国内外运载火箭 POGO 抑制技术研究进展

王小军, 于子文*, 张兵, 张青松, 潘辉

北京宇航系统工程研究所, 北京 100076

* E-mail: zhaoliqie@163.com

收稿日期: 2014-02-25; 接受日期: 2014-03-20

总装备部载人航天预先研究(批准号: 050201)和新一代运载火箭专项资助项目

摘要 本文描述了美国、前苏联、欧洲、日本和中国等国内外运载火箭跷振(POGO)抑制技术研究的发展历程及进展, 并总结出国内外火箭 POGO 抑制技术的特点, 以及在小 POGO 和气蚀动力学等方面带来的启示. 美国的 POGO 抑制技术研究经历了大力神 2——土星 V——航天飞机——具体问题具体分析等 4 个阶段的发展历程, 中国的 POGO 抑制技术研究也类似经历了 331 工程——载人航天工程——新一代火箭——40 Hz 问题等 4 个阶段. 由此可知, POGO 振动抑制呈现出“事前理论预示难度大、事后危害后果严重、解决过程漫长曲折”的特点, 必须在重大航天工程实施前开展研究.

关键词

POGO 抑制技术
进展
小 POGO
气蚀动力学

1 引言

跷振(POGO)是指液体火箭结构系统与推进系统动特性相互耦合而产生的纵向不稳定低频振动, 因其振动形态与玩具“Pogo Stick”相似而得名^[1], 见图 1.

发生 POGO 振动时, 火箭结构与推进系统呈现动力学强耦合特征, 当低频模态越来越密集时, 将造成运载火箭设计的“低频灾难”. POGO 振动涉及推进、控制、流体、固体等多学科交叉融合, 是运载火箭最为复杂的动力学耦合问题, 是世界性难题.

20 世纪六七十年代在国外的运载器中, 基本都出现了 POGO 振动, 美国直到出现航天飞机, 才没有 POGO 报道, 但后来的德尔它火箭依然面临着 POGO 问题. 根据对各运载火箭的 POGO 振动统计(图 2), POGO 振动有如下特点.

1) 可发生在火箭飞行的各个时刻, 但主要是发

生在发动机关机前的一段时间; 持续时间可很长, 从发生到完全消失的时间可长达 48 s.

图 1 (网络版彩图)POGO 振动描述

引用格式: 王小军, 于子文, 张兵, 等. 国内外运载火箭 POGO 抑制技术研究进展. 中国科学: 技术科学, 2014, 44: 492–503
Wang X J, Yu Z W, Zhang B, et al. Progress of POGO suppression technology of launch vehicles at home and abroad (in Chinese). Sci Sin Tech, 2014, 44: 492–503, doi: 10.1360/N092014-00034

图2 各火箭飞行中的 POGO 振动

2) 是一种低频定振, 频率范围是 5~60 Hz.

3) 有效载荷处的振级一般是在 5g 以下, 最大的振动曾在钻石-B 上出现达 17g; 在发动机处的振级一般均低于 10g, 但在土星 V/阿波罗 13 上出现高达 34g 的低频振动.

POGO 振动是一种潜在的危险, 使运载器的安全性和可靠性受到了很大的威胁; POGO 振动的产生和持续时间、频率、振级等对火箭的影响各不相同, 需要针对具体火箭展开具体研究. 因 POGO 振动而使火箭飞行产生如下故障.

1) 飞行失败. 如苏联的 N-1 火箭第 4 次飞行, 又如 H-2 火箭的第 7 次和第 8 次飞行, 以及钻石火箭因 POGO 振动导致飞行失败.

2) 宇航员痛苦. 如大力神/双子座 Y5, 较大的低频振动会引起宇航员的视力模糊等.

3) 发动机关机. 如大力神 2 第八次飞行和土星 V/阿波罗 13 任务, 尽管装了蓄压器, 仍然产生 POGO 振动, 导致发动机提前关机.

4) 有效载荷及结构受影响. 如雷神-德尔它、N-2/H-1 系列火箭 POGO 振动量级较大, 有效载荷与仪器设备受到影响.

本文对国内外运载火箭的 POGO 抑制技术研究进展进行了综述, 总结了国内外火箭 POGO 抑制技术特点及带来的启示, 为我国 POGO 抑制技术的深入研究提供参考.

2 美国 POGO 抑制技术进展

美国 POGO 振动系统性深入研究始于载人航天,

由于低频振动会造成人体内脏晃动, 干扰脑电波, 使得航天员语言受阻、四肢运动困难、决策混乱, 严重危害航天员的生命安全, 因此载人航天对 POGO 振动抑制提出了苛刻的要求, 振动量级 0.25g 是一个谨慎的上限.

美国 POGO 振动研究经历了从无到有、由浅入深的历程, 包含四个阶段. 第一阶段为大力神 2/双子座时的从无到有, 首先认识到了泵的气蚀柔度和动态增益等特性对 POGO 振动的影响, 工程上采用蓄压器改变动力系统频率以进行 POGO 抑制. 第二阶段为土星 V/阿波罗时期, 建立了 POGO 振动稳定性频域分析方法, 但由于系统复杂性, 模型准确度和科学性存在不足, 在土星 V 发射过程中多次发生 POGO 振动问题, 直至土星 V 火箭退役仍未得到彻底解决. 第三阶段为航天飞机的“NO POGO”研究, 在设计之初就开展了大量 POGO 理论、抑制和试验研究, 形成了 POGO 技术研究体系. 第四阶段为 20 世纪 90 年代左右, 对德尔它火箭的 POGO 振动问题进行了具体分析, 建立了先进的状态空间法模型, 并对气蚀动力学问题进行了再研究等, 称之为“POGO 具体问题具体分析阶段”.

