

空间站的在轨推进剂再加注问题

吴文跃

摘 要

建立一个永久性空间站,在轨推进剂再加注将是一个十分重要问题。本文评述了国外研制的各种方案,介绍了先进的在轨推进剂再加注技术、特性和可能实施的方案。最后指出了在轨再加注中的一些技术难点。

主题词: 轨道航天站,空中加油,述评

近地轨道空间站的建立,为人们在太空的各项活动提供了一个永久性的太空基地。空间站要持久地工作,必须在轨道上对它进行推进剂的补给。这是一项十分重要的工作。国外科研人员对此课题进行了多项研究,对几种可能的在轨再加注方案进行了评估,提供了实行程序^[1-9]

一、在轨道上进行推进剂加注的特性问题

在轨道上对空间的推进系统的贮箱进行推进剂的再加注,要比地面上加注复杂得多。其最大困难是在零重力加速度(0-g),或微g环境下,液体是漂浮状态,很难确定气、液分界面,造成气液相混,难以输出单相的纯液流。这给推进系统发动机的工作带来了很大困难。在地面“边放气边加注”方式中很容易办到的放气操作,在太空也不易完成。在放气过程常常会带有不少的推进剂,对飞行器容易造成损坏。所以必须采用特定的程序来进行放气操作。另外,由于太空的环境十分险恶,推进剂加注操作又有一定的危险性。因此,要求在轨推进剂再加注工作能在遥控下自动进行。这就要求再加注供应系统及系统中的各元部件做到安全、先进、可靠。从而,提高了研制工作的难度。

二、推进剂在轨再加注

对在轨再加注供给系统影响最大的有两个因素:一是所要加注的推进剂种类,另一个是空间站推进系统的结构。

就推进剂而言,目前空间站推进系统用的推进剂分两大类:一类是地面可贮推进剂,如:无水肼(N_2H_4)、一甲基肼(MMH)、四氧化二氮(N_2O_4)等。另外一类是低温推进剂如:液氢、液氧。推进剂不同则再加注供应系统也不同。对于低温推进剂系统,需要复杂的热防护措施。至今,国外科研人员对可贮类推进剂的在轨再加注方案都作了不少地面试验、飞行论证,有的已投入使用。低温推进剂在轨再加注、目前尚处于初期的方案探索阶段,做的地面试验不多,还未进行过飞行论证。

空间站推进系统结构对再加注供应系统的选定有很大影响。特别是推进系统中推进剂贮

箱的结构以及对发动机供料的方式,从根本上决定了再加注供应系统的选定。反过来,由于再加注工作的需要,对空间站的推进系统提出了不少要求,对推进系统的构成及管路系统产生较大影响。

1. 地面可贮类推进剂的在轨再加注

对于可贮推进剂的在轨再加注,欧空局(ESA)的科研人员提出了三种可能的方案^[8]:

(1) 推进剂的直接再加注:这种方案是把供应者飞行器和接受者飞行器(空间站)之间对接停泊后,直接用管道把两者系统连接,推进剂通过管道从供应者飞行器输送到空间站系统贮箱。

(2) 推进剂贮箱的整体置换:这种方案是在供应飞行器上准备好满载的贮箱单元,在对接停泊后,把空间站内用空了的贮箱单元整体置换出来。

(3) 推进系统舱单元整体置换:这种方案是把用完推进剂的推进系统单元,整体地与满载的推进系统单元置换。

由于后两种方案操作的复杂性,以及被置换下来的空单元尚处于工作压力,在返回地球过程,还需采取措施、防止其泄漏或货舱中再次点火。因此,欧空局选定了推进剂的直接加注方案。美国和苏联的科研人员也同样采用这一方案。

直接再加注方案有以下优点:

- (1) 对于多类推进剂和气体的加注都是可行的。
- (2) 可进行不同推进剂加注量的多次补加。
- (3) 不改变基本系统,可通过加大贮箱的容量来增加再加注能力。

