

国外计算机辅助设计在卫星 控制推进分系统中的使用情况

张 舜 英

摘 要

本文简介了国外计算机辅助设计在卫星、飞船、导弹控制推进分系统设计中的使用及一些经试验证实了的计算方法。使设计从经验阶段走到以理论指导和计算机辅助设计为依据的阶段。从而提高了设计水平,缩短了研制周期,节省了经费。

主题词: 1.计算机辅助设计——应用 2.火箭发动机——计算机辅助设计
3.卫星轨道——计算机辅助设计

卫星控制推进分系统是各种卫星公用舱的一个重要分系统,对卫星正常工作、寿命、可靠性、重量、功耗都有较大影响,因此提高该系统及其关键部件——发动机的设计水平有实用意义。五十年代第一颗人造地球卫星上天到七十年代末,飞行应用的卫星、飞船、导弹控制推进分系统主要是冷氮气、过氧化氢、氨、肼催化单组元、双组元液体火箭,它们的设计主要靠经验,因而试验工作量大,研制周期长、费用昂贵。随着系统及各部件工作基理的试验与深入的理论研究、部件试验及飞行数据的积累和计算机技术的发展及应用,七十年代至今,美国、德国、法国等相继研制出多套卫星控制发动机及推进系统水力学的计算机设计程序及用户手册,并应用到卫星控制推进系统的设计中。试验及飞行标定结果证实了这些计算方法的正确性与实用性。从而使控制发动机及其推进系统的设计从半经验阶段走到以理论指导和计算机辅助设计为依据的阶段。这些进步已经或正在提高控制推进分系统的设计水平,并缩短了研制周期,节省了经费,对加速航天事业的发展起了一定的作用,今后在优化设计方面还有待继续工作。

现仅就国外计算机辅助设计在卫星、飞船、导弹控制推进分系统设计中较有应用价值的一些计算方法作一简介,供参考。

一、肼推力器的半经验设计法

1964年Shell405室温条件下肼自燃催化剂研制成功后,1967—1968年单组元肼催化分解推力器即在ATS-3及Intelsat III卫星上飞行使用。到目前为止,在各种空间飞行器中,肼单元推力器的使用比冷气及双组元液体火箭的应用都多而广。今后相当长时期内仍将如此。当时这种发动机设计的典型半经验算法⁽¹⁾给出了用Shell405催化剂的单元肼推力器及气体发生器的设计准则。准则给出了试验数据与设计尺寸的经验关系。用这些公式,可确定作为反应室设计参数的催化床结构、氨分解度、催化床压降、燃压响应时间。

二、Kesten及Smith算法

60年代末,在肼催化分解及热分解化学反应动力学,催化剂装填床传热、传质过程,肼催化反应室工作过程的理论研究基础上,Smith, E.J., Smith, D.B.及Kesten, A.S. 1967—1970年在肼催化分解反应室分析研究方面做了许多工作。提出了一维、二维、稳态、瞬态、绝热、非绝热条件下的肼催化分解反应室计算机程序及用户手册^[2-5],并广泛地用于单元肼催化分解发动机设计。

稳态计算机程序推导出一个肼可在任意反应室轴向位置喷注时,催化反应室中温度、反应物浓度、氨分解度、反应室压力沿轴向及径向的一维、二维稳态分布。它可用来分析燃料供给温度、燃烧室进口压力、燃料质量流率分布、催化剂尺寸分布、喷注器位置等系统参数对反应室性能的影响,达到预测反应室性能的目的,并将为肼催化反应室的优化设计及热设计提供依据,计算与试验测量的比较见图1、2。