2.1 大力神 2 的 POGO 研究阶段(1962~1966)

POGO 研究的兴起始于 1962~1966 年大力神 2/双子座研制阶段. 1962 年 3 月 16 日, 大力神 2 首飞中, 一级飞行后期出现了 10~13 Hz、持续 30 s 左右的振动, 振幅达到 2.5g, 因为振动形态很像弹簧单腿高跷 (Pogo Stick), 因此马上被命名为 POGO. 在更早的丘诺、雷神、水星-红石、宇宙神火箭飞行中, 甚至苏联的东方号火箭飞行中也出现过类似的现象, 但此次为首次命名^[2].

大力神 2 遥 4 氧箱压力提高, 使美国航空航天局 (NASA) 意外性地找到了解决 POGO 问题的头绪, 至此以后, 几乎每一次大力神 2 试验飞行在 POGO 问题处理上都有所变化, 也给 POGO 的机理和理论研究提供了宝贵的素材. 大力神 2 遥 8 首次在氧路安装了类似蓄压器的竖管, 却使有效载荷处振幅达到 5g, 导致一级发动机振动过大而过早关机、任务失败, 但由此也证明氧路竖管对 POGO 振动有影响, NASA 找到了解决问题的希望. 大力神 2 遥 9 提高了燃箱压力, 使 POGO 振幅降低但仍不满足 NASA 要求. 直到大力神 2 遥 25 再次在氧路安装竖管、燃路安装机械蓄

压器后(图 3), POGO 振幅才满足 NASA 标准, 而代价是推迟了美国的载人航天计划. 为了解决大力神 2/双子星的 POGO 振动问题, 经历了 4 年攻关、29 发无人飞行试验验证, 但在第 5 次载人飞行中仍发生了最大振幅 0.38g, 持续 13 s 的 POGO 振动.

大力神 2 的 POGO 振动前前后后共采取了 4 种解决措施, 即氧箱压力增加、氧路安装竖管、燃箱压力增加、燃路安装机械蓄压器, 解决过程非常曲折. 大力神 2 的 POGO 问题解决过程也表明, 此时的 POGO 抑制技术研究还仅处于初级阶段, 仅考虑频率变化和工程技术问题的解决, 例如压力增加、频率增加, 又例如安装竖管或蓄压器、频率降低, 而未形成系统的 POGO 分析理论.

不论如何, 大力神 2 最终采用氧路安装竖管、燃路安装机械蓄压器的方式成功抑制了火箭的 POGO 振动. 这是 POGO 抑制技术研究的第一个里程碑, 它证明了 POGO 振动原理的正确性, 表明了 POGO 理论分析的可行性, 验证了 POGO 工程抑制技术的有效性. NASA 的 Rubin 团队在大力神 2 的 POGO 研究中初露锋芒, 首次提出了泵气蚀柔度对 POGO 的影响, 首次对 POGO 现象进行了正确建模, 并通过泵动特性试验验证了泵气蚀柔度和动态增益的影响, 为后续的 POGO 理论研究打下了坚实的基础.

2.2 土星 V 的 POGO 研究阶段(1967~1971)

从大力神 2 的双子星计划到土星 V 的阿波罗登月计划, 火箭研制技术是一个极大的跨越, 相应的从 1967 年到 1971 年, POGO 研究也进入了一个崭新的阶段. 土星 V 重型火箭多次发生 POGO 振动, 直到阿波罗载人登月任务结束仍未彻底解决. 土星 V 的

图 3 大力神 2 的 POGO 抑制装置

POGO 研究过程也与大力神 2 相类似, 充满了曲折与坎坷.

1) 大力神 2 对 POGO 振动问题的成功消除, 使土星 V 首飞(阿波罗 4)一级飞行的小幅 POGO 振动问题未受到重视;

2) 1968 年 4 月, 土星 V 遥 2 (阿波罗 6)无人一级飞行中产生了 0.6g, 5 Hz 的 POGO 振动, 结构质量的一点点变化就导致 POGO 振动的急剧放大, 使 NASA 认识到参数偏差对 POGO 的敏感度, 并巧妙的采用泵前阀腔充氦气作为蓄压器进行 POGO 抑制;

3) 东方不亮西方亮, 遥 3(阿波罗 8)首次载人飞行中一级没有出现 POGO 振动, 但二级飞行时 5 机中心发动机处却出现了 18 Hz, 9g 的小 POGO (Mini POGO)振动, NASA 认为这是个载荷问题, 并未充分重视;

4) 针对二级小 POGO 问题, 采用提高二级氧箱压力办法不佳后, 又使用了二级中心发动机按预定程序提前关机的办法, 遥 5 (阿波罗 10)二级飞行正常, 但有趣的是, 三级飞行却出现了 20 Hz 的 POGO 振动, 不过 NASA 认为这不是典型的 POGO 问题, 且以前和以后都没有发生过;

5) 对二级小 POGO 问题不重视的后果, 在遥 8 (阿波罗 13)中体现出来, 二级中心发动机先发生了 2 次 POGO 振动, 第 3 次 POGO 振动时出现了严重发散, 估计已达到了 34g, 过大的振动量级使中心发动机意外提前关机, 结构可能已变形, 几乎导致灾难;

6) NASA 意识到小 POGO 的严重性, 在后续阿波罗任务中二级中心发动机前安装了环形蓄压器, 除二级飞行末期若干秒 10.5 Hz 的“嗡嗡声”和三级存在 POGO 振动风险之外, 再也没有出现 POGO 振动.

1970 年 10 月, Rubin 根据 POGO 工作组的集体经验, 形成了 NASA 标准——POGO 不稳定抑制设计规范, 这是 POGO 抑制技术研究的第二个里程碑. 规范明确指出, POGO 振动是一个需要避免的不稳定问题, 就像需要消除颤振或者控制系统不稳定那样, 而不是作为设计载荷或者加固结构和管路的振动环境问题, 这意味着 NASA 对 POGO 振动问题观念的标志性转变, 即 POGO 振动需要“抑制”而不是“抗过去”.

2.3 航天飞机的 POGO 研究阶段(1972~1982)

航天飞机的 POGO 研究始于 1972 年, 此时阿波罗 13 的例子在 NASA 管理人员的头脑中依然鲜活.