空间站推进系统贮箱有二种:

(1) 橡胶皮囊式或带有挠性金属隔膜的贮箱。对应于这种推进系统可采用图1所示的再加注供应系统。系统中带有高压气源,经减压后分成两路挤压贮箱中的皮囊或金属隔膜,

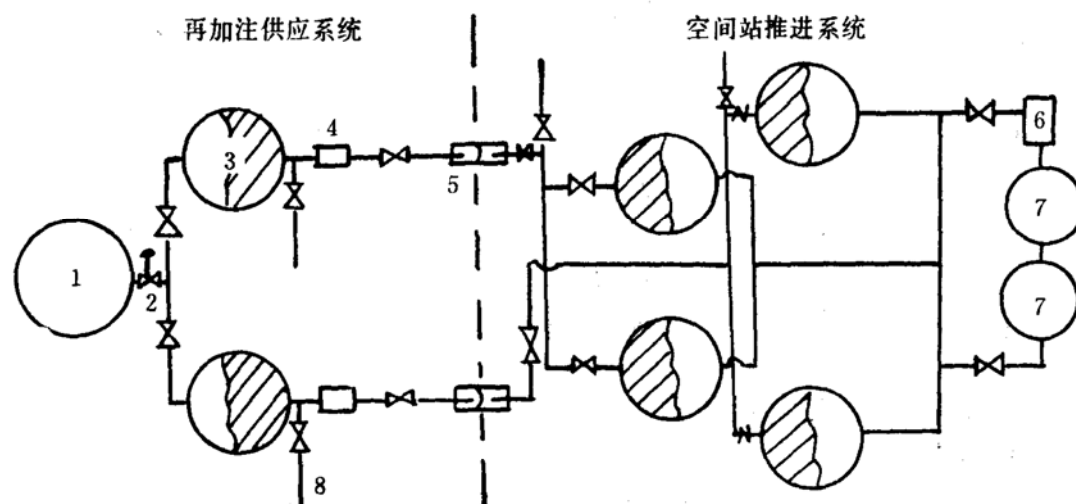


图1 再加注系统原理图

1.气流 2.减压阀 3.燃料 4.流量计 5.连接器 6.压缩机 7.气瓶 8.氧化剂

把推进剂挤压到空间站推进系统的贮箱中去。这类加注系统比较简单。由于贮箱采用了皮囊式或挠性金属隔膜式结构,气液不能直接接触,避开了失重引起气液混合、气液分界面不能确定的重大问题。由于空间站推进系统贮箱是橡胶皮囊式或挠性金属隔膜式贮箱,挤压推进剂用的挤压气体中不含有推进剂蒸汽,因此在再加注过程中,放气操作比较简单,允许直接经“无推进放气”管路把气体排放至星外。或在推进系统中增加一个压缩机,对气体进行回收、重新压缩、收集在高压气瓶中循环使用。这类系统的操作程序也比较简单。苏联用进步号加料飞行器给Salyut空间站的在轨推进剂再加注就是采用此再加注系统^[4]。系统中有两个装MMH的燃料箱、两个装 N_2O_4 的氧化剂贮箱、一个高压氮气瓶以及各种管路附件。操作程序是:首先使推进系统中的推进剂贮箱降压(利用压缩机),然后用挤压方法把燃料从供应系统的贮箱输送到推进系统的燃料箱中去。加注到预定值后,结束加注,用氮气对燃料管路中残留的燃料进行吹除。在另一时间,用同样的程序进行氧化剂 N_2O_4 的再加注。燃料和氧化剂不能在同时进行再加注操作。