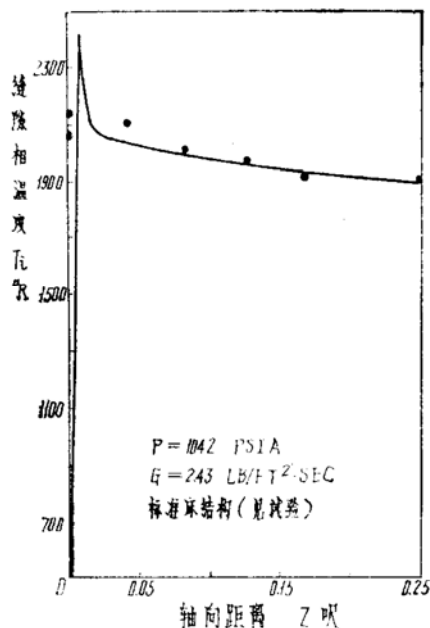


图1 稳态轴向温度分布

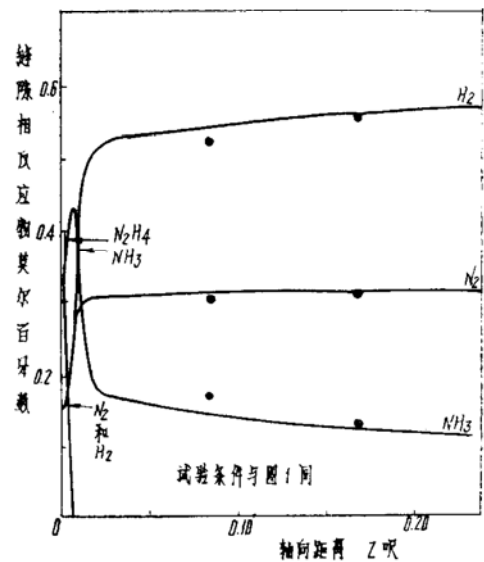


图2 稳态轴向反应物
摩尔百分数分布

瞬态计算机程序提供了在任意占空比时,反应室脉冲点火性能。它除了把稳态计算机程序中作为轴向位置函数的温度、浓度、氨分解度、压力扩展为时间的函数外,还考虑了当流动停止时热传导及扩散的影响;供给压力与质量流随时间变化对反应室流体动力学的影响;对反应产物的热及催化分解影响及随之在催化剂孔中的气体与缝隙中气体间的热及质量传送影响。用该程序评价了占空比、额定反应室压力、床负载及催化剂床结构对反应室中瞬态温度、压力及反应物浓度分布的影响。

三、脉冲方式性能模型PMPM^[6]

这是美国空军火箭推进试验室与洛克达因的发展部签订合同,三年多时间研制出的一套程序,其主要目的是推导出一个双组元液体火箭发动机脉冲及稳态工作时准确性能的计算机模型,它可预示每秒一个脉冲到每秒100脉冲,持续5毫秒点火到连续点火时发动机的平均比冲、每个脉冲冲量和推进剂混合比。为扩大程序中所包含的各种物理过程的计算机模型的使

用, 整个模型由许多分模型组成, 主要是主控制程序 (PMPM)、稳态模型 (PMDER)、脉冲特性模型 (PULSE) 及评价单个及累计脉冲性能的工作循环模型 (DCYCLE)。稳态模型是按图 3 所示的区域进行分析的。脉冲特性模型实际上是把一个脉冲分做起动瞬时、稳态、衰退瞬时三个时期仔细分析的, 详见图 4。用 PMPM 对洛克达因的 23 磅推力 RS1402 及马夸特的 21.7 磅推力 R-IE 发动机进行性能计算并与热点火性能比较, 结果见图 5。稳态性能效率的精度 $\leq 3\%$, 脉冲性能效率精度在试验数据的精度范围内。如果没有对各种工作过程机理的正确了解与准确的数学描述, 是很难把复杂液体火箭燃烧过程定量分析到这种精度的。