NASA 成立了航天飞机 POGO 工作组, 由 Hal Doiron 和 Sheldon Rubin 共同领导. POGO 工作组的目标是“**No POGO**”, 即设计中就对 POGO 问题具有鲁棒性的解决措施, 不能再重蹈覆辙, 像阿波罗 4 和阿波罗 6 那样, 火箭负载稍有变化就产生 POGO 不稳定.

POGO 工作组结合航天飞机 POGO 研究难点, 开展了大量的 POGO 理论——抑制——试验研究, 形成了 POGO 抑制技术研究体系:

1) 开始重视偏差下的稳定性分析, 即参数敏感度分析. 航天飞机 POGO 稳定性要求, 在不确定性系统参数任何最坏的组合下, 耦合系统阻尼均大于零.

2) Doiron 指出: “在运载器发展计划之初, 设计一个良好、稳健的 POGO 抑制器, 是最节省成本的 POGO 抑制方法.” 航天飞机研制过程中考虑了 4 种 POGO 抑制方案, 论证了 POGO 主动抑制理念的可行性, 但最终选用了被动式 POGO 抑制器——球形蓄压器(图 4). POGO 抑制系统首次被设计为主发动机(SSME)的一部分, 位于高低压氧泵间, 起到一个宽带滤波器的作用, 在宽的频率范围(5~40 Hz)内衰减 POGO 振动.

3) POGO 试验不可或缺. 航天飞机研制初期认为全箭纵向振动试验可以不做, 但通过 POGO 置信因子分析, 后来明确仍有必要开展此项试验. 航天飞机特别重视泵气蚀动力学研究, 不仅开展了工程试验, 还开展了理论研究性试验(图 5), 这些研究直至今日也在不断完善, 形成了一定的理论体系.

多次飞行数据表明, 航天飞机当之无愧是美国第一个设计无 POGO 的运载器. 由此, 也证明通过 POGO 技术体系研究完全可以实现“**No POGO**”的目标, 这是 POGO 抑制技术研究的第三个里程碑^[3,4].

图 4 (网络版彩图) 航天飞机的球形蓄压器

图 5 航天飞机低压氧泵动态缩比水试

2.4 POGO 具体问题具体分析阶段(1970 至今)

虽然航天飞机实现了“**No POGO**”的目标, 但是 POGO 抑制技术仍有许多亟需完善和有待研究的问题与工作, 本文将之称为具体问题具体分析阶段, 包括:

1) 德尔它系列火箭一次飞行中的多个 POGO 振动问题;

2) 宇宙神系列火箭 POGO 研究中建立了较先进的状态空间法模型;

3) 阿瑞斯 1 火箭二级氧泵前安装了环状蓄压器, Rubin 团队又开展了大量的完善与回顾工作.

2.4.1 德尔它系列火箭(1970 至今)

德尔它 1 火箭与航天飞机的 POGO 研究几乎处于同一时段(1970~1983), 但直到 20 世纪 90 年代初仍未彻底解决德尔它 2 火箭的 POGO 问题.

德尔它 1 火箭一级飞行中出现了 3 次较大的 POGO 振动(图 6), 采用了土星 V 二级的液氧蓄压器, 效果仍不佳. 后来又提出了两种解决措施, 第一种是缩短蓄压器与泵间管路长度, 此项很难实施; 第二种是改变蓄压器的阻尼, 此项措施减少了 POGO 振动幅值, 但仍未彻底解决 POGO 问题. 有资料认为, 大力神 2 的 POGO 抑制成功, 大都归因于推进系统的地面试验, 而德尔它火箭未做过此类试验, 这大大阻碍了对其 POGO 稳定性的研究.

20 世纪 90 年代初, 德尔它 2 火箭通过液氧贮箱双级增压系统消除了一级发动机关机(MECO)前的 POGO 振动, 即飞行至 125 s 时启动双级增压系统, 提高贮箱的增压压力. 目前在役的德尔它 4 火箭, 据网上报道, 某次飞行中通过视频还可观看到类似 POGO 的振动^[5].

图 6 德尔它 1 火箭 POGO 振动时二级发动机常平座处的振动幅值

由德尔它系列火箭的 POGO 研究历程可知, POGO 抑制技术需要具体问题具体分析。

2.4.2 宇宙神系列火箭(1986~1993)

1986 年挑战者号航天飞机失败后美国加大了对大型液体运载火箭的研究力度, 以 Rubin 为首的学者于 1993 年建立了一套新的 POGO 稳定性分析模型应用于宇宙神 2/半人马座 2, 即状态空间法模型。针对多输入多输出的 POGO 耦合回路, 状态空间法模型相比于传递函数法模型更易于开展闭环特征根的稳定性分析, 而不是经过一系列简化后仅通过开环传递函数判断闭合系统稳定性。另外, 状态空间法模型还可开展时域仿真, 拓展性好。目前状态空间法模型在美国得到了广泛应用, 我国的很多专家和学者也采用了此方法, 这是 POGO 抑制技术研究的第四个里程碑^[6]。

2.4.3 阿瑞斯火箭(2004~2010)

阿瑞斯火箭的 POGO 研制目标也是“NO POGO”, 不过航天飞机 POGO 研究已经结束 20 余年, NASA 面临着巨大的挑战。NASA 召集各方的力量, 请 Hal Doiron, George Zupp, Bob Ryan 等 POGO 专家为技术顾问; Sheldon Rubin 也可随时提供技术咨询, 而且他已把 POGO 知识传授给他的弟子 Kirk Dotson。