由于在轨再加注工作的需要,空间站的推进系统中应增加气体的回收,加压回路以及吹除回路。

(2) 表面张力类贮箱。此种推进系统的再加注比这一情况复杂,因为贮箱没有采用橡胶皮囊或挠性金属隔膜,因此推进剂和挤压用气体在贮箱中直接接触。在空间失重的环境下,气液容易相混,很难确定气液的分界面。这就必须在贮箱中使用表面张力装置来捕获液体,使液体收集在贮箱的出口处,保证贮箱始终是纯液体输出。这类系统的加注比较困难,其难点在于加注过程中必须保证:

i. 在贮箱再加注开始之前,必须要把贮箱中的氮气放掉,使贮箱降压。在氮气的排放过程中,要做到只放氮气而不应带走液体推进剂。推进剂经长途空间运输,成本很高,不能轻易损失。同时,腐蚀性很强的液体推进剂放至星外后会迅速汽化,影响空间站的姿态以及污染飞行器的外表面。

ii. 在放气过程中,不能让氮气进入表面张力装置的通道内,否则会影响表面张力装置的工作。贮箱出口不能得到纯液流而夹有氮气泡,这会大大破坏发动机的工作性能。

确定再加注供应系统及确定加注程序时,必须考虑以上两点,采用合适的系统结构和特定的程序来消除或减轻它们的影响。

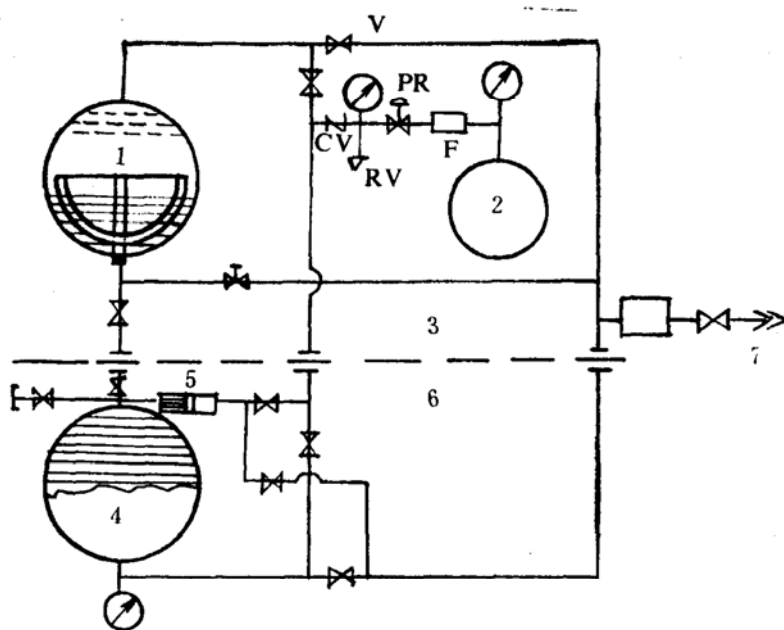
于1985年对地面可贮类推进剂的在轨再加注进行了飞行论证^[1、2],试验装置装在航天飞机的中间隔舱里。该试验装置的系统如图2。

系统中,推进剂的供应贮箱采用正排出形式(即采用橡胶囊式或挠性金属隔膜式贮箱)。接收贮箱采用表面张力装置贮箱。贮箱采用缩小比例的透明贮箱,有利于宇航员的观察和照相。试验结果表明,在失重状态下,所试验的表面张力贮箱能成功地进行加注以及推进剂的排出。

欧空局初步确定的在轨再加注方案见图3^[8]。

这个系统的特点是:

(1) 对推进剂贮箱的挤压氮气进行回收、并重新压缩送回到推进系统的高压气瓶中。它不把氮气排放至星外,这样就减轻了氮气的补给任务,同时避免可能给飞行器造成的污染。但是推进剂贮箱是表面张力型贮箱,氮气中含有饱和的推进剂蒸汽。因而在再加注供应系统中增加了两套氮气去污染装置(燃料回路和氧化剂回路各一套)。



- 1.接收贮箱
- 2.气源
- 3.上层舱
- 4.供应贮箱
- 5.标准活塞
- 6.下层舱
- 7.星外放气
- V.阀门
- PR.减压阀
- CV.单向阀
- RV.安全阀
- F.过滤器

