

航天器联接系统发展综述

朱仁璋¹ 郑安波¹ 姜汉文² 王晓光¹

(1 北京航空航天大学宇航学院 2 中国空间技术研究院总体部)

摘要 综述国外航天器联接系统的任务、组成与设计要求,对接机构的类别与主要组成部件及停靠捕获机构。结合国际空间站的应用与未来航天任务的需求,分析典型联接系统的技术特点及联接系统的发展趋势。

关键词 交会对接 对接系统 停靠系统

1 概述

本文中,“联接”(mating)是“对接”(docking)与“停靠”(berthing)的统称。

对于对接情况,逼近方向与对接轴一致,追踪航天器由 GNC 系统或操作人员(地面站操作员或目标航天器上的航天员)制导和控制,实现与目标航天器的空间连接。

对于停靠情况,追踪航天器进入机械臂捕获范围后,在位置传感器的帮助与航天员的参与下,机械臂末端操纵器(参见图 10)执行第一次捕获(机械臂抓捕或机械臂连接);接着,机械臂将两边停靠机构接口靠拢、对准,主动捕获锁被启动,执行停靠接口的捕获,即第二次捕获。对接轴与逼近方向可以不一致,机械臂捕获接口与停靠机构接口是分开的,应用机械臂可替代航天器的绕飞(参见图 1)。

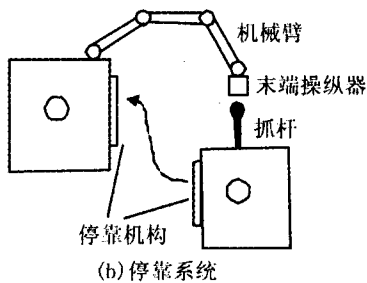
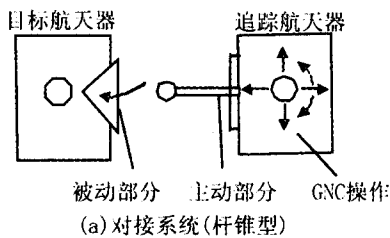


图 1 航天器对接系统与停靠系统^[2]

整个联接过程包括两个航天器的接触、缓冲、捕获、结构连接、设备连通、开启舱门、建立自由通道等一系列过程,以确保货物的顺畅传送与乘员的安全转移。

本文在交会对接总体设计层面上阐述航天器联接系统,包括联接系统的任务、设计要求及对接机构的类型,联接系统组件的工作原理和设计要求,以及典型的联接系统与技术发展趋势。

1.1 联接系统任务与组成

联接系统的任务包括下列各项:

- (1) 实现交会后的接触,缓冲(衰减相对运动),完成捕获;
- (2) 进行刚性结构连接,形成转移通道;
- (3) 对载人航天器,实现转移通道增压与气密封;
- (4) 建立数据、电源和可能的流体(推进剂、水、气等)接口的连接,提供联合飞行条件;
- (5) 联合飞行结束后的解锁、脱开与分离。

对接机构与停靠机构的功能与组成基本一致,为简便起见,一般情况下,本文所述的对接机构包括停靠机构。对接机构主要由缓冲系统、捕获装置与结构连接装置(含对接框、结构锁与密封件等)组成。对接框的中心轴线称为对接轴,垂直于对接框平面。

按设备布局,对接机构基本分为中心对接机构(或杆锥对接机构)与周边对接机构两类。

按终端逼近速度或冲击强度,对接可分为强冲击对接(硬对接)与弱冲击对接(软对接)两种情况。对弱冲击对接,相对位移及速率与相对姿态很小。一般情况下,横向(垂直于对接轴指向)位移应小于 55mm,横向速度小于 2mm/s,轴向(与对接轴指向一致)速度介于 5mm/s 与 15mm/s 之间,姿态角偏差小

于 0.5° , 转动角速度小于 $0.05^\circ/\text{s}$ ^[11]。强冲击对接可应用中心对接机构或周边对接机构的被动捕获锁, 依靠冲击动能启动捕获锁; 弱冲击对接通常应用周边对接机构的主动捕获装置, 捕获锁由控制分系统给出启动信号。

1.2 对接机构设计要求

对接机构及其组件的设计除了与联接航天器特性、对接操作时的最大载荷、联接后的最大结构载荷(弯矩等)以及辅助器件的要求等有关外, 还取决于接触条件(对接初始条件)与转移通道尺寸^[23]。

对接初始条件包括轴向逼近速度、横向速度、角速度、横向偏差和角偏差, 不同航天器对接初始条件参见表 1。在对接情况下, 它是追踪航天器 GNC 的控制性能参数; 在停靠情况下, 它由机械臂和控制机械臂的敏感器的性能确定。因此, 对接初始条件是 GNC 或机械臂与对接机构之间的接口, 是对接机构设计的一项基本依据^[4]。对接初始条件主要影响导向部件的尺寸以及缓冲系统的构成与捕获装置的选择:

(1) 导向部件的尺寸。对于中心对接机构, 横向偏差决定了接收锥的尺寸; 对于周边对接机构, 横向偏差决定了导向瓣的尺寸。角度偏差不能很大, 对于中心对接机构, 它必须保证主动对接机构的杆能沿着接收锥面滑向接收锥底; 对于周边对接机构, 它必须实现所有捕获锁的啮合。

(2) 缓冲系统的构成。接触时的轴向逼近速度、横向速度和角速度, 以及联接航天器的惯量特性(主要是质量)决定缓冲系统的设计。缓冲系统应能承受联接操作时的最大载荷, 全部吸收相对运动的动能。为此, 缓冲系统可采用弹簧机构、摩擦制动阻尼器和电磁制动阻尼器等能量吸收装置。对较大的接触速度, 需加大缓冲系统的行程; 对很小的接触速度, 缓冲系统可以简化, 应用小而简单的阻尼器装置。

(3) 捕获装置的选择。如果接触时的逼近速度、横向速度和角速度, 以及横向偏差和角偏差比较大, 那么在接触之后由被动捕获锁实现捕获。这种捕获锁需要一定的接触速度启动, 否则需施加正推力启动。如果上述表征对接初始条件的参数很小, 可采用主动捕获锁。主动捕获锁由电机驱动, 并由传感器触发。主动捕获锁必须很快地从准备位置移动到捕获位置, 以免捕获接口逃离捕获范围。

对于载人航天飞行, 必须在连接后形成增压转移通道。对接框内径主要取决于货物和乘员转移通道的尺寸。舱门和通道的最小横截面应允许标准货

架及(或)穿航天服的航天员通过。密封圈最小直径为对接框的内径。结构锁既可在密封圈内侧, 也可在密封圈外侧。如果通道直径较小, 结构锁更适合安排在密封圈外侧, 以增大转移通道的可用横截面; 如果通道直径较大, 可安排在密封圈内侧, 通过舱内活动接近它们。若两个航天器都是不载人的, 一般没有增压转移通道的必要。不增压对接机构的设计一般由载荷承受力、刚度以及在某些情况下的校准精度要求确定。不增压对接机构不必建立气密连接, 对接机构的设计相对简单。