Ares I 上面级采用前氢后氧的共底贮箱, 氧路很短, 但通过 POGO 分析, 还是类同土星 V 二级那样,

图 7 (网络版彩图)阿瑞斯 1 火箭二级 POGO 抑制

图 8 (网络版彩图)航天飞机泵气蚀特性的再研究

在氧泵前安装了环状蓄压器^[7,8], 如图 7 所示。

Rubin 及其团队(包括 Dotson、Brennen 和 Oppenheim 等人)为 POGO 抑制技术研究做出了卓越贡献。2004~2007 年, Rubin 团队根据阿瑞斯火箭的 POGO 研究需要, 开展了大量的完善与回顾工作, 并重点针对气蚀动力学理论开展了再研究(图 8), 即基于航天飞机时期开展的试验、结合 H-2 飞行第 7 次和第 8 次飞行, 重新确认气蚀动力学对 POGO 的影响^[9~13]。

2.5 小结

美国 POGO 研究的每次飞跃和里程碑都是由于认识的修正和深化带来的。在大力神 2 成功地使 POGO 振动降到 0.11g 后, 大家认为已经掌握 POGO 问题。但到了土星 V, 又发现以前很多不足的地方, 一是缺乏参数敏感性分析, 其次是没想到小 POGO

这种振动模式. 航天飞机根据 POGO 技术体系开展研究, 设计了优良的 POGO 抑制器, 实现了“**No POGO**”的目标. 但“德尔它火箭仍无法解决一次飞行中出现多次 POGO 振动问题”、“状态空间法模型的横空出世”、“Rubin 团队对气蚀动力学问题的再研究”等事例, 充分表明 POGO 抑制技术仍有许多亟需完善和有待研究的工作, 应该具体问题具体分析.

四个里程碑分别从抑制原理、设计规范、研究体系、分析方法上得到了跨越, 但还未完全掌握气蚀动力学机理和 POGO 振动机理, 也未找到一种普适性的方法、使火箭一开始设计时就有把握不会出现 POGO 振动, 总是存在这样或那样的问题, 必须借助于大量的原理性试验、工程试验甚至飞行试验才能得到考核验证.

3 前苏联 POGO 抑制技术进展

前苏联火箭的 POGO 研究资料相对较少, 根据仅有的文献可知, 其也同样遇到了令人头疼的 POGO 问题. 前苏联 N-1 火箭第 4 次飞行试验由于 POGO 振动导致飞行失利, 至此苏联停止载人登月计划.

前苏联火箭也有系统的 POGO 研究体系, 有专题资料进行了论述, 甚至作为教科书的内容.

1) 俄罗斯克列斯尼科夫院士和学者格列克曼均研究了液体火箭发动机的动力学问题, 包含气路熵波特性分析、泵气蚀容积分析等.

2) 俄罗斯褒曼大学的阿里尼契夫教授从非保守动力学理论出发, 对 POGO 振动理论进行了探讨.

3) 乌克兰科学院院士 Pilipenko (1935~) 开展了大量的泵气蚀动力学研究, 并一直在不断完善.

前苏联在 POGO 抑制方面开展了大量的研究, 例如考虑锥形管路、输送管路阻尼减振, 又例如研究了诱导轮设计、注气式蓄压器、超气蚀减振器等多种 POGO 抑制方式.

1) 前苏联火箭大都对泵诱导轮进行重点设计, 以抑制其 POGO 振动. 有资料认为, 液体火箭泵诱导轮的结构和设计参数, 应不仅具备抗气蚀泵的特性, 而且具备考虑气蚀振动和火箭结构 POGO 振动的系统稳定性; 在许多情况下, 获得 POGO 稳定性不需要特殊的阻尼装置, 而是通过合理选择泵诱导轮的结构和设计参数.

3) 为天顶号研制的超气蚀减振器, 不需要专门

图 9 (网络版彩图)天顶号一级的注气式蓄压器

的注气或贮气装置, 仅仅依靠气泡发生器来产生气泡, 从而改变管路的柔度和频率. 尽管因影响泵前过滤器的设计而没有最终应用于飞行, 但却体现了极为新颖的构思和想法.

3) 在天顶号芯一级液氧输送系统上使用了注气式蓄压器进行 POGO 抑制(图 9).

前苏联很重视 POGO 试验, 分别开展了蓄压器单机试验、带蓄压器的输送管路动特性试验、泵气蚀特性试验、泵动态特性试验、发动机动态试验等, 为了验证 POGO 抑制效果, 他们还开展了带箭体的热试车^[14~16].

4 欧洲 POGO 抑制技术进展

钻石号火箭的前 5 次飞行都出现了 POGO 振动, 发生在点火后 30~40 s, 频率 45 Hz 左右, 振动量级最大 20~30g, 导致运载器或卫星破坏, 任务失败.

阿里安 1~4 火箭的研制过程中, 一开始就非常重视 POGO 抑制的研究. 1973 年, 他们专门成立了 POGO 专题组, POGO 的研究贯穿 1973~1981 年整个研制阶段, 也包括理论、试验和抑制研究, 还开展了三维建模和纵横扭影响的研究.

阿里安火箭设计之初就考虑了最全面的 POGO 措施, 即不仅要防、还要抗, 也就是不仅要加蓄压器, 还要准备抗振、制定低频部分纵向振动的环境技术条件. 阿里安火箭研制了高压金属膜盒蓄压器和液位可控注气式蓄压器两种 POGO 抑制装置, 还开展了主动抑制的理论研究, 而最终选取了被动型的注气式蓄压器(图

10). 阿里安火箭各级均采取了相应的 POGO 抑制装置, 除氧路外, 二级燃路也安装了蓄压器。

阿里安 1 运载火箭虽然采用了 POGO 抑制系统, 但因蓄压器没有按时启动, 在 1979 年 12 月的首飞中还是出现了 POGO 振动, 即二级飞行最后 10 s 产生了 1.8g 的振动。另外, 有文献称阿里安 4 火箭二级飞行开始时出现了 2 次典型的短时正弦波 POGO 振动现象^[17~20]。