图2 试验系统简图

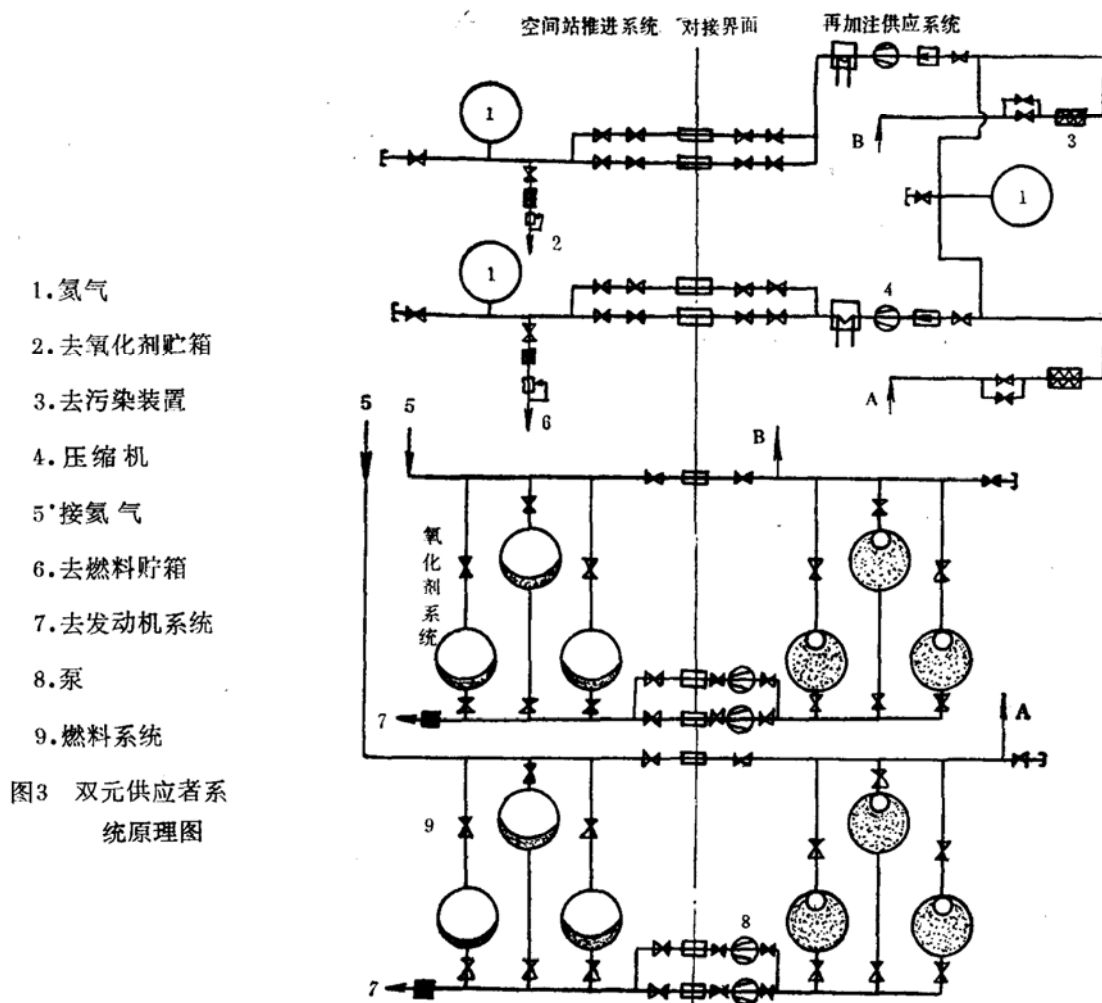


图3 双元供应者系统原理图

(2) 再加注供应系统至空间站推进系统贮箱的推进剂输送由电动泵完成, 提高了输送流率, 缩短了加注时间。通常认为, 在轨推进剂再加注工作应控制 5 小时左右, 这样就有可能在一次加料航天飞机飞行任务期间完成再加注任务。