此外, 对接机构设计要求还包括数据、电能、流体的传送接口的位置安排, 以及两边的兼容性等。

1.3 对接机构类型

1.3.1 中心对接机构

典型的中心对接机构由主动部分的探杆和被动部分的接收锥组成^[23](参见图 2, 图 5, 图 7, 图 12, 图 13)。探杆弹性连接在追踪航天器上, 接收锥接收探杆头部, 并把它导入到锥底, 即探杆被捕获的地方。美国和苏联早期的空间对接机构都是基于杆锥设计原理。中心对接机构的优点是容易实现捕获与对准, 能够适应强冲击对接; 缺点是在结构连接和舱门打开后, 捕获机构部件挡住了转移通道, 因此, 在货物和乘员转移之前须将它们移开。例如, “阿波罗”飞船使用的杆锥式对接机构, 将捕获、阻尼和校准装置拆卸后才能形成转移通道; “联盟”号与“礼炮”号使用的杆锥式对接机构, 把接收锥和舱盖做在一起, 打开以后才形成转移通道。

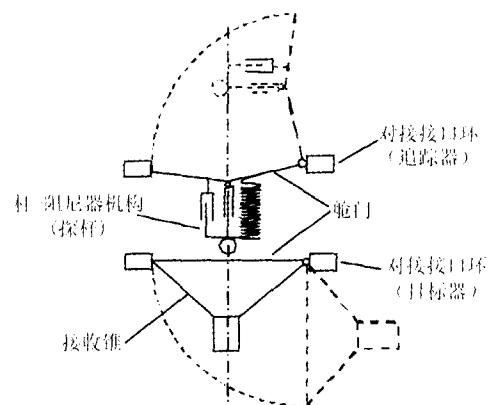


图 2 中心对接机构^[24]

1.3.2 周边对接机构

周边对接机构将用于接收、导向与捕获的功能器件安排在接触环的周边, 并且缓冲系统采用“Stewart”平台构型(见图 6), 从而在中心部分形成自由通道(参见图 3)。周边对接机构允许在系统两边配置相同

的导向、捕获与结构连接组件,即,系统的每一边既可作为主动部分,又可作为被动部分(参见图 14,图 15,图 18)。因此,这种系统被称为异体同构对接机构^[2,3]。异体同构设计提供了额外的功能冗余,系统可靠性得到提高。1975 年,异体同构对接机构首先在“阿波罗”与“联盟”号飞船对接中使用。现在,美国航天飞机与国际空间站的对接机构也是异体同构对接机构。

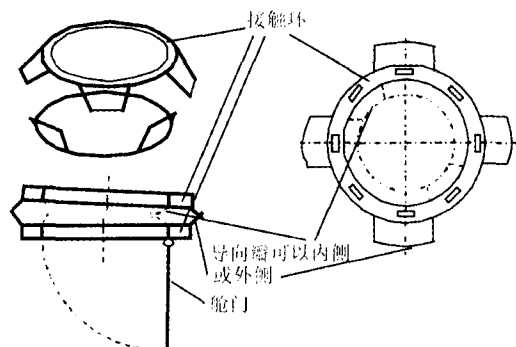


图 3 周边对接机构:内侧或外侧导向瓣,舱门打开^[2]

1.3.3 不增压对接机构

如果两个航天器是不载人的,一般不需要增压转移通道和对接框上的密封件,这将显著减少对接机构的复杂性。不增压对接机构可应用 V 形锁配置^[2,3],基本设计原理如图 4 所示。主动部分的对接框上一般配置 3 个或 4 个 V 形锁;被动部分装有手柄,作为 V 形锁的接口。V 形锁由 V 形导向结构和两个活动臂组成。两个臂在闭合之后阻止手柄逃离,并把它拉向捕获位置。对接情况下,若接触速

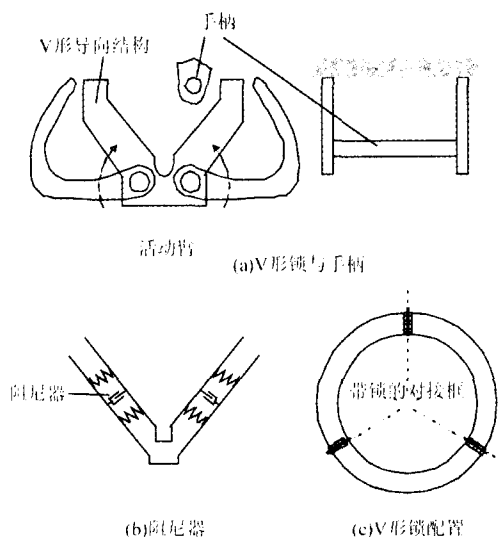


图 4 不增压对接机构的 V 形锁^[2]

度较小,阻尼器可以安排在 V 形导向结构与固定的 V 形结构之间;若撞击速度较大,阻尼器可安排在 V 形锁与底部结构之间。这种机构已在美国航天飞机停靠操作中使用,例如“哈勃”空间望远镜的维护和维修,并且用于不增压有效载荷在国际空间站桁架上的连接。在对接情况下,这种机构已在 1998 年的日本工程试验卫星 VII(ETS-VII)的交会对接演示中使用^[5]。

2 联接系统组件

2.1 缓冲系统

2.1.1 中心对接机构的缓冲系统

探杆作为中心对接机构的主动部分,弹性连接在追踪器的主体上^[2,3,6]。杆锥接触时将产生两种主要的力,即纵向力和横向力。纵向力沿杆轴方向,横向力产生绕杆底部连接点的力矩。因此,必须衰减沿杆轴的纵向运动和绕杆底部球面轴承的角运动。纵向运动的阻尼由一种阻尼器实现。为了在两个方向上阻尼杆的角运动,可以使用在垂直于杆轴的平面上可能带有 3 个或 4 个线性阻尼器元件的系统(如图 5)。如果杆是刚性的并且固定连接在追踪天器主体上,杆头有可能不会进入锥底,因此,探杆上装有弹簧阻尼器系统。在轴向与横向弹性阻尼的作用下,杆头将沿锥面进入中心捕获区。

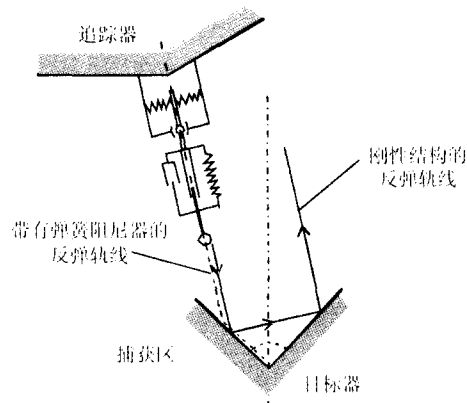


图 5 中心对接机构刚性杆和弹性杆的反弹^[2]