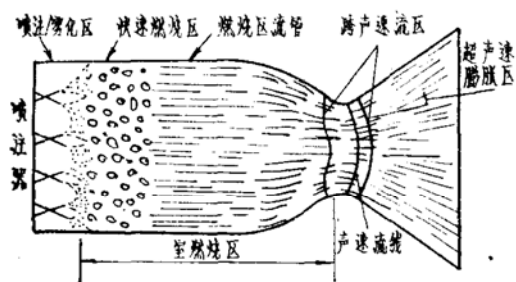


图 3 分析稳态工作燃烧室进口区的细分

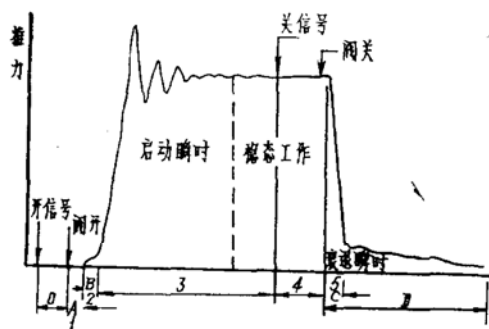


图 4 典型的脉冲过程特性

- A. 支管充填和初始撞击,
- B. 推进剂汽化及点火,
- C. 吹下, D. 支管沸腾

开信号到阀门 = 线圈活动 + 阀行程
关信号到阀门 = 停止活动 + 阀行程

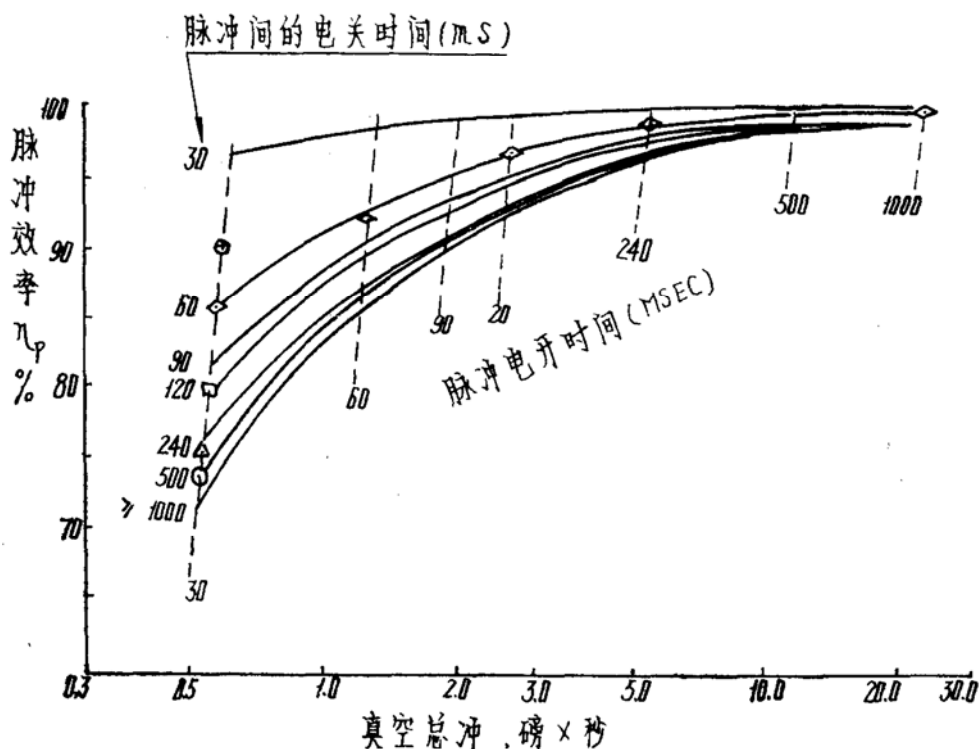


图 5 RS1402脉冲效率PMPM解与试验数据趋势比较图

四、羽流污染影响的预测CONTAM计算机程序^[7]

这是美国空军火箭推进试验室与麦克唐纳道格拉斯公司签订的合同,经三年多时间研制成的程序。该程序的目的是导出一个在一定的发动机工作条件下及发动机/空间飞行器结构几何尺寸和空间飞行器轨道参数下,预示肼单组元及四氧化二氮和肼类燃料双组元推进剂,在2到300公斤推力的反作用控制发动机的排气羽流撞击污染对飞行器光学及热表面影响的分析模型及计算机程序。为此必须导出单元推进剂或双元推进剂燃烧室污染产物的模型;这些污染产物靠气流膨胀在排气羽流中的传输;羽流中的化学不平衡组分;在膨胀羽流中组分的凝聚;由羽流撞击磨蚀损坏及沉积导致热和光学表面的特性变化及污染沉积物或磨蚀损坏引起这些表面吸收系数、发射系数、透射系数和反射系数的变化。发动机工作占空比及在飞行环境下飞行器辐射能量转换对沉积率的影响也应考虑。

羽流污染计算之所以重要是因为羽流撞击到卫星功能表面上使之污染,从而使像太阳能电池、温控涂层、光学透镜、光学观测窗、高反射面(反射镜)、密封面等功能下降。试验确实观察到甲基肼(MMH)/四氧化二氮(NTO)为推进剂的双组元发动机排气羽流撞击到功能表面上引起明显的破坏。羽流中心集中液滴是引起破坏的主要原因。因此火箭排气羽流的污染预测已成为卫星、飞船等空间飞行器总体设计的必要部分,除污染影响外还有力、力矩及热影响。其相应的程序为羽流撞击分析(Matplum)及羽流辐射热分析(Plumrad)及羽流污染分析(CONTAM)。