阿里安 5 火箭的一子级采用火神氢氧发动机, 氧泵前安装了 POGO 抑制器。阿里安 5G 的二子级采用常规推进剂, 推进剂输送系统为挤压式, 为了避免 POGO 振动, 在氧化剂输送管路上增加了阻尼装置。这表明泵并不是产生 POGO 振动的必要条件, 挤压式推进剂输送系统的飞行器也有可能产生 POGO 振动。阿里安 5E/CA 的低温氢氧二子级未安装蓄压器, 而仅采取了波纹管, 经 POGO 分析不稳定, 但飞行却是稳定的。由此可知, 阿里安 5 火箭的 POGO 模型经过多年研究, 仍需进行改善和完善。另外, 针对火神发动机的液氧涡轮泵, 还开展了独特的泵动特性热水试验, 获取了气蚀柔度、动态增益、流量增益等泵动特性参数。

5 日本 POGO 抑制技术进展

日本 N 火箭原型为德尔它火箭, 一级飞行也出现了 3 种 POGO 振动, 即飞行过程中的 2 次 POGO 振动(Pre-MECO POGO1、Pre-MECO POGO2)和关机时的 POGO 振动(MECO POGO)。H-1 与 N-2 火箭的第

图 10 阿里安 1~4 火箭的 POGO 抑制器

一级是通用的, 他们各发射了 9 枚, 均发生了 MECO POGO 振动, 具有很好的再现性。

H-2 火箭较 H-1 火箭一级来说, 无论是推进剂、发动机、还是贮箱结构形式, 均发生了较大变化。H-2 火箭的前 6 次飞行均成功, 但第 7 次、第 8 次 2 次飞行连续失败导致其停飞, 有学者认为是气蚀疲劳造成, 也有学者认为是由气蚀动力学导致的 POGO 不稳定造成。

N 火箭和 H-1 火箭中出现的 3 种 POGO 振动, 及 H-2 火箭第 7 次和第 8 次飞行失败, 使日本非常重视 POGO 研究, 他们从理论、抑制和试验方面开展了大量研究。研究主要侧重在涡轮泵不稳定气蚀理论和试验研究方面, 还开展了系留点火试验的 POGO 测试。另外, 在 H-2 火箭一级氧泵前管路安装了容积为 29 L 的注气式蓄压器进行 POGO 抑制^[21~25]。

6 中国 POGO 抑制技术进展

长征系列火箭也是由导弹发展而来, 导弹的一级飞行中存在 32 Hz 振动问题。我国从 331 工程(地球同步通信卫星发射工程)开始进行了长征三号火箭 POGO 抑制技术研究, 采用在一级氧输送管增加蓄压器的方法, 有效抑制了火箭的 POGO 振动。但长征二号 F 载人火箭仍发生了 8 Hz 的 POGO 振动, 曾造成航天员极大的痛苦, 历时近 10 年, 通过 3 次抑制方案调整和飞行试验验证, 最终采用变能量蓄压器抑制了 8 Hz 振动。不过我国长征系列火箭普遍存在 40 Hz 异常振动问题, 其本质一直未被揭示, 未能采取有效抑制措施, 存在潜在的风险。新一代运载火箭 POGO 抑制技术作为型号的重大关键技术, 开展了大量的理论和试验研究。

6.1 331 工程的 POGO 研究阶段(1975~1984)

331 工程中, 长征三号火箭将 POGO 研究视为重大关键技术, 成立了专题组。专题组制定了比较系统的 POGO 研究计划, 为新型火箭的 POGO 抑制设计提供了重要的借鉴意义。331 工程的 POGO 研究成果中, 皮囊式蓄压器最终由目前在飞火箭所用的金属膜盒式蓄压器取代, 而传递函数法的 POGO 分析模型经过一系列的完善后广泛应用于在飞火箭。经过 331 工程研究, 使我国串联火箭的 POGO 抑制技术日渐成熟^[26,27]。

POGO 专题组建立了传递函数法的 POGO 分析模型, 结构模态仅取前两阶纵向振型, 类似于大力神火箭, 研究中重点关注频率变化. 在 331 工程中分别研制出皮囊式蓄压器和液位可控注气式蓄压器, 而皮囊式蓄压器最终应用于长征三号飞行. 其实, 注气式蓄压器也经过了多次发动机试车的考核, 具有相当高的工作可靠性. 331 工程依次开展了管路水试、管泵水试、全箭纵向振动试验、冷流试车(半系统动态试车)和热试车(不加激振)等 POGO 试验.

1984 年首发和第二发的成功飞行, 证实 POGO 抑制的正确性, 几乎把一、二级飞行段的 2~40 Hz 频率都给衰减到脉动压力值小于 0.01 MPa, 但意外的出现了约 44 Hz 的振动.

6.2 40 Hz 问题分析(1984 至今)

40 Hz 振动问题起源于长征三号火箭, 而后续飞行的长征系列运载火箭, 不论是串联火箭, 还是并联火箭, 在飞行过程中都存在 40 Hz 附近的突出振动. 40 Hz 振动是火箭一级飞行段主要的低频振动环境, 振动持续时间长、量级大, 超出验收试验条件, 有的型号甚至超出鉴定条件要求, 虽未造成飞行失败的严重后果, 但已严重影响运载火箭的可靠性(图 11).

40 Hz 问题一直困扰着火箭设计师队伍, 对它的问题定位、产生机理和解决措施众说纷纭. 近期根据载人航天工程和新一代火箭的 POGO 研究成果, 对 40 Hz 问题开展了进一步深入研究.

1) 对各型号飞行遥测及地面试车中的 40 Hz 现象的特点和规律进行总结;

2) 通过排除遥测系统帧频干扰证明 40 Hz 不是虚假信号, 还证明了喷前脉动压力测量 40 Hz 现象的

图 11 长征二号丙火箭界面低频振动时间历程

真实性;

3) 初步对 40 Hz 定位为: 40 Hz 附近突出峰值振动与发动机脉动推力相关, 是安装蓄压器后才出现的问题;

4) 初步提出 40 Hz 振动的产生机理为: 蓄压器/泵前短管/发动机形成的液路系统与箭体结构高阶纵向振动相耦合, 属于 POGO 振动范畴;

5) 通过 POGO 稳定性分析, 初步提出 40 Hz 抑制措施: 增大蓄压器入口流通面积, 减小蓄压器与泵间距, 可在不影响低阶 POGO 稳定性的基础上, 有效改善火箭的高阶(或局部)POGO 稳定性.