2.1.2 周边对接机构的缓冲系统

周边对接机构通过撞击缓冲和校准实现捕获功能,比中心对接机构复杂^[2]。如果没有阻尼,两个相互撞击的捕获环的运动与硬币掉在一个面上的圆锥运动类似。接触条件除了沿标称逼近轴的速度外,还包括横向偏差、横向速度、角偏差与角速度,因此,周边对接机构需配置适合 6 自由度运动的阻尼器。用于这个目的的最常用构型是“Stewart”平台(见图 6,图

15,图 18)^[26,7],即 6 个线性运动元件连接到上下环上各 3 个点。两环之间的连接点以 60°等间隔分布。这种配置允许使用 6 个相同的线性阻尼器元件,满足 6 自由度运动要求。“Stewart”平台不仅具有缓冲和校准功能,还用于接触环的伸出(准备捕获)与缩进(成功捕获后准备连接);此外,这种构型为航天员和货物的转移提供了必要的通道。

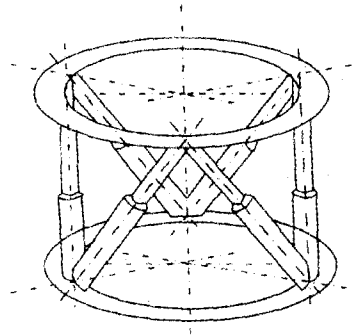


图 6 周边对接机构的“Stewart”平台阻尼器构型^[2]

2.2 捕获装置

2.2.1 中心对接机构捕获锁

中心对接机构的捕获在接触之后发生,应用被动弹簧捕获锁^[28]。如图 5 所示,中心对接机构的接触将发生在接收锥面的某个地方,随后,杆头进入接收锥中心底部,杆头上的弹簧锁落入接收锥锥套内的对应接受器中,实现捕获(参见图 7)。杆头上可能有 3 个或 4 个捕获锁。通常,额外的推进器用来推动捕获锁进入接受器中。捕获锁接受器应足够大,以补偿所有可能的偏差,为平移运动提供基本的限制,避免捕获后的滚转运动。

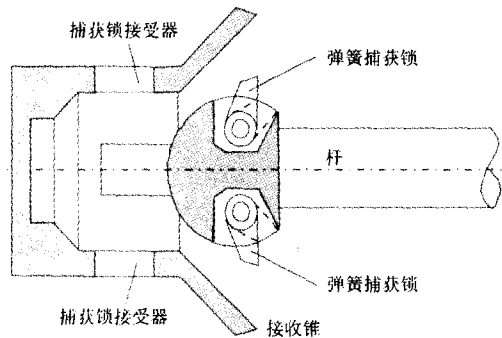


图 7 中心对接机构的捕获锁^[2]

2.2.2 周边对接机构捕获锁

(1) 被动捕获锁。弹簧捕获锁(被动捕获锁)一般配置在每个导向瓣的中间,它们和另一边导向瓣之间的锁扣(捕获锁接受器)啮合,异体同构设计提供额外的捕获功能冗余^[29](见图 8)。由于所有校准和捕获元

件安排在接口框的周边,最终校准要求比中心对接机构更加严格。为使所有的捕获锁与配对的接受器啮合,角偏差必须小,为此,缓冲系统应有足够的柔顺性^[9]。此外,为成功捕获,需要较大的接触速度。因此,在这类被动捕获机构中,为提高捕获成功率,通常也需要打开正推发动机^[10]。

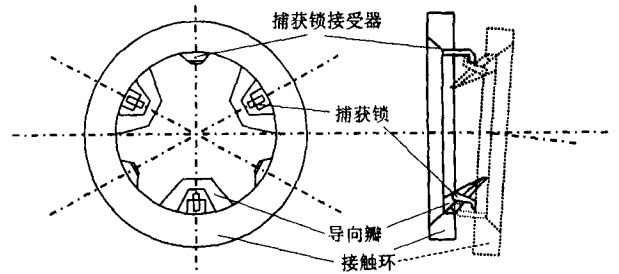


图 8 周边对接机构的被动捕获锁^[2]

(2) 主动捕获锁^[2,11]。与被动捕获锁不同,主动捕获锁通过电机操作。为提供最大可能的时间用于锁的闭合,要求逼近速度与锁闭合速度相比很小。一旦所有捕获接口在相应的接收范围内,捕获锁的闭合必须立即启动。如图 9 所示,锁端应在启动后很短的时间内(1~2s),从准备位置移动到捕获位置,以避免捕获接口逃脱。此后,锁端的运动为结构连接提供拉进和校准功能,并进入最终位置,将两部分拉在一起。这个系统至少有 3 个主动捕获锁,各自单独启动。

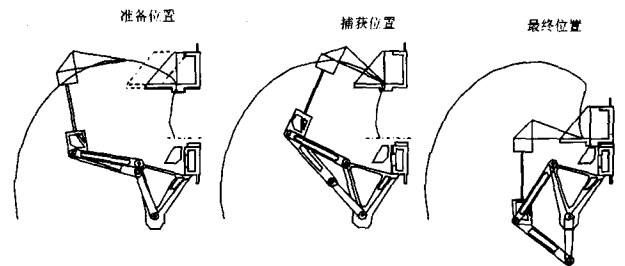


图 9 周边对接机构的主动捕获锁^[2,11]

(3) 磁捕获装置。磁捕获装置由主动部分接触环上的电磁体与被动部分接触环上的配对软铁^[2]或磁性撞针托板^[7,12](参见图 18)组成。当这些磁捕获装置接口被引到很近的范围时,电磁体与配对器件相互吸引,确保在对准状态下接触和连接。磁捕获锁无需机械装置,且可自动校准。由于磁力按平方反比律随距离增大而衰减,磁捕获装置可能有下列问题:相距较远时,磁力较弱,达不到捕获的强度;相距较近、磁力大到可以捕获时,主动部分将朝对方加速,而不是平滑接触所需的减速。解决这个问题的方法是^[2]:

按距离主动控制磁力,或者,主动校准两边接触环的相对位置,当所有电磁体与配对器件的距离近似为零时,启动磁捕获锁。

2.2.3 停靠系统捕获机构

停靠情况下,有两项捕获任务,分别由两个系统完成。首先是机械臂实现抓杆的捕获(参见图 10);随后是机械臂移动被动部分进入主动部分的捕获区,主动捕获锁实现停靠接口的捕获(参见图 17 与图 18)^[6,7]。图 10 表示国际空间站机械臂末端操纵器的操作原理^[2]。被动部分的接口是一根抓杆,它有一个用于校准和坚固连接的基础结构。主动部分的机械臂末端操纵器由圆筒组成,内含一个带有 3 根套索的捕获装置。对于有人参与控制的捕获,操作员控制机械臂末端操纵器,使它跟随抓杆的残余运动,并在视觉靶标的帮助下校准接口。当抓杆进入筒内套索圈中时,启动捕获装置,使套索围紧抓杆,并沿机械臂肘节方向拉动,迫使圆筒紧靠抓杆底部,使两者坚固连接在一起。