CONTAM的分析模型单元及计算机程序见文献[7]。污染过程及有关子程序见图6。对Marquardt R6-C 5磅推力器用该程序进行了计算,其污染范围见图7。计算表明,脉冲工作时,大量未燃烧的燃料及氧化剂从发动机喷出,羽流中心撞击或喷管尾缘掉下的壁膜上物质的飞溅,都能引起飞行器表面损坏,发动机试验点火污染物定量测量数据与计算趋势相符。发动机工作对功能表面污染影响的试验数据很少,难与理论计算比较。

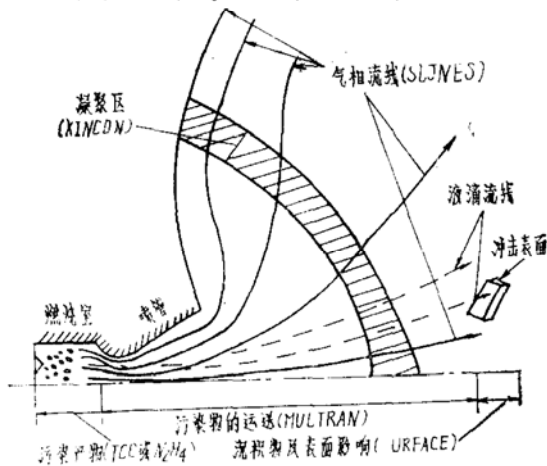


图6 污染过程及有关子程序图

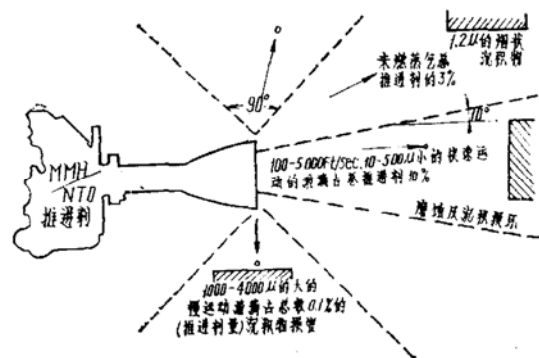


图7 典型的羽流污染范围

1972~1973年相继提出PMPM及CONTAM程序后,1974年美国空军火箭公司即把这两个程序用到一个高性能、长寿命、快响应的5磅推力双元(MMH/NTO)控制液体火箭发动机的设计优选^[8]。从计算结果中优选出三种不同的方案投产,取得寿命试验结果,仅用一年多时间即完成。由于采用了光刻扩散焊接喷注器与力矩马达电动阀门,喷注器的滴下体积几乎为0(仅 4.9mm^3),性能很好,上升到90%推力的时间仅5.6ms,最小脉冲冲量 $2 \times 10^{-3}\text{kg}\cdot\text{s}$,

在 $8 \times 10^{-3} \text{kg} \cdot \text{s}$ 冲量下重复性 $\leq \pm 3\%$ ，稳态比冲 $283 \sim 295 \text{s}$ ， 50ms 脉宽时脉冲比冲 $> 240 \text{s}$ ，羽流污染小，累计点火脉冲 10^6 次，稳态点火寿命 200 小时。这项研究结果体现了理论指导对提高设计水平，加速研制周期的作用。

发动机点火试验数据既验证了PMPM及CONTAM理论与计算方法的正确性，又暴露出各算法的不完善与待改进处，比如PMPM模型由于忽略了室壁液膜汽化，不能正确反映当室壁温改变时脉冲方式性能的变化。而CONTAM模型虽然在热壁条件下满意地处理了液膜损失，而当冷壁时又低估了这一影响，同时还过高地估计了关车后的燃烧，特别是冷壁时，这导致过高地估算了关车时的冲量。总之两种模型与算法各有利弊，对一个新设计发动机的性能预示，CONTAM程序更可取，而对有经验数据的某一特定发动机，PMPM程序则可更快地预示各种预期占空比的脉冲工作性能，并为修改设计提供资料。

