

飞行器的 POGO (纵向耦合) 振动专题集

下



《强度与环境》编辑部

1981 北京

目 录



阿里安运载火箭POGO效应的研究.....	(1)
一、前言.....	(1)
二、考虑出现POGO振动危险的运载火箭尺寸的设计原则.....	(2)
三、研究的关键—POGO的综合.....	(3)
四、已完成的研究的情况.....	(6)
五、水力学和发动机POGO的试验研究的情况.....	(15)
阿里安运载火箭动力学研究的数学模型.....	(26)
一、绪言.....	(26)
二、列举已编制的或正在编制中的各种数学模型.....	(26)
三、横向模型.....	(28)
四、纵向模型.....	(28)
五、三维模型.....	(29)
六、模型的使.....	(30)
参考文献.....	(34)
阿里安运载火箭样机试验的原理和目的.....	(35)
一、绪言.....	(35)
二、运载火箭动力学特性的算法和试验法.....	(36)
三、阿里安运载火箭的动力学试验.....	(40)
四、结论.....	(46)
参考文献.....	(47)
两级液体推进剂运载器的纵向振动测量与预示.....	(50)
摘要.....	(50)
一、引言.....	(50)
二、符号.....	(51)
三、设备和试验程序.....	(52)
四、数据识别技术.....	(54)
五、分析研究.....	(56)

六、试验结果的表示与讨论	(57)
七、试验与分析结果的比较	(61)
八、结论	(64)
附录	(65)
参考文献	(93)
燃料输送管的动力特性	(95)
一、燃料输送管	(95)
二、液体在长直管路中的运动	(96)
三、可压缩液流在弯管中的扰动运动方程	(100)
四、在弯管中液体激振的特殊情况	(114)
五、固定燃料管路的弹性支撑对管路动特性的影响	(119)
六、具有集中参数的燃料管附件的动力特性	(126)
七、液体燃料发动机泵中的汽蚀现象	(129)
八、液体燃料火箭发动机泵的特性	(133)
九、螺旋式离心泵的汽蚀对燃料管路动力学的影响	(138)
十、降低燃料管路固有频率的方法	(142)
参考文献	(148)
在运载推进剂管路中使用氮气解决POGO问题	(152)
摘要	(152)
一、引言	(152)
二、试验设备和程序	(153)
三、分析	(153)
四、结果和讨论	(154)
五、结论	(156)
参考文献	(157)
用注气法减小POGO效应	(159)
摘要	(159)
一、引言	(159)
二、气体注入力学	(160)
三、对输送系统的影响	(161)
四、对运载器稳定性的影响	(164)
五、对发动机性能的影响	(164)
六、系统设计思想	(165)

七、结论.....	(167)
参考文献.....	(167)
供设计抑制POGO的泵入口蓄压器使用的简化分析模型	(169)
摘要.....	(169)
一、前言.....	(169)
二、分析模型.....	(170)
三、应用.....	(179)
四、结束语.....	(182)
附录.....	(183)
参考文献.....	(194)
POGO不稳定性抑制评定	(196)
摘要.....	(196)
一、引言.....	(197)
二、系统分析—无控制.....	(197)
三、控制系统的分析和设计.....	(200)
四、试验计划.....	(208)
五、系统试验的结果.....	(210)
六、结论.....	(225)
七、备注.....	(227)
附录.....	(228)
参考文献.....	(262)
抑制运载火箭纵向耦合振动 (POGO) 近结合式蓄压器的研制	(263)
摘要.....	(263)
一、前言.....	(263)
二、基本原理.....	(264)
三、储气蓄压器.....	(268)
四、负载弹簧活塞式蓄压器.....	(271)
五、充压气胆式环形蓄压器.....	(276)
六、氧化剂膜盒式蓄压器.....	(281)
七、研制试验.....	(287)
八、与泵工作的相互影响.....	(293)
九、结论.....	(299)
参考文献.....	(300)

利用线性二次调节器技术进行航天飞机POGO抑制器的控制设计 (301)

摘要..... (301)

一、引言..... (301)

二、POGO系统模型..... (302)

三、线性二次调节器理论..... (306)

四、最小的均方根 (rms) 设计..... (307)