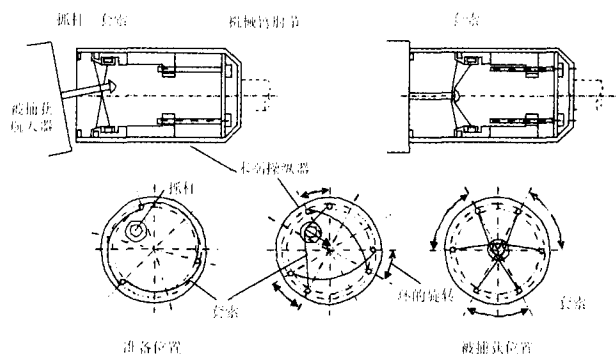


图 10 机械臂末端操纵器与抓杆^[2]

停靠情况下使用的捕获锁与周边对接机构的主动捕获锁(参见图 9)相似,但设计标准有所不同^[2]。在对接情况下,为防止捕获接口逃离,锁端必须尽快地从准备位置运动到捕获位置,但这种要求在停靠情况下并不存在。在停靠情况下,由于机械臂能够推进导向瓣接口,捕获时的位置偏差较小;此外,机械臂能够使接口保持在适当位置,且没有时间约束。因此,与对接机构的捕获锁相比,停靠机构捕获锁的体积和质量较小。

2.3 结构锁与密封件

2.3.1 结构锁任务

结构锁有两项任务^[2,13]:提供结构连接必需的刚度和强度,使连接后的航天器能够承受内外载荷并满足姿态控制要求;除了承受气压载荷,结构锁还须提供压紧力,确保气密性与安全可靠,这对载人任务

是必需的。

2.3.2 结构锁数量

结构锁设计(承载能力)与结构锁数量和增压通道(或密封圈)直径有密切关系^[2]。对给定的密封圈直径,为承受气压载荷,需要一定数量的结构锁。由于气压力随增压通道直径平方增长,因此,若密封圈直径按因子 n 增加,为承受增加的气压载荷,相同结构锁的数量应按因子 n^2 增加。此外,单位长度密封圈承载的气压载荷也随之增大,导致结构挠度增加,从而会引起形变,影响密封效果,这同样要求增加连接点,即增加结构锁数量。然而,结构锁数量的增加可能引起结构锁的容纳问题,因此,应选用承载能力高的结构锁。结构锁数量与密封圈直径的关系参见表 2。

2.3.3 结构锁类型

(1) 钩型锁^[2,13]。钩型锁(图 11)是为“联盟”号、“进步”号以及 APAS(异体同构周边对接系统)研制的。每个钩型锁包括一个可转动的主动钩和一个固定的被动钩。主动钩的轨线由一个简单的电动凸轮产生,被动钩在需要时可释放(如通过火工品和弹簧释放)。在“联盟”号与“进步”号的对接系统中,一边的所有主动钩,一起由一个传动装置通过一个钢缆系统驱动。在 APAS 系统中,由于气压力和锁的数量增加,有两个传动装置,每个传动装置操作 6 个主动锁。如果使用双钩配置(如在“联盟”号与“进步”号的中心对接机构和在 APDS 中一样),开动另一边的锁系统同样可以实现结构连接。双钩配置给锁系统提供冗余。

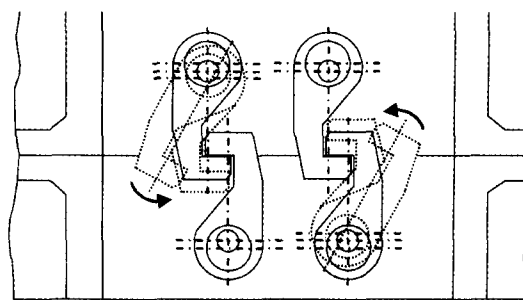


图 11 双钩型结构锁^[2]

(2) 螺杆型锁^[2,13]。若密封圈直径增大,气压力将变得很大,可能影响钩型锁的可靠操作。因此,对于密封圈直径很大的对接机构,如 Hermes-Columbus 对接系统(参见图 16)或 CBS 通用停靠系统(参见图 17),可应用螺杆型结构锁。对给定的扭矩,螺杆型锁可有更高的预载。若选择带单独传动装置的螺杆型

锁,可单独控制每个锁的预载。为了提供冗余并减小单点失效可能性,螺杆型锁必须能够从两边运作,即螺栓和螺母必须能够独立运作。在整个锁失效的情况下,若螺杆型锁放置在密封圈内部,可通过舱内活动接近它们,手动移走并替换整个失效锁。在换锁时,通过附加在对接环或停靠环法兰上的备用夹钳临时提供预载。在通道直径较小的对接机构中,如“联盟”号、“进步”号和 APDS,结构锁和其他连接后不能移走的装置更适合安排在密封圈的外部,以增大转移通道的可用横截面。这就需要通过舱外活动替换螺杆型锁,增加了手动操作的复杂性。

对所有不是永久的结构连接,再次打开非常重要^[2]。对于分离和离开,如果没有捕获锁使两对接环保持在适当位置,结构锁必须同时开启。这对于大量单独操作的螺杆型锁,很难实现。因此,在螺杆型锁开启前,应再连接捕获锁,然后减压,开启结构锁,最后释放捕获锁,这样操作更加安全。对失效锁,可通过火工品释放机构强迫开启。

2.3.4 密封件

结构锁为密封件提供压紧力,确保气密性要求。为使所需的压紧力较小,密封圈(密封件)直径应较小。然而,有些关键部件要从通道内部接近(移走或替换),使密封圈直径不可能很小。为提高可靠性,一般采用两个同心密封圈的冗余设计。在两个密封圈之间的空间进行气压测量,检测密封圈的气密性。

密封件材料应选用合成橡胶,但这种材料不能长期暴露在轨道环境中^[2]。因此,空间站外部的对接或停靠接口不应配置密封件;对接或停靠连接的密封件须安装在服务航天器(追踪航天器)一侧,因为追踪航天器对接前的在轨时间仅为几天。在构建轨道复合体进行舱段拆卸和重组的过程中,所有密封件必须再覆盖,不可长时间暴露在舱外空间环境中。因此,研制新型密封件材料,改进密封件设计,提高密封件性能,增长密封件允许的空间暴露时间,是完全实现联接界面异体同构的关键问题。