目前CONTAM程序已在美国及德、法的卫星及其控制推进分系统设计中广泛应用^[9]。

五、羽流撞击扰动对卫星影响的预测与飞行标定

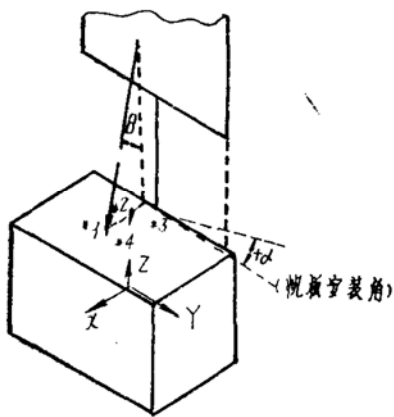


图8 羽流/卫星几何结构

在用推力器进行轨道修正和姿态控制的卫星上，难免有些功能表面如天线、太阳帆板及其它卫星部件（如红外制冷器等）处于排气羽流场中。以Satcom通信卫星为例（见图8），羽流撞击到任意表面上都会引起扰动力矩，这些扰动力矩造成的阻力，使卫星工作效率降低，在预定的卫星飞行寿命期间的轨道或姿态校正机动过程中，必须增加一定量的推进剂以克服这些阻力，对有些结构设计不合理的卫星，这种推进剂的增加量可达几十公斤甚至使卫星失稳，因此可靠地预示羽流撞击扰动已成为整星设计与推进剂估算的一个重要组成部分。目前已可以利用计算机化的模型估算羽流引起的扰动力和扰

动力矩的理论值，并在地球同步轨道卫星的飞行中进行标定试验，以验证姿控及羽流模型的正确性。曾用这些算法对SatcomI通信卫星的单元发动机产生的羽流场进行过分析计算

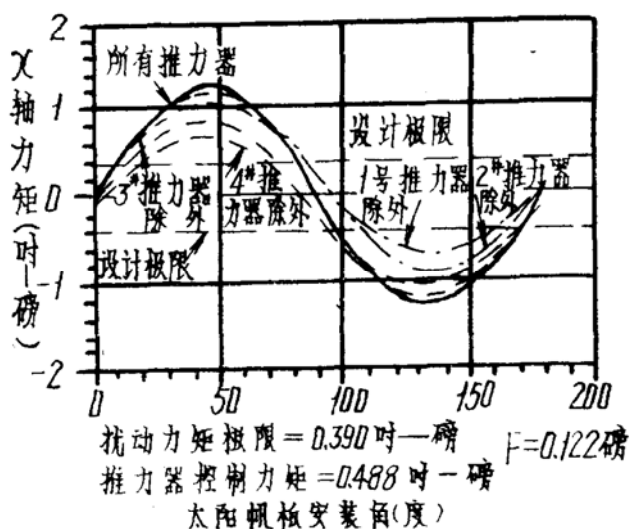


图9 x轴羽流撞击力矩设计规范

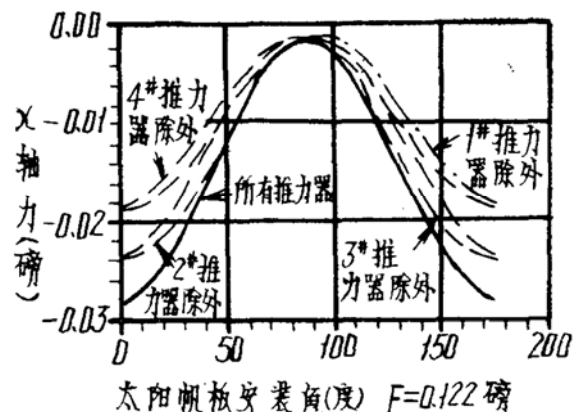


图10. x轴羽流撞击设计规范

[10],特性线法和曲线拟合逼近两种方法算得的等密度线相当吻合。还对该卫星上斜装控制推力器排气羽流撞击到太阳帆板上的扰动力与力矩进行了计算,见图9、10,并进行飞行标定试验,证明了羽流扰动值近似地等于设计规范值,而该设计规范值是理论计算值的两倍。故使用这种远场流动区羽流模型可以预测羽流撞击在卫星上可能产生的扰动,从而检验所设计的控制系统受到这些扰动后是否稳定,并提出卫星结构设计修改的建议,同时还可以利用羽流模型可靠地估算卫星在其设计寿命期间克服羽流干扰所需的推进剂增加量。

六、排气羽流解析程序EPAP

德国MBB公司用CONTAM程序对10牛顿推力的双组元(MMH/NTO)推力器排气羽流进行了计算[11],并将计算结果与在德国哈尔堡大学两立方米 1×10^{-6} mbar高真空试验设备中的羽流测试结果进行比较,结果吻合。计算及点火实测都表明这台发动机就其流场分布和液滴流出而言,确实是一台很清洁的发动机,其实际羽流场比理论预测羽流场更窄,CONTAM程序预测的近场液滴分布集中在喷管轴线 $\pm 35^\circ$ 内。德国以此试验数据为依据搞出了一套排气羽流解析程序EPAP。该程序的原理见图11,其中PSAP程序描述了排气羽流的形成过程和羽流状态,推力器喷管流出的质量流以及气体和液滴分布与时间的关系。它描述了不考虑卫星

