱段式空间站、大容量通信卫星、高指向精度和高稳定度的遥感卫星等新型大型空间飞行器的研制需求越来越迫切. 与现有空间飞行器相比, 这类新型大型空间飞行器具有如下特点:

(1) 尺寸庞大. 目前空间飞行器展宽一般不超过 40 m, 附件的直径尺寸基本在 30 m 以内; 而新型大型空间飞行器的展宽大多达到 50 m 以上, 附件的直径尺寸有的高达百米, 极端情况可达千米级, 比如空间太阳能电站(图 2)的跨度达到 10 km^[4].

(2) 构型复杂. 新型空间飞行器往往由多舱段对接, 或多柔性模块组装构成, 且带有大型机械臂、可展开天线等具有相对运动特性的多个大型柔性附件, 同时兼顾在轨组装、在轨维修、在轨操作等任务, 导致航天器成为变构型、变参数的大型甚至超大型空间复杂组合体结构^[5].

(3) 刚-柔-液强耦合. 相对于现有空间飞行器的

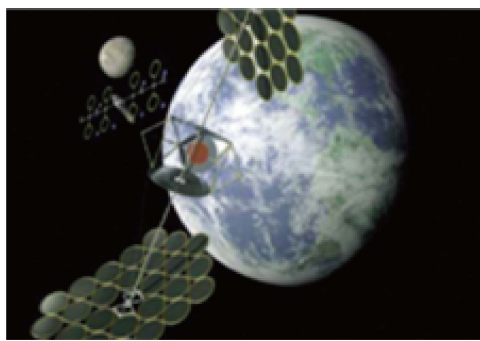


图 2 空间太阳能电站^[4]
Figure 2 Space solar power station^[4]

构型而言,新型大型空间飞行器由于带有柔性太阳能电池阵、可展开天线等大型柔性附件^[6~8]以及多个大型贮箱,刚-柔-液的相互作用将成为航天器总体设计和控制系统设计的重要影响因素^[9,10]。

(4) 精度和稳定度要求高. 以等效口径达到 6.5 m 的詹姆斯·韦伯太空望远镜(图 3)^[11]、波束达到 500 个甚至更多的通信卫星及采用宽带通信载荷(高频段、太赫兹和激光通信)、大型可展开网状天线的移动通信卫星等为代表的新型空间飞行器,其性能指标较现有空间飞行器而言往往高出 1 个数量级以上,比如大型天线型面精度要求达到毫米级,指向精度达到 0.01°,姿态稳定度达到毫角秒级。

(5) 工作环境更加苛刻. 大型空间飞行器在轨工作寿命要求更长(低轨要求 5~8 年,高轨要求 12~15 年),并将长期经受高真空、高低温(温差可达 200℃)等空间环境以及太阳光压、温度冲击^[12]、轨道机动等多种在轨干扰因素影响,工作环境较现有航天器更加苛刻。

新型空间飞行器由于上述技术特点,在工程中将面临如下主要技术难题^[13~15]:

(1) 总体设计难. 由于尺寸庞大、构型复杂、带有多个大型柔性附件,新型空间飞行器的总体设计,需要考虑各种大型部组件安装布局、微振动抑制并兼顾各种使用要求,以实现构型、布局满足发射状态下的最大包络和环境条件。

(2) 构型与形状控制难. 由于结构尺寸庞大、构型复杂、刚-柔-液强耦合,且具有变构型、变参数以及高精度高稳定度要求,新型空间飞行器需要解决组合体控制和大型复杂柔性附件展收和型面控制等技术难题。

(3) 试验验证难. 由于新型空间飞行器结构尺寸

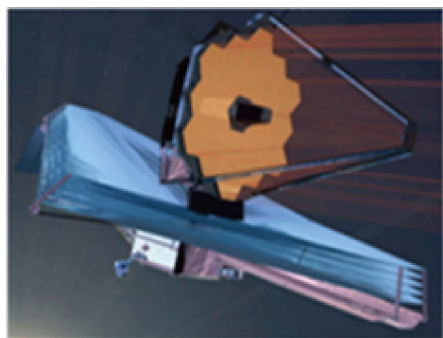


图 3 詹姆斯·韦伯太空望远镜^[11]

Figure 3 James Webb Space Telescope^[11]

大,建设与之相匹配的大型地面试验设施往往投资规模大、技术难度高、综合效益低,因此需要解决仿真分析、部组件级试验替代整体试验和利用在轨参数辨识进行模型修正等技术难题,以实现大型空间飞行器力学特性的精确分析和试验验证的有效性与充分性。

1.3 可重复使用运载器

随着航天技术发展和低成本航天运输的迫切需求,在一次性运载器基础上发展“快速、廉价、可靠”进出空间并可多次重复使用的运载器,是当前及未来国内外运载器发展的重要方向之一.与一次性运载器相比,可重复使用运载器具有如下典型特点:

(1) 兼具运载器和航空器的双重特点.可重复使用运载器充分吸纳了一次性运载器和航空器的部分功能特点,既可作为航天运输工具以快速穿越大气层发射航天器,也可作为高超声速投送平台实现快速远程/全球打击^[16~18],还可像航空器一样返回地面,实现天地往返、多次重复使用.这类重复使用运载器典型代表有XS-1和X-37B(图 4)。

(2) 跨速域、跨空域.可重复使用运载器不仅跨越亚声速、跨声速、超声速和高超声速等速域,而且覆盖航空空域、临近空间和轨道空间等空域,飞行工作环境多样,气动力热特性复杂^[19~22]。

(3) 承载特性复杂.一次性运载火箭以承受轴向载荷为主,而重复使用运载器不仅在上升段要承受与一次性运载器相同的载荷环境,而且在返回段要承受法向受力为主的力学环境,结构承载特性复杂。

可重复使用运载器的上述技术特点,使得其在工程研制中面临如下主要技术难题:

(1) 气动布局设计难.由于重复使用运载器气动布局并须兼顾低空和高空两种气动性能和飞行模式,特别是在高超声速条件下真实气体、热化学非平衡、稀薄气体等效应突出,气动布局设计要考虑的限制



图 4 典型重复使用运载器. (a) XS-1; (b) X-37B

Figure 4 Typical reusable launch vehicle. (a) XS-1; (b) X-37B

因素众多,因此要同时满足多种约束条件(如图 5 所示的典型飞行包络线)的气动布局设计非常困难。

(2) 热防护结构设计难。可重复使用运载器最高飞行马赫数超过 25,强大的气动加热使机体表面温度急剧增高,机头锥、翼前缘表面最高温度超过 1700°C ,机身迎风面的温度也在 $1100 \sim 1500^{\circ}\text{C}$ 左右,高温持续时间可长达 $1500 \sim 2000 \text{ s}$ 。因此必须解决高温长时非烧蚀热防护、大热载条件下高效隔热、高温可靠连接与动/静热密封等设计难题^[23]。

(3) 全程耦合控制难。可重复使用运载器的飞行攻角包络大^[24~27],压心变化范围宽,面对称外形导致滚动与偏航通道存在强耦合和副翼操纵反效,以及高超声速段上下表面的压强差别大,因此必须解决俯仰通道配平、通道耦合和舵偏非线性特性控制等难题。

(4) 复杂流动状态验证难。可重复使用运载器在飞行过程中将经历亚声速、跨声速、超声速和高超声速 4 种速域范围,由于不同速域下的流动状态特点不同、影响不同,因此如何模拟黏性干扰效应和壁面催化效应、边界层转捩、激波/激波干扰、激波/边界层干扰、非定常流动以及气动弹性和气动伺服弹性,并进行准确性验证,是当前工程设计中的一大难题。例如,“追梦者号”与运载器在飞行过程中就将面临如图 6 所示的复杂流场环境。

(5) 一体化力热耦合设计难。可重复使用运载器,尤其是带有大尺寸热结构控制翼的运载器,往往采用隔热/结构一体化设计,在再入过程中将经受苛刻的气动热环境与力学环境,因此热结构部件高温强度/刚度、热/振动、热/气动弹性等力热耦合分析与环境适应性验证,是当前工程研制中必须解决的关键难题。

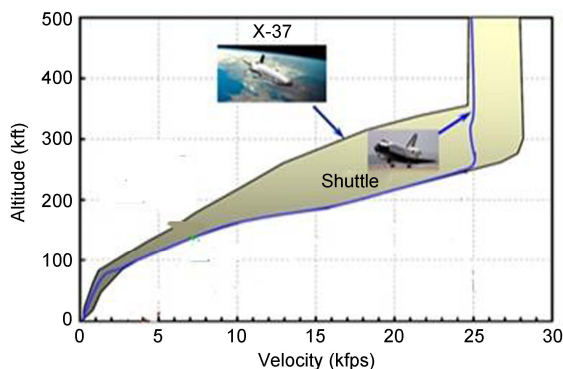


图 5 典型飞行包络线
Figure 5 Typical flight trajectory

1.4 临近空间高超声速飞行器

以全球快速到达为主要目的的临近空间高超声速飞行器,主要性能特征为:飞行马赫数 $3 \sim 10$,在临近空间内的飞行时间为几百至上千秒、飞行距离几百至上万千米、飞行高度 $20 \sim 100 \text{ km}$ 。目前,此类飞行器可分为两类:一类是吸气式动力巡航高超声速飞行器,以美国 Hyper-X 计划中 X-43 系列飞行器^[28~32]和 HyTech 计划中使用的 X-51(http://en.wikipedia.org/wiki/Boeing_X-51)系列飞行器^[33~35]为代表;另一类是无动力滑翔式高超声速飞行器,以美国 FALCON 计划中的 HTV 系列飞行器^[36~38]为代表。部分典型临近空间高超声速飞行器如图 7 所示。这类飞行器的主要技术特点包括:

(1) 高升阻比气动布局。临近空间高超声速飞行器具有速度高、速域宽、巡航高度高、航程长等特点,因此必须选取宽速域的高升阻比的气动外形,常见的外形如升力体、翼身融合体、乘波体等。

(2) 气动热环境严酷。此类飞行器需要在大气层中长时间高速飞行,飞行器表面与大气将产生剧烈摩擦,累积的热载荷不断增加,局部温度甚至超过 2000°C ,由此带来的热防护要求极高。

(3) 吸气式高超声速推进。动力巡航高超声速飞行器常常采用吸气式推进的动力系统,这种动力系统不需要像火箭那样自身携带氧化剂,可以直接从大气中吸取氧气,具有经济性好、重量轻等优点。当前采用较多的吸气式高超声速推进技术主要包括超燃冲压发动机技术和组合动力技术。

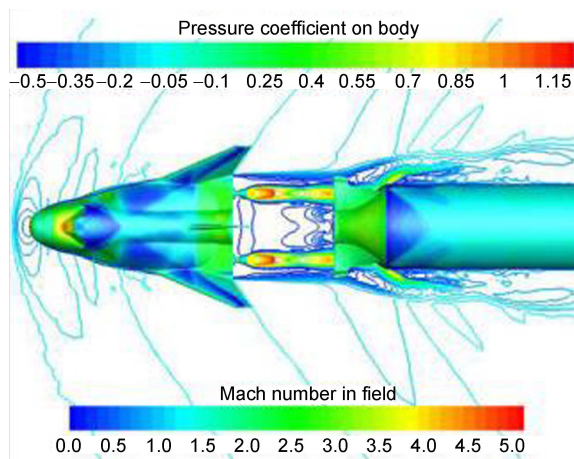


图 6 “追梦者号”与运载器复杂流场
Figure 6 The complex flow field of “Dream Chaser” and its launch vehicle

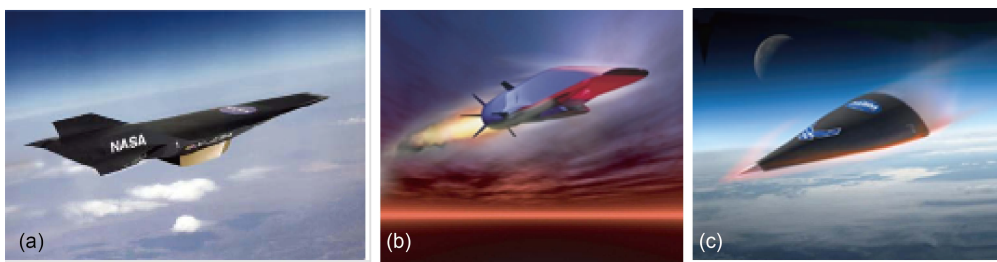


图7 典型临近空间高超声速飞行器。(a) X-43A; (b) X-51A; (c) HTV-2

Figure 7 Typical near-space hypersonic flight vehicles. (a) X-43A; (b) X-51A; (c) HTV-2

具有上述技术特点的临近空间高超声速飞行器,在工程研制中主要面临如下技术难题:

(1) 宽速域高升阻比外形设计难. 由于此类飞行器需要采用高升阻比气动布局,而常规的气动外形设计在高超声速条件下难以突破升阻比的屏障,加之高速大空域的飞行环境会给飞行器带来非常复杂、严峻的气动力/热问题,因此如何高效准确地预测与评估高超声速飞行器在高速大空域环境下的气动力/热性能,成为高升阻比气动布局设计面临的重要难题^[39,40].

(2) 热防护设计难. 由于临近空间高超声速飞行器具有高升阻比的复杂外形,气动热环境严酷,因此需要对热环境进行精确预测,并在此基础上采用精细的非烧蚀热防护技术以维持飞行过程中的高升阻比外形不变,这就需要从耐热材料、耐热机理和结构设计上进行深入的探索^[41].

(3) 吸气式推进系统设计难. 超燃冲压发动机是当前吸气式推进动力系统的研究热点,由于超声速条件下的点火被喻为是“在飓风中点火柴”,燃烧室中的超声速燃烧过程也极其复杂,因此认识和探索其现象和机理是超燃冲压发动机设计中最具挑战性的问题^[42]. 另外,推进系统还需要与机身进行一体化设计,这又为总体设计带来了困难.

2 新型航天器需要重点关注的挑战性力学问题

鉴于上述 4 类新型航天器的技术特点和工程研制面临的工程难题,从力学研究的角度出发,可以概括出但不局限为以下 4 大类 10 个亟需在力学学科方面展开攻关的挑战性问题.

2.1 动力学与控制

动力学与控制是新型航天器研制过程中的基础支撑学科. 新型航天器由于总体设计、控制精度、所

处空间环境的要求不同,导致其研制过程中出现一系列新的动力学与控制问题.