3 典型的联接系统

在国际空间站上使用的联接系统可分为两类:

(1) 用于载人飞船、货船及航天飞机的供给(支持与服务)运作,其中,俄罗斯“联盟”号飞船、“进步”号货船与空间站的对接应用传统的杆锥对接机构,美国航天飞机轨道器与空间站的对接应用异体同构周边对接系统(APAS);

(2) 用于国际空间站的装配,其中,俄罗斯重型舱的连接应用混合型杆锥/APAS 对接系统(HPADS),而国际空间站中美国、欧洲和日本的舱段的连接应用通用停靠机构(CBM)。本节结合国际空间站的应用,阐述几种典型的联接系统。表 1 对几种典型的对接系统给出对接捕获前的状态条件,表 2 描述在国际空间站上应用的联接系统的主要特性。

3.1 杆锥对接机构

3.1.1 “阿波罗”杆锥对接机构

“阿波罗”杆锥对接系统是最早应用的对接机构之一^[2,3,14],用于登月和“天空实验室”工程中。该系统结构如图 12 所示,属于中心对接机构类型。主动部分(杆组件,含捕获校准部件)安装在指令舱通向登月舱的乘员转移通道内;被动部分(接收锥)安装在登月舱的乘员转移通道内。中心杆头部与接收锥首次接触后,圆锥形杆头被推进锥底中(见图 5)。杆头通过球形轴承和杆连接,并且可与接收锥面对准。一旦进入捕获套,杆头的弹簧捕获锁就和捕获套入口内的凸缘(捕获锁接受器)连接上(见图 7)。杆缩回时的对准通过 3 根倾斜臂实现,倾斜臂组成锥形,与杆底部支撑梁连接。结构连接通过 12 个单钩型结构锁实现,这些锁与对接框的法兰连接。登月舱与指令舱之间的舱门打开后,为清空转移通道,捕获、阻尼和校准机构组件将被移开。

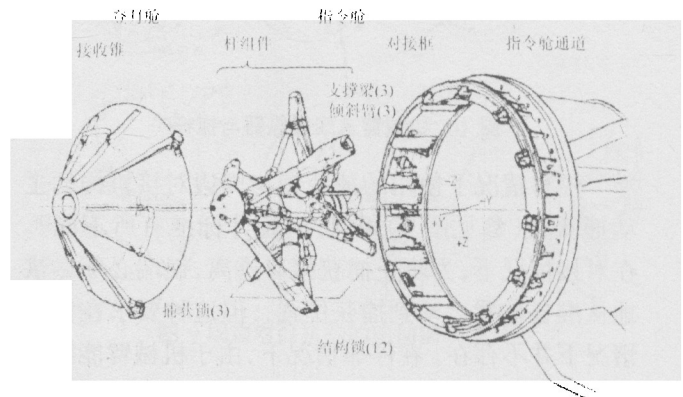


图 12 “阿波罗”杆锥对接机构^[14]

3.1.2 俄罗斯杆锥对接机构

俄罗斯最早的杆锥对接机构是“联盟”号飞船的对接系统,出现在 1967 年^[3]。以后对这种对接系统进行了不断的改进,研制成用于“联盟”号载人飞船、“进步”号货船与“礼炮”号和“和平”号空间站对接的对接系统^[14](图 13)。该系统现用于“联盟”号、“进步”号和 ATV(自动转移飞行器)与国际空间站的对接^[6]。

俄罗斯杆锥对接机构的主动部分包括结构框、

探杆、杆头捕获锁、定位销、挂钩(结构锁)以及缓冲器;被动部分有结构框、接收锥、锥套以及捕获锁与结构锁的配对器件。探杆与接收锥首次接触后,球形杆头将被推进锥套。一旦进入锥套,杆头的弹簧捕获锁就与锥套内的相应捕获接受器连接上,缓冲器阻尼相对运动,然后,杆缩进,将对接系统的两部分拉在一起。与“阿波罗”杆锥对接机构不同的是^[3,6],杆缩进时的校准通过杆底部的定位销实现,且结构连接使用双钩型锁(见图 11),从对接系统两边均可操作,提高可靠性。结构锁将对接系统两部分连接后,释放捕获锁,打开舱门,移开捕获、阻尼和校准机构组件,形成自由通道。

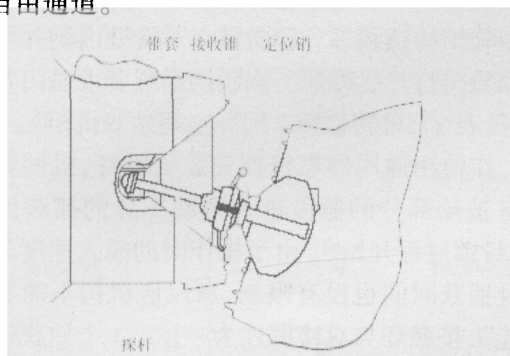


图 13 俄罗斯杆锥对接机构^[6]

3.2 异体同构对接机构

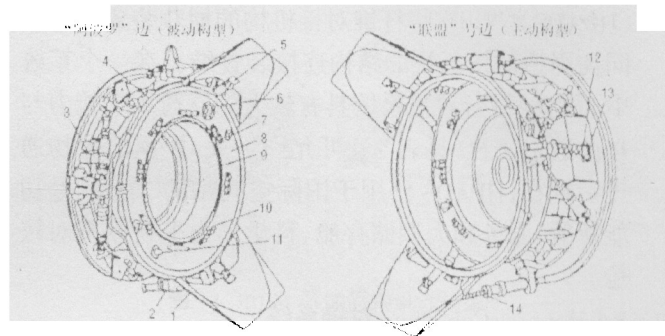
异体同构对接机构在系统两边有相同的基本功能和接口,在对接过程中,每边既可是主动方,也可能是被动方。对接接口的异体同构设计是营救失效航天器的先决条件之一,此外,还能提高在轨操作的灵活性,便于复杂空间组合体的建造和重构。由于两边功能的冗余,异体同构设计显著增强了对接系统的可靠性。这些长处的代价主要是系统质量与体积的增加以及由此而引起的运载能力的损失^[2,15]。

3.2.1 “阿波罗”-“联盟”号对接系统

1975 年,美国和前苏联为“阿波罗”与“联盟”号的联合飞行独立研制了对接系统的两边,这是设计异体同构机构的第一次尝试^[3,14]。在图 14 中,“阿波罗”一边的机构显示为被动构型,接触环缩回到对接框位置,而“联盟”号一边的机构显示为主动构型,接触环向外伸出。

“阿波罗”-“联盟”号对接系统(APAS-75)^[2,3]的主要部分是带导向瓣的接触环(导向环)。导向瓣安装在接触环外部,接触环安装在 3 对提供 6 自由度运动的螺杆上,螺杆与阻尼器和传动系统连接。接触环和对接框被 6 个阻尼器分开,阻尼器为“Stewart”