2. 低温推进剂的再加注^[3,5,9]

因为低温推进剂液氢、液氧能得到很大的比冲, 因此在先进的空间站推进系统中得到应用。

这类系统的原理性系统图如图 4 所示。由于液氢、液氧是极低温流体, 因而除了通常的轨道流体管理系统外, 尚需要对推进剂贮箱及系统管路进行很好的热防护, 以防止外界的热量漏入, 减少推进剂的蒸发损失。尽管贮箱包裹着性能优良的多层绝热层。但是, 通过绝热层以及贮箱支撑架、进出管接口等处还有部分热量漏入, 引起推进剂蒸发, 存在一个放气问题。从目前的研究看, 在贮箱系统上加一套热力学放气系统, 能比较好地解决推进剂的放气问题。低温推进剂的在轨再加注的操作程序比可贮类推进剂的加注复杂。这些操作程序包括: 贮箱及管路的预冷、预冷阶段的放气、贮套和管路的冷却、推进剂的加注以及从表面张力装置中除去蒸汽等项。系统中的挤压气体一般使用氦气。也可采用自生挤压系统。即用低温液体推进剂蒸发的蒸汽作为自己贮箱的挤压气体。如液氢贮箱可用自身蒸发的氢气作为挤压气体。

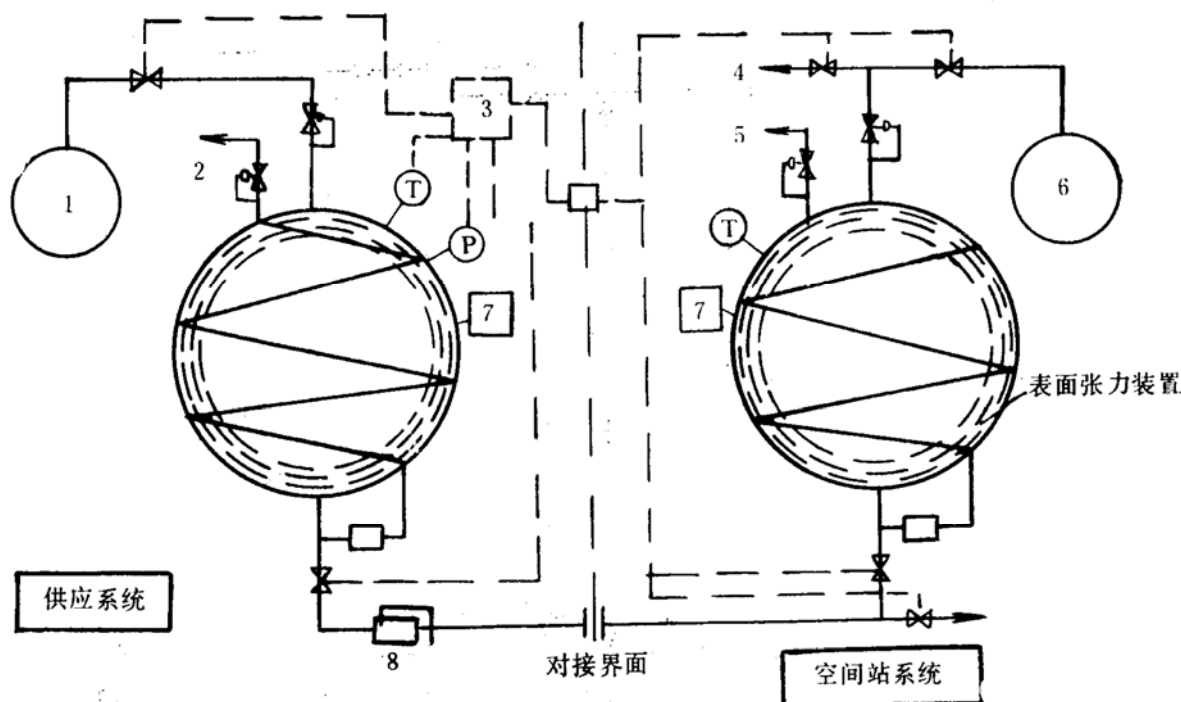


图 4 系统原理图

1. 氦气 2. 热力学放气 3. 控制系统 4. 预冷放气 5. 热力学放气 6. 自生挤压气体
7. 质量计 8. 流量计

三、空间站在轨推进剂再加注中的技术难点

1. 供应飞行器的再加注供应系统和空间站推进系统间的自动对接问题〔7〕

两系统间的对接是指两飞行器对接停泊完成后,两系统间的各个通路应稳妥地、无泄漏地、自动地连接在一起。这些通路包括:推进剂的液路、氢气的气路、电能供应及电信号的电缆通路。因此,除了两飞行器的正确对接外,对于在轨再加注,尚需要研制各通路的连接器。连接器的研制工作至关重要。如果连接状态不好,有毒的、强腐蚀性的推进剂泄漏会对飞行器造成极大的危害。文献〔7〕介绍了一种推进剂连结器的原理图。连接器应该包括下列机能:对接器两部分之间的粗捕获,正确对接并可靠密封,用装置内部的电能驱动器开,关连接器内的阀门,具有检查对接后气密的检漏能力(使用检漏探头)。连接器的研制是空间在轨再加注工作中一项必不可少、至关重要的工作。