五、抑制器控制设计的模态控制方法..... (312)

六、结论..... (321)

附录..... (322)

参考文献..... (374)

泵入口柔性的经验估算 (总结报告) (375)

符号..... (375)

一、引言..... (377)

二、数据的估算..... (378)

三、气蚀柔性数据的经验相关性..... (384)

四、泵气蚀柔性的数学模型..... (388)

五、数学模型的估算..... (395)

六、结论..... (406)

七、建议..... (407)

附录..... (408)

参考文献..... (414)

阿里安运载火箭POGO效应的研究

作者: N. Hrisafovic 和 J. C. Lemoine

一、前 言

几乎所有的液体推进剂运载火箭都会遇到POGO振动现象。研究运载火箭的几个主要国家为了减缓甚至完全消除POGO效应都积极进行了研究工作。

在法国,在执行钻石A、威斯塔(Vesta)、欧洲号和钻石B火箭的研制计划过程中取得了这方面的经验。

对于阿里安运载火箭,从计划初期就已重视POGO现象的研究。根据以往的经验预示工作是费时间的和难于处理的,应当及早而又仔细地采取预防措施。

阿里安计划的主管部门、法国国家空间研究中心(CNES)已将POGO综合研究有关工程任务委托给负责整个火箭研究工作的法国航空空间工业公司(SNIA S);而将与POGO现象有关的发动机和水力学研究任务委托给负责研制运载火箭第三级发动机的法国欧洲动力装置制造公司(SEP)。

SEP公司根据与SNIA S公司签定的合同参与POGO综合工作。协作的内容包括共同制定工作计划,组建从事POGO综合的SNIA S-SEP联合工作组。

本文的目的是简要叙述已完成的POGO综合和发动机研究工作。本文不准备介绍工业厂家在结构方面的工作,只是在需要时才加以引用。

二、考虑出现 POGO 振动危险的运载火箭尺寸的设计原则

在阿里安运载火箭计划初期确定的并在结构设计规范里指出的火箭结构设计的基本原则中，并没有把 POGO 效应当做是主要结构的激振源（主要结构系指运载火箭外壳及传递广义力之所有结构）。

因此，研究整个火箭系统之后编写的文件规定，作用在结构各组件上的载荷只包括：

广义力；

动力学环境；

特殊载荷。

这些载荷从来不包括由于出现 POGO 振动而施加到主要结构上的任何载荷的情况。

就主要结构的尺寸设计而言，假定 POGO 回路是稳定的且其转变为不稳定的可能性甚小，那就没有必要考虑 POGO 振动对运载火箭结构的偶然有害结果。

确切地说，在进行主要结构的尺寸设计时，有意回避了针对 POGO 振动在结构强度方面系统地增加安全系数（即便增加很少）的办法，因为预先增加安全系数会给整个系统带来严重的后果，这不仅降低了火箭的性能，而且也不能给予任何保障。

至于运载火箭本身的设计原则，它主要由赋与火箭的任务要求、计划安排和研制成本来确定。POGO 振动危险性的估计，在这一阶段并不影响火箭的设计原则。

鉴于在运载火箭的设计过程中，不能担保火箭在飞行中不产生 POGO 振动，而火箭的主要结构又并未针对承受 POGO 回路不稳定引起的附加动力学载荷进行尺寸设计，所以就要求采取必要的措施，以避免火箭在飞行中产生 POGO 振动。

最为适宜的办法是，为了防止 POGO 振动并使其回路稳定，将求助于专门为此目的而研制的 POGO 校正系统。这些装置准备安装在发动机泵附近的推进剂管路上，起着降低管路液柱频率、减少 POGO 回路增益和显著改变相位的作用，以便使系统趋于稳定。

就工作类型而论，这些装置选择了被动型的。为了能够同时抑制几种振型，便考虑了编制基于振型随推进剂消耗量变化的程序。

主动型的装置，尽管其性能优越，但特别是由于研制方面的困难，一开始就没有被采纳。

从结构尺寸设计的观点来看，决定采用 POGO 校正系统来抑制 POGO 效应，这对运载火箭第一次工艺飞行来说，包含有一定的风险：对于这次飞行，POGO 校正系统的调