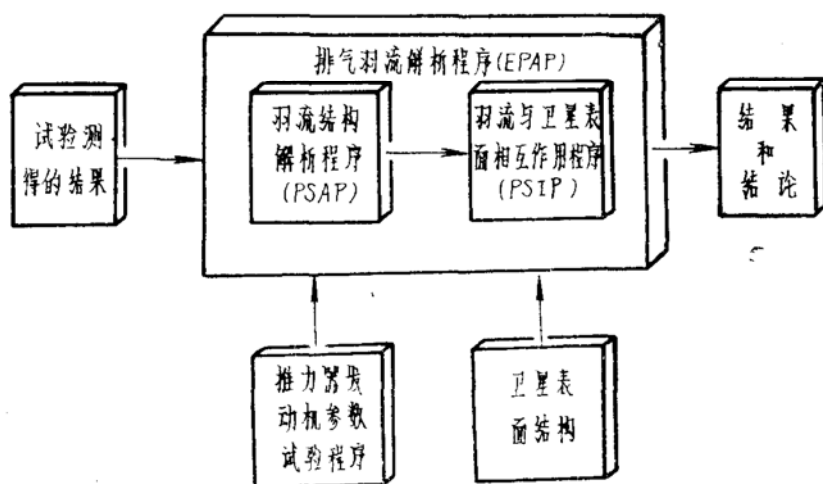


图 11 排气羽流解析程序原理图

表面结构影响时未扰动羽流在自由空间的流场。PSIP描述了撞击在卫星表面并与表面结构相互作用的羽流场的干扰作用和热效应。EPAP就由这两个子程序构成,它与CONTAM程序的区别是它只能描述试验所得的结果,而不能用来像CONTAM程序那样对羽流参数进行解析计算。但把EPAP与CONTAM程序结合,即可全面了解并定量描述小推力排气羽流的形成过程及对卫星表面的污染和热效应。PSAP计算结果与试验测量结果相符。

七、系统水力标定法

在交响乐通信卫星研制过程中,德国利用计算机程序迭代过程[12],算出吹下式工作时,双组元推进剂推进系统中每个推力器前的推进剂调节小孔尺寸及相应的最佳压力损失,该小孔是为了使推力器特性(主要是混合比)适应容器压力变化而设计的,影响计算的参数有推力器特性、飞行时推力器的工作特性、温差与推进剂密度关系、容器的初始负载。

八、结 束 语

国际上, 计算机辅助设计七十年代中期以来已在卫星轨道与姿态控制发动机及其推进系统的设计中逐渐广泛地应用, 并已成为卫星总体设计的组成部分, 结束了多年来靠经验与试验的阶段, 进入了以理论为指导的阶段, 但在优化设计方面还待进行工作。

参 考 文 献

- (1) NASA CR-82456 N67-19123.
- (2) NASA CR-89791 N68-10633.
- (3) NASA CR-110403 N70-30111.
- (4) Smith, D.B., Smith, E.J. and Kesten, A.S.; Analytical study of catalytic reactors for hydrazine decomposition. UACRL H910461-37, Computer Programs Manual-Transient Model, Contract NAS7-458, May, 1969.
- (5) NASA CR-103815 N69-33259.
- (6) AD-752610 AFRPL-TR-72-16.
- (7) AD 768616.
- (8) AD A000449.
- (9) Hoffman, R. J.; Plume contamination effects predication for several real satellite systems using the CONTAM III Computer Code. JANNAF 13 th Plume Technology Meeting, 1981.
- (10) Fox, S.M.; Effects of plume impingment on a momentum bias communications satellite. RCA Corporation, Princeton, New Jersey, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 20, No. 1, Jan-Feb, 1983.
- (11) AIAA83-1259.
- (12) 《两个低推力液体双组元推进剂推进系统的空间鉴定》国际星际航空联合会第廿六届会议, 国外空间控制技术, 1976.2。
- (13) NASA N76-20285-89.
- (14) NASA CR79-26114.
- (15) 张舜英: 肼催化分解反应室一元稳态性能分析计算。SK-2 17A46 (BG225-1/3) 1979.10
- (16) 张舜英: 肼催化分解反应室一元稳态性能分析计算及与试验结果比较。1981.10.16.
- (17) 边炳秀等: 计算机辅助设计在卫星姿控火箭发动机设计中的应用。1985.12.