2. 在空间0-g状态下推进剂的加注量指示和流量计研制〔7〕

空间站在轨再加注的操作中,推进剂加注量的指示和推进剂流量的连续测量十分重要。它必须判明加注何时可以结束,即判明贮箱中的推进剂是否达到了加注量的要求。加注过份会对飞行器的工作造成不必要的损害。在操作过程中的放气程序时,推进剂量表应指示出留在贮箱中的推进剂是否达到了最小残留量、以便确定放气操作的开始时间。由此可见,推进系统和再加注供应系统中的推进剂量表和流量计必不可少。到目前为止,各国对失重状态下工作的推进剂量表和液体流量计作了不少研究,但尚未得出一个工作性能比较满意的成果。

3. 气体压缩机的研制

在空间站推进系统中,在推进剂再加注开始前,对挤压气体进行回收,重新压缩送至高压气瓶,作为以后推进系统工作时的挤压气源,做到挤压气体的环循使用。在此气体回收系统中的关键部件是电动压缩机。在空间站条件下对压缩机的要求很高,要求它高性能、安全可靠、工作寿命长、不要求维修或极少量的简易维修。压缩机中还必须包括一个散热装置,把压缩后的气体温度控制在高压气体容器允许的温度范围内,在空间高真空、微重力加速度条件下的散热器设计,难度也很大。

4. 液体推进剂泵的研制

在大多数再加注系统中,为了缩短再加注的工作时间,推进剂液体的输送大多数采用电动液体泵来完成。因此必须研制适合于空间环境下工作的推进剂泵。特别是 N_2O_4 强氧化剂的输送泵以及液氢、液氧输送泵的研制将是极困难的课题。

5. 大容量表面张力贮箱和大容量挠性金属隔膜式贮箱的研制。

结 束 语

世界各国的航天科学家对空间站的在轨推进剂再加注作了不少工作,对再加注系统和再加注程序进行了研究。目前,地面可贮类推进剂的在轨再加注研究比较成熟,进行了多项地面试验,通过了飞行论证,有的加注系统达到实用阶段。苏联用进步号加料飞行器给Salyut空间站进行推进剂及水的在轨再供应。欧空局在这方面工作的下一个近期目标是建立一个用上天部件组成的地面试验台,计划从86年开始开展工作,以便在地面作尽可能充分的模拟试