(i) 大型复杂结构动力学建模与仿真问题. 随着航天任务的复杂性越来越高,航天器结构也向着大型复杂化发展. 以带大型桁架式网面天线为代表的新型航天器为例,其总体设计往往包含大量铰链和绳索等非线性结构,而工程研制方面一般都针对该类结构进行简化处理,但铰链间隙等非线性因素对部件展开过程和展开锁定后的动力学特性都存在重要影响,同时也是导致天线在轨故障的重要潜在因素,虽然目前对于该类问题进行了大量的仿真,但离工程实际需求还有较大差距^[7~10,15].

因此,基于上述新型航天器的技术特点和研制难点问题,大型复杂结构动力学建模与仿真问题主要涉及几何和接触非线性理论机理、非线性结构力学模型建模方法、接触非线性结构机热一体化建模方法、工程适用的非线性结构多体展开动力学预示方法、大尺度刚柔耦合结构动力学精确建模方法和星箭耦合动力学建模方法等方面的问题. 这些问题的存在,对力学在机理、模化方法、工程实用化分析等方面的研究带来巨大的挑战性.

(ii) 器箭耦合力学环境分析和预示问题. 大型空间飞行器和重型运载火箭,由于采用新的构型和结构参数,导致整体系统体结构传递特性发生重大变化,且系统级动力学特性复杂,尤其对于大型空间飞行器和重型运载火箭及其组合体而言,纵、横、扭模态耦合现象突出,增加了新型航天器结构振动传递分析以及有效载荷界面环境预示的难度. 同时,器箭在发射段承受着恶劣的振动与噪声等力学环境. 这些力学环境分析与预示的准确与否直接关系到这些新型空间飞行器和重型运载火箭总体设计的优劣. 当前,国内外虽然已经在中低频段开展了大量的研究工作,但是对于全频段的环境预示问题,仍然是研

究热点问题之一^[13,14].

因此,结合新型航天器的具体设计难点,器箭耦合力学环境分析和预示问题包含如下主要力学问题:火箭发动机的振动和噪声量级及其产生与传播机理、集中力扩散结构的传力路径优化方法、大型有效载荷界面低频振动环境预示方法与大型整流罩噪声环境预示等.该类问题的存在,给采用新构型和结构参数的新型航天器带来了产生机理、仿真方法等方面研究的挑战.

2.2 固体力学

固体力学作为一门应用基础学科,在新型航天器设计中起到至关重要的基础作用.在本文所述的4类航天器中,由于结构形式、飞行器剖面的不同,给固体力学学科带来如下挑战性问题:

(i) 复合材料结构设计问题. 复合材料由于具有强度高、刚度大、重量轻并有抗疲劳、减振、耐高温、可设计等特点,因此除具有承载性能外还用于实现吸波、透波、耐热、防热、隔热等其他功能.当前,小尺度、构型简单的复合材料结构,已经广泛应用于运载火箭、卫星等航天器部段级设计过程中,从而满足结构的高承载要求^[43,44].但由于重型运载火箭和大型空间飞行器需要大尺寸、轻质复合材料结构,而临近空间高超声速飞行器和可重复使用运载器需要大面积防热、结构承力一体化的复合材料结构,因此,这类复合材料结构从机理到工程研制均需进行多方面的研究.

要解决这类复合材料结构设计问题,亟需在力学方面开展大尺寸复合材料结构带来的尺寸效应机理研究,复合材料等效力学模型研究,多功能结构一体化设计方法研究等.

(ii) 力热耦合问题. 可重复使用运载器和临近空间高超声速飞行器,由于具有跨速域、跨空域等特点,因此在飞行过程中将经受气动热、气动力、振动、噪声、过载、冲击等严酷的力热耦合环境的考验.这些环境不仅会引起材料产生热应力,改变结构的有效刚度等参数,而且会引起飞行器结构产生薄膜应力、大变形、热屈曲等,使结构动态响应表现出强非线性特征.由于常规线弹性理论很难适用,因此,力热耦合问题已经成为制约这类飞行器气动布局设计和热防护设计的瓶颈^[16,17].

这类力热耦合问题是典型的高温固体力学问题,

从力学角度需要重点开展研究的问题主要包括:高温环境下结构模态演化规律研究、力热复合载荷作用下结构响应研究、力热复合载荷作用下结构损伤演化与疲劳寿命预示及力热复合环境综合试验验证方法等.

2.3 空气动力学

可重复使用运载器和临近空间高超声速飞行器,具有气动外形复杂、飞行速度高等特点,在研制过程中面临如下有挑战性的空气动力学问题:

(i) 物理化学效应影响下的流动机理与模拟问题. 这类新型航天器在大气中进行高超声速飞行时,不仅在飞行器表面会产生由真实气体、壁面滑移等诸多物理化学效应导致的复杂流动,而且在吸气式发动机内部还存在超声速燃烧的化学反应流动现象.这些物理化学效应主要涉及如热化学非平衡、超声速燃烧反应、等离子体鞘套等流动问题.目前,针对此类问题的机理认识及模拟手段都相当有限,这为这类新型航天器的总体设计和精确控制带来诸多困难^[21,30,37,38].