节将根据建立在POGO回路各分支的数学模型基础上之研究的结果。

这些模型是根据许多试验（对于结构的动力学样机试验、部分试验以及试车台上的水力学和发动机试验）得出的。而飞行的预示和POGO校正系统的调节则要根据地面各种试验所能给出的最完整的试验数据来进行。然而，不应认为研究结果是绝对精确的，而在首次工艺飞行试验中还会出现POGO振动，尽管是POGO校正系统限制了它的强度。

因此，必须保证运载的最薄弱组件能成功地承受在首次工艺飞行试验中偶然出现的受到限制的POGO效应。

所涉及到的薄弱组件有：

第一级环形水箱；

第二级环形水箱；

带有有效载荷支架的运载火箭仪器舱；

安装在火箭各级裙部或悬挂在发动机架上的仪器设备的支架。

为了结构尺寸设计，对这些薄弱组件提出的附加条件是：

被限制的POGO振动的强度任意选取为 $\pm 4.0g$ ，该数值虽远不能被忽略，但远不是目前已知的最严重数值。相应的频率范围由第一次POGO综合来确定。为了复盖火箭所有三级的偶然效应，此频段应为10至45赫。

对上述组件规定的最低频率为60赫，以避免它们与 $\pm 4.0g$ 的激振之间的频率耦合。

综上所述，我们已决定对某些组件进行加强（这对实用性飞行来说甚至是超加强），以便使它们在首次工艺飞行中能够承受由于火箭结构与发动机耦合所产生的载荷。对于此后的飞行，POGO校正系统应该充分发挥作用，借以消除作为火箭和有效载荷激振源的POGO效应。

三、研究的关键—POGO的综合

3.1 进展计划

POGO活动的进展计划是在1973年制定的，整个研究活动贯穿在1973年到1981年这个时期，即运载火箭的整个研制和鉴定阶段。

这个计划包括并确定不同时期与建立POGO回路各分支有关的所有活动，以及确定对于火箭研制各阶段的各种事件。这些活动满足两个要求：

掌握充分的理论研究和试验研究的手段，以便尽早获得判断；

研制首次工艺飞行用的可调节的POGO校正系统，并将它安装在火箭上。

主要的研究活动有：

a) 结构方面的活动：确定结构的各种数学模型，它们是对下述情况建立的：

结构组件的尺寸设计的后期；

运载火箭动力学样机试验结果；

结构组件的鉴定试验结果；

分系统振动试验结果；

工艺飞行期间的飞行试验结果。

b) 水力学和发动机方面的活动：确定维金发动机和HM 7 发动机的数学模型，确定管路的模型，确定POGO校正系统（原型的和飞行型的）的模型。

这些模型是根据下述试验确定的：

试验台上管路的水力学试验；

维金发动机和HM 7 发动机的研制性热试车和鉴定性热试车；

装有POGO装置随同试验的发动机研制性热试车；

涡轮泵的POGO专门试验；

POGO校正系统（原型的和飞行型的）的试验台上的水力学试验；

L140、L33和H 8 级的试验台热试车；

工艺飞行期间飞行试验结果。

这些活动是按照运载火箭各级分别进行的，同时考虑到每级固有的特性和在POGO回路各不同分支上所获得的特殊新认识。为此，平行地进行以下三方面的活动：

第一级（L140）的POGO活动；

第二级（L33）的POGO活动；

第三级（H 8）的POGO活动。

这些工作是连续不断地进行的，在研制计划中下述各个关键时期之前，需要进行POGO的综合。这些关键时期是：考虑到系统已知特性的POGO初步判断，确定对原型POGO校正系统的要求，最终确定飞行型POGO校正系统，首次工艺飞行前的调节，首次工艺飞行后的修正，第二次飞行前的调节，等等。

3.2 POGO的综合

每次POGO的综合是以下列几点为标志的：

要达到的主要目的；

要考虑的输入数据；

要完成工作的周期。

POGO活动的进展计划依照这样的原则，即在系统方面某些活动取得成果，从而能更好地定义POGO回路的组件，并提供必要的输入数据之后，一次综合才能开始。

按定义，一次POGO综合包括以下阶段：

收集输入数据；

准备工作，主要是评定输入数据和建立模型，综合本身的工作。

下面以第二次POGO为例，介绍一下POGO综合的图解，它涉及到第一级和第二级运载火箭。应当注意，在这种特殊情况下补充增加了一个工作阶段，在此阶段中能确定对飞行型POGO校正系统提出的要求。