平台构型(见图 6)。在主动边,阻尼器是伸出的;在被动边,阻尼器是缩进的。每个导向瓣上带有一个弹簧捕获锁,它作用在相对接触环上的捕获锁接受器(见图 8)。接触后,主动接触环被推向被动接触环并与其对准,捕获锁和对应的捕获锁接受器连接上。成功捕获后,接触环在电机驱动作用下缩进。结构连接使用对接框上的 8 个双钩型锁(见图 11)。



(1)带导向瓣的接触环;(2)液压撞击缓冲器;(3)对接机构传动(缩进);(4)捕获锁接受器;(5)捕获锁;(6)校准导向槽;(7)推杆(用于分离);(8)对接框;(9)密封圈;(10)结构锁(双钩型);(11)校准导向销;(12)柔性缆;(13)带对接机构传动的差速装置;(14)带滚珠螺杆转换器的螺杆

图 14 “阿波罗”-“联盟”号对接系统^[2,3,14]

3.2.2 APAS 异体同构周边对接系统

APAS(异体同构周边对接系统)用于航天飞机和国际空间站的对接(见图 15)^[3,6,11]。APAS-89 是“阿波罗”-“联盟”号对接系统的改进型,它原是为俄罗斯“暴风雪”航天飞机设计的,并且在“和平”号空间站“晶体”舱上有一个对应的接口。“暴风雪”计划中止后,该机构修改后用于美国航天飞机与“和平”号空间站的对接,被称为 APDS(异体同构周边对接系统)^[2,6]。

APAS-89 和“阿波罗”-“联盟”号周边对接机构的基本功能相同^[2,6]。与“阿波罗”-“联盟”号对接机构不同的是,导向瓣指向对接通道内部。接触环和对接

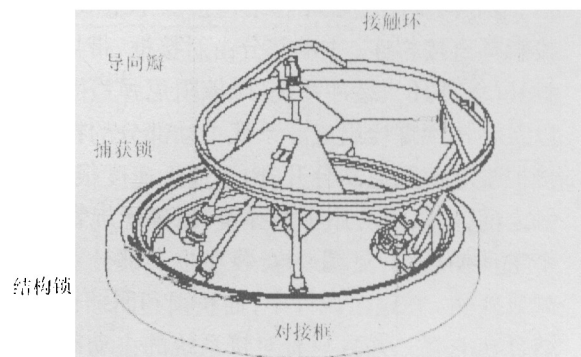


图 15 APAS 的主动部分(接触环伸出)^[6]

框也用“Stewart”平台弹簧阻尼器系统分开。在每个导向瓣的中间装有捕获锁，它和另一边接触环边缘的捕获锁接受器连接。捕获后，采用螺杆拉回接触环。由于密封圈直径比“阿波罗”-“联盟”号对接机构的大，对接框上安装了 12 个双钩型结构锁(见表 2)。

3.3 混合对接系统(HPADS)

国际空间站还应用了俄罗斯的混合对接系统(HPADS)^[6,11]，它将杆锥对接机构的捕获装置与异体同构周边对接系统的结构连接装置结合在一个系统中。因此，混合对接系统具有较大的载荷承受能力与自由通道直径(见表 2)，可允许更大、更重的货物通过。现在，HPADS 已用于国际空间站的“曙光”号功能货舱、服务和大型储存舱、科学动力平台以及对接舱。

3.4 Hermes-Columbus 对接系统

Hermes-Columbus 对接系统是适合很低逼近速度(0.01~0.03m/s)的周边对接机构^[2,3]，其主动部分与通用停靠机构(CBM, 见图 17)被动部分兼容(见图 16)。由于计划中断，这个机构没有经历飞行试验，然而，制造了一个样机并进行了动力学测试。由于捕获和阻尼功能应用了不同的设计原理，所以值得讨论。

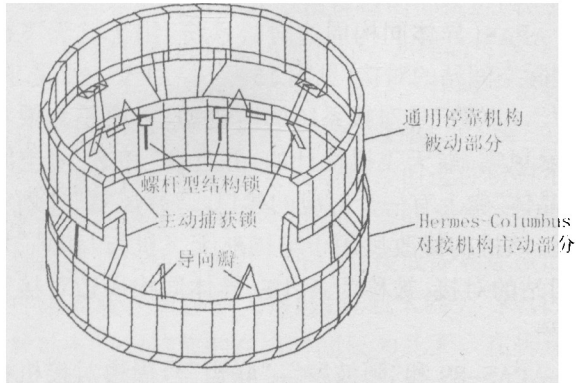


图 16 Hermes-Columbus 对接机构^[2]

Hermes-Columbus 对接系统的被动部分由对接框、带导向瓣的接触环和结构锁螺母组成，对接框与接触环直接相连。主动部分由对接框、带导向瓣的接触环(缓冲环)、缓冲系统(摩擦阻尼弹簧圈)、捕获锁以及结构锁螺栓组成。系统主动部分的接触环和对接框被摩擦阻尼圈分开，由于逼近速度很低，且在接触之前捕获，可应用小型弹簧-摩擦螺旋管装置^[2,17]。4 个主动捕获锁(见图 9)安装在主动部分对接框的内侧或外侧。在这个设计中，捕获锁和回缩机构的功能结合在一起，并且只有对接系统的主动部分才有捕获锁和阻尼功能^[2,3,17]。接收范围由光学敏感器探测，

当被动部分接口进入接收范围，捕获锁被启动并开始闭合。一旦目标对接环被捕获，捕获锁拉紧两航天器。12 个螺栓螺母型的结构锁安装在通道内部，即在密封圈内侧，通过舱内活动可移走或替换这些结构锁。由于密封圈直径很大(大于 1.6m)，结构锁的类型和数量须经选择，以确保结构连接的坚固性和气密性。舱门打开后，设备连接由手动进行。

3.5 通用停靠机构(CBM)与手动停靠机构(MBM)

通用停靠机构连接国际空间站美国段的增压舱^[6]。主动部分包括对接框、导向瓣、捕获锁、结构锁动力螺栓，以及控制器面板组件。只有主动部分连接到电源和数据。被动部分包含对接框、导向瓣、捕获锁接受器和结构锁螺母。导向瓣在对接框内侧并可在增压和舱门打开后移走。该联接系统要求舱门直径很大(见表 2)，可转移标准国际空间站双机柜^[2]。

在使用通用停靠机构安装舱段时，机械臂移动带有被动部分的舱段进入主动部分的捕获区。随后，封锁过程开始^[6]。由于操作时的插入速度非常低并且捕获时间也没有限制，所以该机构不需要阻尼功能^[2]，接触环与对接框连为一体。4 个捕获锁安装在对接框的内部，在通过机械臂插入后，捕获锁用来抓取配对物(捕获锁接受器)，执行两部分的缩进与校准功能，为结构连接做准备。与导向瓣类似，捕获锁安装在对接框内侧且在建立永久连接后移走。16 个螺栓螺母型的结构锁安装在密封圈内侧，可通过舱内活动移走或替换。所有设备连接也在密封圈内侧，且由手动建立。