要解决这类物理化学效应影响下的流动机理与模拟问题,需要从力学角度重点开展流动机理研究,燃烧动力学、有限速率化学反应、滑移边界等模型研究,数值模拟和风洞试验方法研究等.

(ii) 复杂流动的精细模拟问题. 临近空间高超声速飞行器由于整体或局部的外形复杂,在飞行过程中存在激波/边界层干扰、可压缩湍流等高超声速复杂流动现象.为保证飞行器的结构、材料、动力等相关系统的正确设计,必须对复杂流动引起的气动力/热特性进行精细化研究.但是,由于机理复杂、特征尺度小,这些流动的精细模拟非常困难,从而给这类新型航天器的气动布局设计、热防护设计带来了挑战^[31-34,40,42].

要解决这类复杂流动的精细模拟问题,需要从力学角度重点开展复杂流动的机理研究,高超声速转捩和湍流模型研究,激波/激波干扰、激波/边界层干扰、流动分离等复杂流动的精细数值模拟与风洞试验方法研究,以及必要的飞行试验验证.

2.4 力学交叉学科问题

航天器的研制过程涉及到动力学与控制、固体力学、流体力学、计算力学、实验力学等多个力学学科

之间的耦合交叉应用;而新型航天器的研制,由于构型复杂、刚-柔-液耦合特性突出、空间环境更加苛刻等特点,给力学交叉学科带来如下挑战性问题:

(i) 非线性刚-柔-液耦合动力学分析问题. 重型运载火箭与大型空间飞行器,由于具有结构尺寸大、构型复杂且采用串/并联布局的多个大型全管理储箱等,同时推进剂消耗导致航天器结构重量持续减少,太阳翼和天线等外伸附件在轨展开过程中整星结构和构型也将持续变化,导致航天器的刚-柔-液耦合特性突出.而现有的研究以理论方法为主,难以反映航天器的真实特性且无法满足航天器总体设计和控制系统的高精度要求^[9,10,15].

要解决这类非线性刚-柔-液耦合动力学分析问题,需要重点开展刚-柔-液耦合机理、刚-柔-液耦合动力学建模、非线性晃动动力学模型、非线性晃动与振动特性性能评估方法以及试验验证方法等研究.

(ii) 大型变结构组合体建模、辨识和振动抑制问题. 大型空间飞行器由于构型庞大、在轨组装和操控,是一个典型的变结构、变构型、变参数组合体.在轨运行中液体晃动、柔性振动、航天员活动、带载与空载机械臂的大范围运动等多种扰动,同时舱段扩展、大型实验载荷增减等任务,使组合体呈现时变的动力学特性,其动力学与控制存在强耦合.因此,为准确获取在轨精确控制模型,大型变结构组合体建模、辨识和振动抑制是这类大型空间飞行器总体和控制系统设计必须要解决的关键问题^[5].

要解决这类大型变结构组合体建模、辨识和振动抑制问题,需要重点开展大型变结构组合体动力学建模与分析方法、柔性多体动力学建模方法、变结构组合体动力学模型参数在轨辨识方法、大型柔性附件振动抑制方法等研究.

(iii) 气动弹性与气动伺服弹性结构耦合动力学问题. 可重复使用运载器和临近空间高超声速飞行器,由于经历不同的空域与速域,且在大气层中长时间飞行,因此总体设计一般采用细长体或翼身融合体气动布局,并广泛运用轻质材料与大型薄壁结构,同时控制舵面多,从而带来一系列气动弹性与气动伺服弹性问题.尤其由于刚柔耦合问题突出,其气动加热环境下的气动弹性与气动伺服弹性结构耦合动力学问题更为复杂,已成为这类新型航天器总体设计和控制系统设计不可逾越的关键问题^[17,22].要解决这类气动弹性与气动伺服弹性结构耦合动力学问

题,需要重点开展高超声速非定常气动力计算理论与计算方法、热气动弹性和气动热伺服弹性的机理和建模方法、结构静/动态特性对飞行器性能的影响分析等研究.

(iv) 微振动性能分析与抑制问题. 大型空间飞行器由于活动部件多、姿态稳定性和指向精度要求高,对其产生一系列幅值较小、频率较高的微振动成为总体设计中一项关键性的影响因素.虽然国内外已经在反作用轮、热致微振动等方面开展多项研究,但由于微振动属于典型的力学交叉学科问题,其响应分析与抑制研究极具创新性和挑战性,目前仍是国内外研究的热点问题之一^[5,12].

要解决这类微振动性能评估与抑制问题,需要重点开展微振动源的产生及传递机理、微振动耦合动力学模型、微振动响应测量方法和微振动抑制方法等研究.

3 结束语

综上所述,当前及未来功能性更强、复杂性更高、个性化更突出的新型航天器,具有结构大型化、构型复杂化、服役环境极端化、多因素耦合化等标志性的特点.但由于现有力学手段的局限性和模拟真实环境的困难,对力学学科解决工程问题提出新的挑战.这些挑战性问题既有要解决的机理问题、方法问题,也有要解决的工程应用问题.因此,需要将新型航天器工程方面的需求与力学学科的发展紧密联系起来,实现工程与科学的相互结合、相互促进,从而给航天工程提供理论支持,提升采用力学基础知识解决工程问题的能力.