6.3 载人航天工程的 POGO 研究阶段(1999~2008)

从飞行遥测数据分析可以看出, 长征二号 F 运载火箭在 Y1~Y6 曾经发生了推进剂输送系统与全箭纵向低频振动耦合的“8 Hz”现象, 经研究确定其为 POGO 振动; 而 Y7 采用变能量蓄压器, POGO 振动得到了抑制, 自此后的 4 发飞行中再也未出现 POGO 振动^[28,29]. 图 12 为长征二号 F 火箭“8 Hz”最大响应幅值.

长征二号 F 火箭 Y1~Y4 飞行中也存在 8 Hz 振动, 但振动量级都不大, 也没导致火箭飞行的姿态稳定问题, 因此类似土星 V, 这种小幅振动没有作为 POGO 问题加以深入研究. 尽管也采取了改变逃逸塔分离点火时序等方案, 但未收到效果.

长征二号 F 火箭 Y5 飞行试验后, 由遥测数据发现从 120 s 逃逸塔分离开始到助推分离, 火箭出现了

图 12 (网络版彩图)长征二号 F 火箭“8 Hz”最大响应幅值

“8 Hz”左右的低频纵向振动. Y5 的“8 Hz”振动量级在相同位置处比 Y1~Y4 大了 3~4 倍, 在航天员座椅处最大振动加速度达到 1.16g, 航天员反映身体感觉很不适. 经分析研究后, “8 Hz”问题定位为 POGO 振动. 我国首位航天员杨利伟在《天地九重》关于其飞行中 POGO 振动感受中写到: “在火箭上升到三四十公里高度时, 火箭和飞船开始急剧抖动, 产生了共振, 这让我感到非常痛苦. 随着时间的推移, 痛苦的感觉越来越强烈, 五脏六腑都要碎了, 心里觉得自己快不行了, 要承受不住了……共振持续 26 s 后慢慢减轻, 当从这种痛苦的状态解脱出来后, 我感觉到从未有过的轻松和舒服, 如同一次重生. 但在痛苦的极点时, 就在刚才短短一刹那, 我真的以为自己要牺牲了.”

为了抑制 POGO 振动, 在长征二号 F 火箭 Y6 设计时, 芯一级蓄压器由 1.024 L 改为 2.92 L, 而助推蓄压器由 1.024 L 改为 0.512 L. 而 Y6 火箭飞行试验后, 由遥测数据发现从 126 s 开始到助推分离, 火箭又出现了“8 Hz”左右的低频纵向振动, 助推关机时振级最大, 船箭分离面处的振级约 0.64g. 经分析研究后, “8 Hz”问题定位为助推器推进系统参加的 POGO 振动, 而芯一级推进系统没有参加. 这充分表明捆绑火箭与串联火箭相比主要特征是既有整体模态、又有助推器局部模态, POGO 抑制机理极其复杂.

为了抑制 POGO 振动, 在长征二号 F 火箭 Y7 设计时, 芯一级蓄压器不变, 而助推蓄压器由 0.512 L 改为变能蓄压器(图 13). 变能蓄压器方案中, 单层 1.293 L 低压膜盒初始充压 0.16 MPa, 双层 1.000 L 高压膜盒初始充压 0.66 MPa. 在 Y7 火箭飞行试验后, 由遥测数据分析可知, 全箭没有明显的“8 Hz”振动现象, 各个位置的轴向低频振动和轴向过载数据在助推器关机前都比较平滑、稳定. 这表明, 长征二号 F 火箭的 POGO 抑制设计正确, 变能蓄压器有效抑制了“8 Hz 振动”.

我国长征二号 F 载人运载火箭遇到的 POGO 振

图 13 (网络版彩图)长征二号 F 变能量蓄压器

动问题从现象分析、到逐步认识、到仿真分析、到改进方案、到试验验证、到最终解决历时近十年, 经历了 3 次方案调整, 反映出运载火箭特别是捆绑火箭 POGO 问题的复杂性. 经过 8 Hz 研究, 使我国并联火箭的 POGO 抑制技术上上了一个新的台阶.

6.4 新一代火箭的 POGO 研究阶段(2007 至今)

新一代运载火箭低频模态密集, POGO 抑制设计安全频率窗口较窄; 低温动力系统给 POGO 抑制设计带来新问题, 包括补燃循环、膨胀循环和燃气发生器循环等 3 种循环方式的发动机, 存在氧泵间管气液两相流问题和氧泵后管熵波流问题; POGO 抑制设计的很多重要参数需通过试验才能获得, 如泵的动态增益、气蚀柔度等, 但地面低温试验实施困难.

类似航天飞机, 新一代火箭在设计之初就开展了 POGO 抑制设计, 决定采取“防”而不是“抗”的解决方案, 目标是无 POGO. 经过新一代火箭的 POGO 研究, 使我国低温捆绑火箭的 POGO 抑制技术研究再上一个新的台阶.

相比于 331 工程和载人航天工程, 新一代火箭开展了更多、更加深入的 POGO 理论研究, 包括 YF-100 氧泵间管低温气液两相流研究、高压补燃发动机气路熵波特性研究、低温发动机动态特性研究、液氧输送管流固耦合研究、POGO 频率特性研究(图 14)、状态空间法 POGO 稳定性研究、均方和法及模拟打靶法 POGO 参数偏差研究、纵横扭耦合研究, 从定性、半定量、定量 3 方面全方位开展了 POGO 分析, 确保 POGO 抑制设计稳妥可靠. 其中, YF-100 氧泵间管低温气液两相流研究、高压补燃发动机气路熵波特性研究、液氧输送管流固耦合研究是结合新型号特点开展的研究工作; 低温发动机动态特性研究、均方和法及模拟打靶法 POGO 参数偏差研究是全新开展的研究工作; 而 POGO 频率特性研究、状态空间法 POGO 稳定性研究、基于多体动力学的纵横扭耦合研究则对原有 POGO 研究进行了合理继承和有效创新.