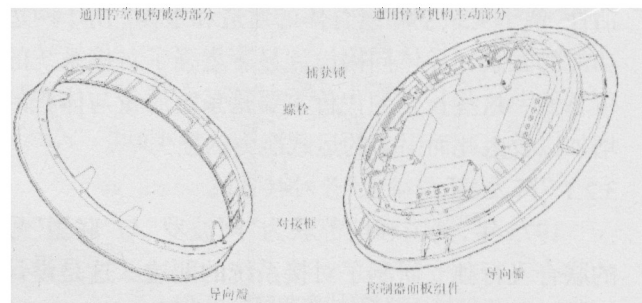


图 17 通用停靠机构^[6]

手动停靠机构和通用停靠机构的主动部分相似^[6]。手动停靠机构由舱外活动航天员手动操作，可以作为一个临时连接点与任何被动通用停靠机构连接。

3.6 国际停靠对接机构(IBDM)

国际停靠对接机构(IBDM)是主动阻尼的弱冲击对接停靠系统^[12]。这个系统的冲击载荷很小，对接航天器的质量可以相差很大，不仅能够从国际空间

站快速分离，而且对接过程更加柔顺平滑，更加安全。这个系统不是依靠逼近航天器的动能启动捕获锁，而是应用电磁捕获装置。

IBDM 的主动部分的接触环上有导向瓣、电磁体捕获锁（含限位开关）以及载荷敏感器。被动部分由可延伸的接触环组成，接触环上有配对的导向瓣和撞针托板^[7,12]，托板是磁性的，用以承接来自另一边的电磁体捕获锁。托板和捕获锁在磁吸引力的作用下相碰，连在一起，完成捕获。导向瓣指向内侧，接触环与结构框由缓冲系统“Stewart”平台隔开。载荷敏感器的输出连同位置信息一起，反馈至电子控制分系统。控制分系统包含机电驱动器，依据控制分系统的指令，驱动器伸出或收回接触环。图 18 为 IBDM 的异体同构设计构型，其中接触环伸出的为主动部分，接触环未伸出的为被动部分。IB-

DM 设计特点为^[27,12]：(1) 应用“Stewart”平台，由载荷敏感器与线性驱动器组成闭环控制机电校准和缓冲系统；(2) 由电磁体（捕获锁）和磁性撞针托板组成的电磁捕获系统。

为准备对接，主动部分逼近被动部分，当相对距离减小到一定值时，保持不变，主动部分的机电驱动

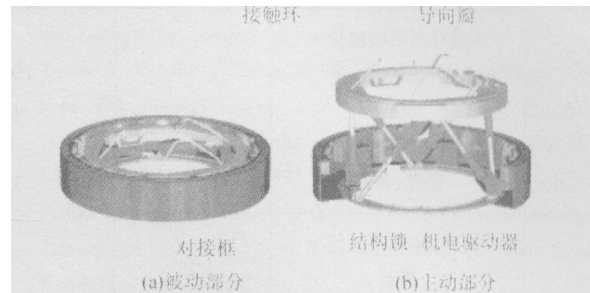


图 18 IBDM 异体同构设计构型^[7]

表 1 航天器接触条件(捕获前状态)^[8,11]

航天器	对接机构	研制年份	轴向逼近速度 (cm/s)	最大横向速度 (cm/s)	角速度(°/s)		角偏差(°)		横向偏差 (cm)
					俯仰偏航	滚转	俯仰偏航	滚转	
“阿波罗”指令舱与登月舱	杆-锥	1960 代中期	3-30	15	1	1	10	10	30
“联盟”号飞船与“和平”号空间站	杆-锥	1971~1999	10-35	10-35	1	1	7	15	34
“阿波罗”飞船与“联盟”号飞船	APAS-75	1973~75	10-30	10	0.7	0.7	5	5	30
航天飞机与“和平”号空间站	APAS-89	1989~1998	1-10	4.5	0.2	0.2	0.2	4	11
Hermes-Columbus (计划中断)	Hermes-Columbus 对接机构	1989~1993	0-2.5	0.5	0.1	0.1	2	2	4
机械臂停靠的舱段与国际空间站	通用停靠机构 (CBM)	1988~1999	0-4.9	4.6	0.52	0.2	1.5	1.5	7.6
乘员返回器与国际空间站	国际停靠对接机构 (IBDM)	2000~	0-5	3	0.2	0.2	1.5	1.5	7.6

表 2 国际空间站对接系统主要特性^[11]

序号	特性	单位	“联盟”号对接口 (SSSP)	异体同构周边对接系统 (APAS)	通用停靠机构 (CBM)	混合对接系统 (HPADS)
1	质量:	kg				
	主动装置		210	310	300	260
	被动装置		170	310	260	220
2	尺寸:主动/被动	mm				
	对接框外径		1420	1500	2013	1500
	装置高度		860/690	870	317/470	900/600
	对接框高度		250	490	190/343	400
	对接框内径		900	1250	1813	1250
	自由通道直径		800	800	1250 × 1330	1100
密封圈直径	938	1280	1980	1280		

表 2 国际空间站对接系统主要特性^[11]

序号	特性	单位	“联盟”号对接口 (SSSP)	异体同构周边 对接系统(APAS)	通用停靠机构 (CBM)	混合对接系统 (HPADS)
3	结构锁安装环直径	mm	1024	1350	1881	1350
4	结构锁数目		8	12	16	12
5	最小捕获速度	m/s	0.1	0.05	0	0.1
6	缓冲器吸收能量	J				
	轴向		900	600	0	1200
	横向		180	100	0	180
	旋转		10	180	0	10
	偏航、俯仰		180	400	0	250
7	结构锁容许载荷	kNm				
	弯距	kNm	3	50	54	50
	扭距	kN	5	20	61	20
	拉伸力	kN	11	20	32	20
	剪切力	kN	13	20	14	20
8	对接最大力	kN				
	轴向		12	16	5	12
	横向		6	6	4.4	6
9	捕获后的相对角	°				
	俯仰、偏航		23.5	12	1.5	23.5
	滚转		21	10	1.5	21

器伸出接触环，把导向瓣和电磁体推向对方接触环上的导向瓣和磁性托板。在接触环伸出过程中，驱动器对反馈的载荷作出反应，修正指向偏差。这种伸出校准过程一直继续下去，直到限位开关启动磁装置实现捕获^[7]。一旦捕获与校准完成，主动部分接触环回收，对接锁启动，实现结构连接。