为促进航天科技与力学学科的发展,建议:(1)充分发挥各工程单位、科研院所与高校的协同创新作用,形成以工程需求为牵引、力学作为基础支持的相互支撑发展模式,注重创新性研究,尤其重视地面试验与模拟试验、自主性分析软件的开发与使用问题.(2)重点结合重大专项计划,针对工程关键技术问题、基础性问题,开展相关航天工程相关力学学科关键技术的研究与攻关,并对于力学多学科耦合交叉问题给予重点关注,以提升我国新型航天器的研制水平和创新能力.(3)加强国内外交流和人才培养,提升航天工程人才队伍水平和解决航天器工程力学问题的能力.

本文是在香山科学会议第 508 次学术讨论会“新

型航天器中的力学问题”的大会主题评述报告基础上编写完成. 需要说明的是, 新型航天器中的力学问题其实有很多, 且由于新型航天器的发展将呈现更多的样式和复杂性, 因此带来的挑战性力学问题也将日趋复杂和多样, 需要持续不断加强对其研制难点的分析

和力学问题的认知. 本文提到的问题, 只是从工程实际需求出发梳理出的需要解决的最关键的“拦路虎”. 更详细的问题和分析, 留给中心议题和专题去描述. 同时, 鉴于本人的认知, 文中所述仅代表作者个人观点, 肯定存在不全面和不当之处, 欢迎批评指正.

致谢 本文在写作过程中得到中国航天科技集团公司的杜善义院士、包为民院士等的指导和帮助, 文章中引用了相关作者的材料, 在此一并表示衷心的感谢.

参考文献

- Long L H, Wang X J, Rong Y. The forecast of expendable launch vehicle in China (in Chinese). *Sci China Ser E-Tech Sci*, 2009, 39: 460–463 [龙乐豪, 王小军, 容易. 我国一次性运载火箭的发展展望. *中国科学 E 辑: 技术科学*, 2009, 39: 460–463]
- Long L H, Liu W, He W. Developing heavy launch vehicle to accelerate the progress of space industry (in Chinese). *Space Int*, 2011, 8: 1–8 [龙乐豪, 刘伟, 何巍. 研制重型火箭支撑航天发展. *国际太空*, 2011, 8: 1–8]
- He W, Liu W, Long L H. Heavy launch vehicle and its application (in Chinese). *Missiles Space Vehicles*, 2011, 1: 1–5 [何巍, 刘伟, 龙乐豪. 重型运载火箭及其应用探讨. *导弹与航天运载技术*, 2011, 1: 1–5]
- Mankins J C. The strategic importance of space solar power in future exploration programs. 5th International Energy Conversion Engineering Conference and Exhibit (IECEC), 2007. doi: 10.2514/6.2007-4720
- Zhou Z C, Qu G J. System Design and Dynamics Analysis of Communication Satellites (in Chinese). Beijing: China Science and Technology Press, 2012. 12 [周志成, 曲广吉. 通信卫星总体设计和动力学分析. 北京: 中国科学技术出版社, 2012. 12]
- Li T J, Zhang Y, Li T. Deployment dynamic analysis and control of hoop truss deployable antenna (in Chinese). *Acta Aeronaut Stronaut Sin*, 2009, 30: 444–449 [李团结, 张炎, 李涛. 周边桁架可展开天线展开过程动力学分析及控制. *航空学报*, 2009, 30: 444–449]
- Hu H Y, Tian Q, Zhang W, et al. Nonlinear dynamics and control of large deployable space structures composed of trusses and meshes (in Chinese). *Adv Mech*, 2013, 43: 390–414 [胡海岩, 田强, 张伟, 等. 大型网状式可展开空间结构的非线性动力学与控制. *力学进展*, 2013, 43: 390–414]
- Zhao M L, Guan F L. Deployment dynamics analysis of circle truss deployable antenna with friction (in Chinese). *Chin J Space Sci*, 2006, 26: 220–226 [赵孟良, 关富玲. 考虑摩擦的周边桁架式可展开天线动力学分析. *空间科学学报*, 2006, 26: 220–226]
- Miller A J, Gary G L. Nonlinear spacecraft dynamics with a flexible appendage damping, and moving internal submasses. *J Guid Control Dyn*, 2001, 24: 605–615
- Lü J, Li J F, Wang T S. Nonlinear dynamics analysis of a liquid filled spacecraft with elastic appendages (in Chinese). *J Tsinghua Univ*, 2007, 47: 1366–1369 [吕竞, 李俊峰, 王天舒. 充液挠性航天器俯仰运动非线性动力学分析. *清华大学学报*, 2007, 47: 1366–1369]
- Mather J C. The James Webb Space Telescope and Future IR Space Telescopes. *Space 2004 Conference and Exhibit*, 2004
- Johnston J C, Thorton E A. Thermally induced attitude dynamics of a spacecraft with a flexible appendage. *J Guid Control Dyn*, 1998, 21: 581–587
- Li Z J, Ma X R, Han Z Y. Semi-empirical method for force specification in force limited vibration test (in Chinese). *Chin Space Sci Technol*, 2011, 31: 1–7 [李正举, 马兴瑞, 韩增尧. 航天器振动试验力限条件设计半试验方法. *中国空间科学技术*, 2011, 31: 1–7]
- Ma X R, Yu D Y. Research evolution on the satellite-rocket mechanical environment analysis & test technology (in Chinese). *J Astronaut*, 2006, 27: 323–331 [马兴瑞, 于登云. 星箭力学环境分析与试验技术研究进展. *宇航学报*, 2006, 27: 323–331]
- Yu D Y, Ma X R. Classification system research on spacecraft dynamics (in Chinese). In: *Progress in Solid Mechanics*. Harbin: Harbin Institute of Technology Press, 2010. 5 [于登云, 马兴瑞. 航天器动力学问题分类体系研究. 见: *固体力学进展*. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 2010. 5]
- Yang Y Z, Li S N, Yang J L. A review on hypersonic vehicles and key technologies (in Chinese). *Adv Mech*, 2007, 37: 537–550 [杨亚政, 李松年, 杨嘉陵. 高超音速飞行器及其关键技术简论. *力学进展*, 2007, 37: 537–550]
- Cui E J. Research statutes, development trends and key technical problems of near space flying vehicles (in Chinese). *Adv Mech*, 2009, 39: 658–673 [崔尔杰. 近空间飞行器研究发展现状及关键技术问题. *力学进展*, 2009, 39: 658–673]
- Carlos A, Boeing C, Canoga P. The development of the X-37 re-entry vehicle. *AIAA 2004-4186*, 2004
- White J T. To the limits and beyond: X-aircraft FFrom the XS-1 to the X-20A. *AIAA 2005-4521*, 2005
- Whitmore S A, Moes T R. Base-drag-reduction experiments on the X-33 linear aerospike SR-71 flight program. *J Spacecr Rockets*, 2000, 37: 20