验。低温推进剂的在轨再加注研究,尚处于初期的理论、方案探索阶段,仅作了一部分地面试验,未达到飞行论证的阶段,可实用的资料较少。

因此,为了今后建立我国空间站,必须开展在轨再加注系统的研究,及对个别重要部件的预研工作。

参 考 文 献

- (1) AIAA 84-1342.
- (2) AIAA 85-1233.
- (3) AIAA 84-1343.
- (4) JBIS Vol.38 PP.381~385,1985.
- (5) AIAA 85-1234.
- (6) AIAA 79-1262.
- (7) NASA CR-159722.
- (8) IAF 86-63.
- (9) NASA CR-159404.

(上接第6页)

6. 对数据进行处理,检查所获流场与目标流场之间的差别。修改畸变网或板,以调整 $\bar{D}$ 和DC60。

7. 重复步骤3至6,直到满意为止。

至此已经完成了模型实验工作。在高空舱进行实物实验时,方法与模型实验步骤3至7相同。

四、结 论

1. 若模拟流场的平均紊流度不超过5%,本项研究指出二元素流发生器通道形状采用二斜面已能满足要求,而且总压损失不太大,稳态畸变适度以及台架调节方便。若平均紊流度在10%左右,三斜面通道的紊流发生器可以提供这种高紊流度的流场,但是伴随着大的总压损失和大的稳态畸变。

3. 进气流场畸变试验中运用调节规律曲线操作紊流发生器,可大大缩短调试的时间。

参 考 文 献

- (1) Younghans, J.L., Moore, T.M., Collins, T.P. and Dierenzi, J.G.; Inlet Flow Field Simulation Techniques for Engine/Compressor Testing Aircraft Engineering, November 1970.
- (2) Anderson, R.E.; Aircraft Engine Inlet Pressure Distortion Testing in a Ground Test Facility, AIAA-83-1233, 1983.
- (3) SAE Aerospace Recommended Practice NO.1419, 燃气涡轮发动机进气道总压畸变考虑.
- (4) SAE Aerospace Recommended Practice NO.1420, Gas Turbine Engine Inlet Flow Distortion Guidelines, March 1978.
- (5) 彭成一, 马家驹: 二元素流发生器实验研究.《航空学报》, 第8卷第2期, 1987.
- (6) Bowditch, D.N. and Coltrin, R.E.; A Survey of Inlet/Engine Distortion Compatibility (Invited Paper), AIAA-83-1166, 1983.

THE APPLICATION OF BOND GRAPHS IN THE MODELING OF LIQUID ROCKET ENGINE SYSTEMS

Wang Kechang

Abstract

Bond graphs have been shown to be useful in modeling of a wide variety of physical dynamic systems. A unique feature of bond-graph techniques is that they provide the modeler with a graphical representation of the causality (i.e. the input-output relationships) in the underlying system. In this paper, bond graphs of variable-thrust rocket engine system are developed and governing state space equations are derived.

Keywords: System simulation, Liquid propellant rocket engine, Mathematical model

THE PROBLEM OF ON-ORBIT PROPELLANT REFUELLING FOR SPACE STATIONS

Wu Wenyao

Abstract

The on-orbit refuelling service is very important for a permanent space station. Based on the current development in this area in foreign countries, the advanced on-orbit refuelling technology for space station, characteristics of refuelling in space and possible implement concepts are introduced in the paper. Finally, difficulties of on-orbit refuelling technology are discussed.

Keywords: Orbit space station, Flight refuelling, Review

IMPORTANT ROLE OF HTPB CURING CROSS-LINKED SYSTEM IN APPLICATION TO IMPEDING SOLID PROPELLANT BURNING

Ju Jianguo Zhang Ren Jiang Yu

Abstract

The influence of HTPB (Hydroxy Terminated Polybutadiene) curing cross-linked system on burning rate of propellant is studied in present paper. It was dis-