4 分析与认识

(1) 航天器联接系统包括对接系统与停靠系统，这两种系统的选择主要考虑对接轴(连接轴)与逼近方向是否一致以及终点逼近速度的大小。若对接轴与逼近方向不同，或终点逼近速度很小，可采用停靠方案。此外，由于停靠系统的机械臂进入速度很低，因此缓冲系统很简单，甚至无需阻尼功能；但机械臂操作一般需要航天员的参与。

(2) 对接机构可分为中心对接机构与周边对接机构两类。对接系统可用中心对接机构或周边对接机构，停靠系统适合用周边对接机构。中心对接机构依靠冲击动能启动被动式弹簧捕获锁，因此仅适合终点逼近速度较大的强冲击对接情况。

周边对接机构的捕获装置既可采用被动捕获锁(强冲击对接)，也可应用主动捕获锁或电磁锁(弱冲击对接)。

(3) 中心对接机构(如“阿波罗”杆锥对接机构)的优点是：可提供较大的接收范围，对 GNC 性能要求较低；缺点是需要较大的冲击载荷且不利于建立转移通道。

(4) 周边对接机构(如 APAS-89 和通用停靠机构)的优点是：捕获装置与缓冲器不影响转移通道，可采用异体同构设计，转移通道直径较大，可采用主动捕获锁(不需要接触环精确对准，且冲击载荷小)；缺点是要求横向偏差与角度偏差较小，从而要求 GNC 性能更高。

目前的空间对接大部分是在近地轨道上进行，未来的空间活动包括深空交会对接使命。为此，需研制性能更好的弱冲击对接系统，且关键操作应该是双容错的^[15]，以提高可靠性与安全性。此外，对接系统应具有完备的标准化的异体同构接口，以适应任何时间、任何地点、任意航天器的连接需求，扩展航天器在轨运作、应变和太空救援的能力。◇

参考文献

- [1] Gampe F, Priesett K, Bentall R H, A Modular Docking Mechanism for In-orbit Assembly and Spacecraft Servicing, 19th Aerospace Mechanisms Symposium Proceeding, 1985, 59~73.
- [2] Feshe W. Automated Rendezvous and Docking of Spacecraft. Cambridge University Press, 2003,283~335.
- [3] Gonzalez Vallejo J J, SENER Spain, syromyatnikov V S NPO Energa, Russian. Docking Mechanisms: An Overview of Different Systems. ESA Fifth European Space Mechanism & Tribology Symposium, 1992.
- [4] 娄汉文, 曲广吉, 刘济生. 空间对接机构. 北京: 航空工业出版社, 1992.
- [5] Kawano, Isao and Mokuno, Masaaki, Automated Rendezvous Docking System of Engineering Test Satellite VII, AAS97-467.
- [6] International Space Station Familiarization. Technical Report at td9702A.pdf, <http://www.isc.nasa.gov/er/seh/spaceid.htm>, July 31, 1998.
- [7] Advanced Docking System with Magnetic Initial Capture. Johnson Space Center. NASA Tech Brief, March 2004.
- [8] Keneth A B George E C. The Apollo Docking System. 5th Aerospace Mechanisms Symposium. NASA Godard Greenbelt, Md, June 15-16, 1970.
- [9] Schliesing J. Dynamic Analysis of Apollo-Salyut/Soyuz Docking. NASA TM X-58106. 7th Aerospace Mechanisms Symposium 1972,9.
- [10] Siamak G, Matthew S, John M, John S, Tim B. Space Shuttle Docking to Mir Mission-1, AIAA-95-1196-CP.
- [11] Urgoiti E, Belikov E M SENER, Las Arenas, Vizcaya SPAIN. Docking Berthing Systems for International Space Station. A Proposal for CRV Docking and Berthing System, IAF-99-T.2.03.
- [12] Caporicci M. Human Space Transportation and Logistic Activities at ESA. 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Fort Lauderdale, Florida, July 11-14, 2004.
- [13] Tobias A, Venditti F, Cable M. Docking Berthing Systems: Functions and Simulation, Proc. 2nd European In-orbit Operations Technology Symposium, Toulouse, France, 12-14 September 1989, ESA SP-297(December 1989).
- [14] Polites ME. An Assessment of the Technology of Automated Rendezvous and Capture in Space. NASA Marshall Space Flight Center, NASA/TP-1998-208528.
- [15] Michael F M, Gurpartap S S. Rendezvous and Docking for Space Exploration. 1st Space Exploration Conference: Continuing the Voyage of Discovery, Orlando, Florida, 30 January -1 February, 2005.
- [16] Potree D S., Mir Hardware Heritage. Technical Report NASA RP 1357, NASA-JSC, 1995.
- [17] Gonzalez-Vallejo J, Feshe W, Tobias A. A Multipurpose Model of Hermes-Columbus Docking Mechanism. Proceedings of the 26th Aerospace Mechanisms Symposium, 1992.

(上接第 7 页)

(3) 注重航天技术回馈于社会。航天事业造福于大众社会是航天事业的重要目标之一, 我国的航天事业尚处于起步阶段, 是政府和国民的政治、经济投入期; 若干年后, 航天技术回馈于社会, 造福于大众、促进社会技术进步的要求就会提上议事日程, 因此在相关领域的立项设计中应该充分考虑到天地两用。

面对人类进入太空前必须攻克的医学堡垒, 我们必须保证, 拥有足够的武器和知识应对这种挑战, 创建适合自己发展的生存环境, 开辟人类生存发展的新天地。◇

参考文献

- [1] Epelman S, Hamilton DR. Medical mitigation strategies for acute radiation exposure during spaceflight. Aviat Space Environ Med. 2006, 77(2):130-9.
- [2] Ilyin VK. Microbiological status of cosmonauts during orbital space-flights on Salyut and Mir orbital stations. Acta Astronaut, 2005,56(9-12): 839-850.
- [3] La Duc MT, Kern R, Venkateswaran K. Microbial monitoring of spacecraft and associated environments. Microb Ecol, 2004, 47(2): 150-158.
- [4] Spurny F, Jadrnickova I. Some recent measurements onboard spacecraft with passive detector. Radiat Prot Dosimetry, 2005;116(1-4 Pt 2):228-31.
- [5] Townsend LW. Implications of the space radiation environment for human exploration in deepspace. Radiat Prot Dosimetry, 2005;115(1-4):44-50.
- [6] Zayzafoon M, Meyers VE, McDonald JM. Microgravity: the immune response and bone. Immunol Rev. 2005, 208:267-80.
- [7] Gravitational and Space Biology Bulletin 18, 2005
- [8] Gravitational and Space Biology Bulletin 17, 2004
- [9] OBPR'S RESEARCH PLAN 2003 (http://spaceresearch.nasa.gov/common/docs/OBPR_Research_Plan.pdf)
- [10] 李莹辉. 二十一世纪的航天医学细胞分子生物学. 航天医学与医学工程, 2003, 16(S):588-592