- 21 Miao W B, Luo X G, Cheng X L, et al. Surface recombination effects on aerodynamic loads of hypersonic vehicles (in Chinese). *Acta Aerodyn Sin*, 2014, 32: 235–239 [苗文博, 罗晓光, 程晓丽, 等. 壁面催化对高超声速飞行器气动特性影响. *空气动力学报*, 2014, 32: 235–239]
- 22 Hao J A, Jiang C W, Gao Z X, et al. Aerodynamic engineering prediction methods for winged reentry vehicles (in Chinese). *Chin Space Sci Technol*, 2014, 3: 38–45 [郝佳傲, 蒋崇文, 高振勋, 等. 有翼再入飞行器的超/高超声速气动力工程方法. *中国空间科学技术*, 2014, 3: 38–45]
- 23 Smith K A, Soares C E, Mikatarian R, et al. Space shuttle thermal protection system repair flight experiment induced contamination impacts. AIAA 2006-685, 2006
- 24 Zhu L G, Wang Y F, Zhuang F G, et al. The lateral-directional departure criteria analysis of high-speed and high maneuverability aircraft (in Chinese). *J Astronaut*, 2007, 28: 1550–1553 [祝立国, 王永丰, 庄逢甘, 等. 高速高机动飞行器的横航向偏离预测分析. *宇航学报*, 2007, 28: 1550–1553]
- 25 Mease K D, Chen D T. A three-dimensional predictive entry guidance approach. AIAA 2000-3959, 2000
- 26 Mengali G, Giulietti F. Unified algebraic approach to approximation of lateral-directional modes and departure criteria. *J Guid Control Dyn*, 2004, 27: 724–728
- 27 Ananthkrishnan N, Unnikrishnan S. Literal approximation to aircraft dynamic modes. *J Guid Control Dyn*, 2001, 24: 1196–1203
- 28 Freeman D C, Jr Reubush D E, McClinton C R, et al. The NASA Hyper-X Program. NASA TM-1997-207243, 1997
- 29 Morelli E A, Derry S D, Smith M S. Aerodynamic parameter estimation for the X-43A (Hyper-X) from flight data. AIAA 2005-5921, 2005
- 30 Marshall L A, Bahm C, Corpening G P, et al. Overview with results and lessons learned of the X-43A Mach 10 flight. AIAA 2005-3336, 2005
- 31 Ma H D. Methodology of aerodynamic research for hypersonic technical project “Hyper-X” (in Chinese). *Mech Eng*, 2014, 36: 261–268 [马汉东. 高超声速技术项目“Hyper-X”气动研究方法学. *力学与实践*, 2014, 36: 261–268]
- 32 Berry S, Daryabeigi K, Wurster K, et al. Boundary-layer transition on X-43A. AIAA J, 2010, 47: 922–934
- 33 Hank J M. Air force research laboratory hypersonic propulsion research programs. AIAA 2007-5371, 2007
- 34 Candler G, Johnson H, Alba C, et al. Analysis of modal growth on the leeward centerplane of the X-51 vehicle. AFRL-RB-WP-TM-2010-3001, 2010
- 35 Li J L. Development Survey of Near Space Hypersonic Vehicles (in Chinese). Beijing: China Astronautic Publishing House, 2012 [李建林. 临近空间高超声速飞行器发展研究. 北京: 中国宇航出版社, 2012]
- 36 Walker S H, Sherck C J, Shell D, et al. The DARPA/AF Falcon Program: The hypersonic technology vehicle #2 (HTV-2) flight demonstration phase. AIAA 2008-2539, 2008
- 37 Walker S H, Rodgers F. Falcon hypersonic technology overview. AIAA 2005-3253, 2005
- 38 Nie W S, Luo S B, Feng S J, et al. Analysis of key technologies and development trend of near space vehicle (in Chinese). *J Nat Univ Defense Technol*, 2011, 34: 107–113 [聂万胜, 罗世彬, 丰松江, 等. 近空间飞行器关键技术及其发展趋势分析. *国防科技大学学报*, 2011, 34: 107–113]
- 39 Li S B, Luo S B, Huang W, et al. Investigation on aerodynamic performance for a novel wide-ranged hypersonic vehicle (in Chinese). *J Solid Rocket Technol*, 2012, 35: 588–592 [李世斌, 罗世彬, 黄伟等. 新型宽速域超声速飞行器气动特性研究. *固体火箭技术*, 2012, 35: 588–592]
- 40 Ye Y D. Study on aerodynamic characteristics and design optimization for high near space vehicle (in Chinese). *Adv Mech*, 2009, 39: 683–694 [叶友达. 近空间高速飞行器气动特性研究与布局设计优化. *力学进展*, 2009, 39: 683–694]
- 41 Lu Q, Jiang G Q, Luo X G, et al. Lightweight and non-ablation new TPS for X-37B aerospace vehicle (in Chinese). *Modern Deffense Technol*, 2012, 40: 16–20 [鲁芹, 姜贵庆, 罗晓光, 等. X-37B 空天飞行器轻质非烧蚀热防护新技术. *现代防御技术*, 2012, 40: 16–20]
- 42 Yu G, Fan X J. Supersonic combustion and hypersonic propulsion (in Chinese). *Adv Mech*, 2013, 43: 449–471 [俞刚, 范学军. 超声速燃烧与高超声速推进. *力学进展*, 2013, 43: 449–471]
- 43 Cui H, Li R Z. Development status of composite material for solid booster of launch system (in Chinese). *Aerosp Mater Technol*, 2014, 3: 1–5 [崔红, 李瑞珍. 运载火箭固体发动机复合材料技术发展现状. *宇航材料工艺*, 2014, 3: 1–5]
- 44 Zhou Z L, Zhang C M. Mechanical analysis of composite instrument cabin for carrier rocket (in Chinese). *Fiber Reinf Plast Compos*, 2002, 6: 12–14 [周祝林, 张长明. 运载火箭复合材料仪器舱力学分析. *玻璃钢/复合材料*, 2002, 6: 12–14]