相对于 331 工程和载人航天工程, 新一代火箭开展了更加全面的、研究性更强、规模更大的 POGO 试验, 包括管路动特性试验、氧泵动特性试验、YF-100 氧泵间管两相流原理性验证试验等, 并即将开展全箭纵向振动试验和动力系统试车, 获得了 POGO 抑制设计所需的动态增益、泵气蚀柔度、蓄压器柔度、两相流声速等重要的动态参数, 验证了相关

图 14 (网络版彩图) 长征二号 F 火箭的助推频率相图分析

数学模型, 考核了蓄压器的变频降幅特性^[30,31]。

在抑制装置方面, 新一代火箭沿用常规火箭的贮气式蓄压器思路, 研制出了低温高压金属膜盒式蓄压器, 膜盒能承受较高压力而不发生失稳现象。通过在氧泵前管路上安装金属膜盒蓄压器, 能有效抑制火箭的 POGO 振动。

6.5 小结

331 工程——载人航天工程——新一代火箭的 POGO 研究历程, 是串联火箭——并联火箭——低温火箭 POGO 认识的逐步跨越, 与大力神 2——土星 V——航天飞机的 POGO 抑制技术发展路线很相似, 都是从无到有——事后补救——目标无 POGO 的发展历程。而在飞火箭的 40 Hz 问题一直困扰我们, 需要我们透过现象看本质, 深入挖掘振动机理, 提出合理、可行、有效的抑制措施。

7 国内外火箭 POGO 抑制技术特点及启示

根据上述国内外火箭 POGO 抑制技术进展, 可总结出如下特点。

1) POGO 振动通常发生在一级, 二级和上面级飞行也可能产生 POGO, 土星 V 和阿里安二级飞行出现了 POGO 振动。

2) 无论是泵压式系统, 还是挤压式系统, 都需开展 POGO 抑制研究。

3) 国内外火箭主要采用了传递函数法和状态空间法 2 种 POGO 模型, 其中较为先进的是状态空间法模型。

4) 国内外火箭主要开展了全箭纵向振动试验、管路动特性试验、泵动特性试验、蓄压器参与发动机(或动力系统)试车等 4 类 POGO 试验。

5) 国内外火箭的 POGO 抑制方式主要有 3 种: 输送管路类(含管里注气、阻尼设计等)、蓄压器类(含蓄压器、竖管、前置阀)、泵类(含诱导轮设计、打孔等)。其中, 蓄压器类最为常用。蓄压器又分为被动贮气式、被动注气式、主动抑制等 3 种设计方式。其中, 主动抑制方式为航天飞机所研制, 但最终没用于飞行; 国外火箭通常主要采用被动注气式, 土星 V、航天飞机、阿里安火箭等研制过程中都存在贮气式和注气式 2 种方案, 但最终飞行均选用了注气式蓄压器; 我国火箭通常主要采用被动贮气式, 331 工程研制过程中也存在贮气式(皮囊蓄压器)和注气式 2 种方案, 最终飞行选用了皮囊式蓄压器, 新一代火箭沿用在飞火箭的设计思想, 选择了贮气式(金属膜盒蓄压器)方案。

6) 针对火箭一次飞行中出现多次 POGO 振动的问题(图 15), 一直未有统一的说法和结论。较普遍的观点是猜测由泵入口复杂的非线性气蚀动力学造成。

7) 与 40 Hz 比较相似的、“一次飞行中有多次 POGO 振动”的, 包括德尔它火箭一级、N-1/N-2/H-1 火箭一级、土星 V 二级、阿里安 4 二级, 他们最终均在氧路安装了带阻尼的蓄压器, 值得借鉴。

土星 V 二级小 POGO 与我国常规火箭的 40 Hz 问题极为相似, 都体现出局部耦合振动的特征: 即发动机处振动比较大、有效载荷处振动比较小, 而且一次飞行可能出现多个 POGO 振动, 各次飞行振动量级各不相同。最终经过大量的理论和试验研究, 土星 V 二级氧路安装了充氮环形阻尼式蓄压器, 值得借鉴。但也存在 2 点异议。

1) mini POGO 其实并没有严格的定义, 也不好界定, 土星 V 二级叫小 POGO, 而德尔它一级也类似

图 15 (网络版彩图) 一次飞行出现多次 POGO 振动

存在一次飞行出现多个 POGO 振动的情况, 却又不叫小 POGO, 由此得到启示 40 Hz 振动无论是否是小 POGO, 都需要具体问题具体分析。

2) 土星 V 二级小 POGO 为氧贮箱底部/输送管/中心发动机形成的局部耦合振动, 而初步认为我国的 40 Hz 问题是安装蓄压器后造成的氧路蓄压器/泵前短管/发动机间的局部耦合振动。

另外, 以下两点说明气蚀动力学对 POGO 问题的理论重要性。

1) 美国的 Rubin 和 Brennen, 前苏联的克列斯尼科夫和 Pilipenko, 日本和法国的很多学者, 几乎所有开展 POGO 研究的国家和学者都对泵气蚀动力学开展过大量研究, 国外根据气蚀动力学研究还提出在诱导轮上打孔等 POGO 抑制措施;

2) 美国的 Rubin 在 20 世纪七八十年代开展了大量的 POGO 研究, 中间一段时间研究的少了, 直到 2004 年又基于航天飞机时期开展的试验重新对

POGO 与气蚀动力学的关系开展了研究。另外, 还有乌克兰的 Pilipenko、美国的 Brennen、日本的很多学者也是从 20 世纪七八十年代开展了大量的 POGO 研究, 但直到现在也仍有与 POGO 相关的气蚀动力学理论的不断研究和完善。