Mechanical challenges in advanced spacecraft development

YU DengYun

China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100048, China

Space engineering research and developments in mechanics are closely related, and often serve to promote each other. Analysis of the engineering difficulties in advanced spacecraft development and the related mechanical challenges shows that it is very important to overcome the main mechanical problems to enable rapid development of aerospace engineering technologies. When compared with classical spacecraft, a series of new concepts and technologies have been proposed to satisfy the requirements of advanced spacecraft development. These advanced spacecraft, which must overcome the severe effects of the complex launching and space running environments, result in challenging problems of applications in fields such as structural dynamics and computational mechanics. In this paper, a heavy-lift launch vehicle, a large complex spacecraft, a reusable launch vehicle and a hypersonic flight vehicle are introduced as four typical advanced spacecraft to illustrate the reactive relationships between the engineering and mechanical disciplines. Based on descriptions of their technical features, the research difficulties related to these advanced spacecraft are shown. Then, ten typical challenging problems are summarized into research topics in the four classical mechanical subject fields. Two challenging problems of a mechanical nature are shown in each of the three classical mechanics fields of dynamics and control, solid mechanics and aerodynamics. When compared with the engineering problems in a single mechanics discipline, it becomes obvious that research into interdisciplinary mechanical problems is becoming a major trend for advanced spacecraft. To promote concurrent development of advanced spacecraft and the appropriate mechanical disciplines, the following two proposals are made: (1) The close relationships between the engineering requirements and the mechanical disciplines should be given greater attention. The research efforts for advanced spacecraft can be supported by mechanical theory to enable new technological challenges to be overcome. (2) The coalescent development of advanced spacecraft with the disciplines of fundamental mechanics can be guaranteed through joint innovation and development efforts between technical personnel and mechanical researchers, both in China and abroad.

advanced spacecraft, engineering problem, challenge mechanical problem

doi: 10.1360/N972014-01382