8 结论

对 POGO 问题的研究, 需要考虑耦合系统的稳定性, 需要对结构和推进系统动力学的深入了解和分析, 需要开展系统工程的研究, 需要结构设计、结构动力学分析、低温流体分析、火箭发动机设计和性能分析、POGO 抑制设计等多学科的协作。

通过对国内外运载火箭的 POGO 技术进展进行总结可知, POGO 振动抑制呈现出“事前理论预示难度大、事后危害后果严重、解决过程漫长曲折”的特点, 必须在重大航天工程实施前开展研究。

参考文献

- 1 Rubin S. Prevention of coupled structure-propulsion on instability (POGO). NASA SP-8055, 1970. 1-48
- 2 Larsen C E. NASA experience with POGO in human spaceflight vehicles. 2008
- 3 Lock M H, Rubin S. Active suppression of POGO on the space shuttle, 1974. NASA CR-134749
- 4 Fenwick J R, Jones J H. Space shuttle main engine (SSME) POGO testing and results, 1982
- 5 Rossoni M A. McDonnell Douglas Delta II main liquid oxygen tank bi-level pressurization system, 1990. AIAA-90-2060
- 6 Oppenheim B W. Advanced POGO stability analysis for liquid rockets, 1992. AIAA-92-2454-cp
- 7 Swanson L A, Giel T V. Design analysis of the Ares I POGO accumulator. 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Denver, Colorado, 2009
- 8 Quinn J E, Swanson L A. Overview of the main propulsion system for the NASA Ares I upper stage, 2009. AIAA-2009-5131
- 9 Dotson K W, Rubin S, Sako B H. Effects of unsteady pump cavitation on propulsion-structure interaction (POGO) in liquid rockets, 2004. AIAA-2004-2027
- 10 Rubin R. An interpretation of transfer function data for a cavitating pump, 2004. AIAA-2004-4025
- 11 Dotson K W, Phuong Than. Procedure for mission-specific POGO stability analyses and risk assessments. Spacecraft and Launch Vehicle Dynamic Environments Workshop, El Segundo, California, USA, 2005
- 12 Ransom D L, Doiron H H. Experimentally validated POGO accumulator flow resistance model, 2011. AIAA-2011-5774
- 13 Bandyopadhyay A, Hamill B. Network flow simulation of fluid transients in rocket propulsion systems. JANNAF 8th Modeling and Simulation Subcommittee Meeting. Huntsville, AL, United States, 2011
- 14 Pilipenko V. Providing the LPRE-rocket structure dynamic compatibility, 1993. AIAA-93-2422
- 15 Pilipenko V. Theoretical determination of amplitudes of longitudinal vibrations of liquid-propellant launch vehicles, 1998. IAF-98-I210
- 16 V Pilipenko, Y A Semenov. On determination of the transfer matrix of a cavitating inducer centrifugal pump. 4th International Conference on Pumps and Fans. Beijing, China, 1998
- 17 Iacopoei W, Lignarolo V, Prevel D. POGO characterisation of ariane V turbopump LOX pump with hot water, 1993. AIAA-93-2124
- 18 Ordonneau G. A new numerical method for POGO analysis, 1994. AIAA-94-2884
- 19 Marius J T. Investigations on active suppression of POGO. Guidance, Navigation and Control Conference, 1995. 1239-1249
- 20 Muller S, Brévière F, Kernilis A, et al. Influence of pump cavitation process on POGO diagnosis for the A5E/CA upper stage. AIAA, 2010-6892

- 21 Ujino T. POGO analysis on the H-II launch vehicle. 30th ASME, ASCE, AHS, and ASC, Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Mobile, AL, 1989. 460–467
- 22 Hashimoto T. Experimental study on rotating cavitation of rocket propellant pump inducer. AIAA Journal of Propulsion and Power, 1997, 13: 488–494
- 23 Mori H. Control system design of flexible-body launch vehicles. Contr Eng Prac, 1999, 7: 1163–1175
- 24 Sang In jun, Tokumasu T, Kamijo K. Dynamic response analysis of high pressure rocket pumps. Fifth International Symposium on Cavitation, Osaka, Japan, 2003
- 25 Hori S, Brennen C E. Dynamic response to global oscillation of propulsion systems with cavitating pumps. J Spacecraft Rockets, 2011, 48: 599–608
- 26 谢光选. 跨学科的技术协调. 导弹与航天运载技术, 1994, 1: 1–6
- 27 王其政. 结构耦合动力学. 北京: 宇航出版社, 1999
- 28 刘竹生, 张智. CZ-2F 载人运载火箭. 导弹与航天运载技术, 2004, 1: 6–12
- 29 荣克林, 张建华, 马道远, 等. CZ-2F 火箭 POGO 问题研究. 载人航天, 2011: 8–18
- 30 Zhao Z, Ren G, Yu Z, et al. A parameter study on POGO stability of liquid rockets. J Spacecraft Rockets, 2011, 48, 537–541
- 31 汤波, 于子文, 张青松. 利用稳定性相图进行的 POGO 抑制设计. 强度与环境, 2009, 36: 32–38

Progress of POGO suppression technology of launch vehicles at home and abroad

WANG XiaoJun, YU ZiWen, ZHANG Bing, ZHANG QingSong & PAN Hui

Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China

This paper describes the development process and progress of POGO suppression technology of launch vehicle at home and abroad, such as in the United States, the former Soviet Union, Europe, Japan and China. The characteristics of POGO suppression technology and inspirations of mini-POGO and cavitation dynamics are summed up. American POGO suppression technology has experienced the process of Titan 2—Saturn V—Space Shuttle—analysis of specific issues. Similarly, POGO suppression technology of China has also experienced the four stages of 331 project—Manned Spaceflight project—New generation launch vehicle—40Hz issue. It can be seen that POGO vibration suppression showed the following characteristics: difficult prior theoretical prediction, serious consequence and tortuous process of solution. It must be conducted research prior to the implementation of major aerospace project.

POGO suppression technology, progress, mini-POGO, cavitation dynamics

doi: 10.1360/N092014-00034