对于这次综合本身，采用了下述输入数据：

a) 结构：根据火箭主要结构的各组件最终尺寸设计的数据进行计算得出的结构模型。

b) 水力学-发动机：

根据 N_2O_4 和偏二甲肼管道的最终确定的状态所得出的新模型；

根据试验台原型样件试验所采纳的POGO校正系统的理论模型；

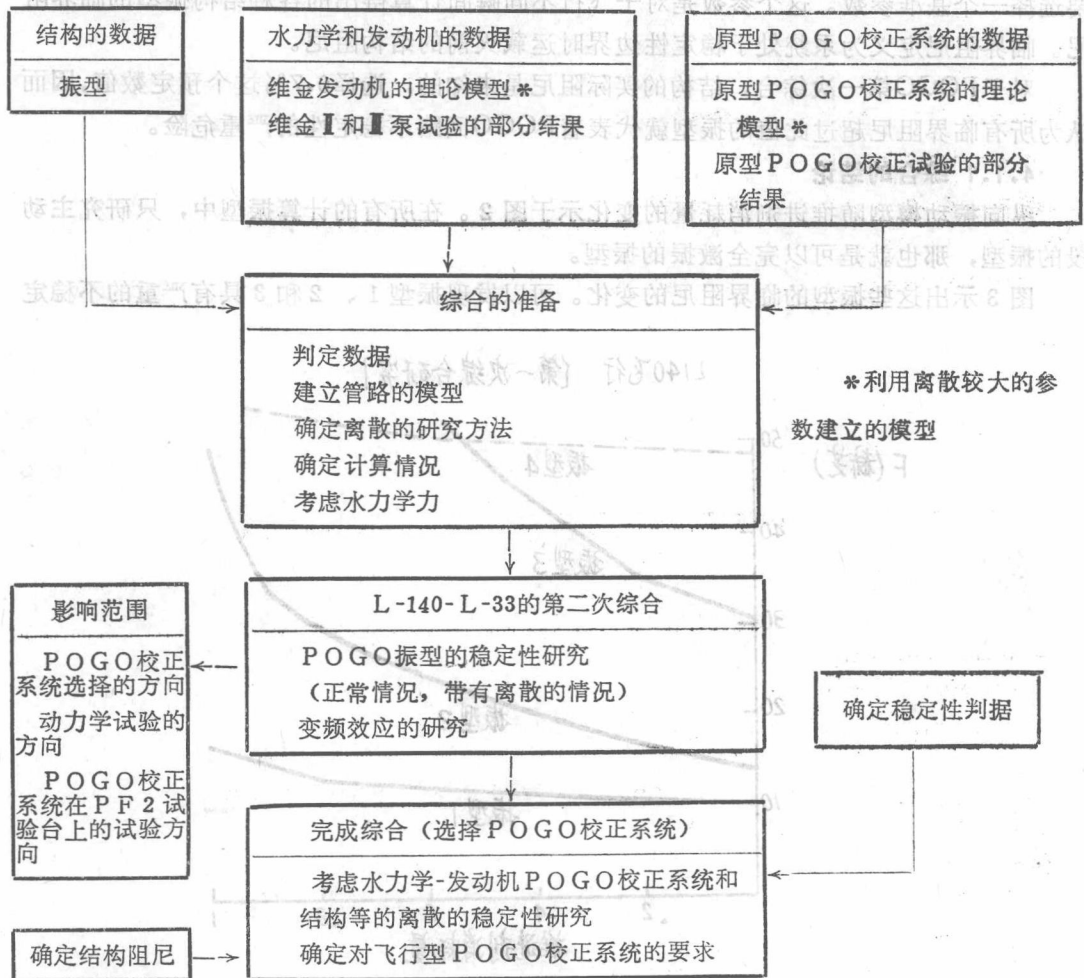


图1. 第二次POGO综合的简图

根据维金Ⅱ发动机发射场试验和维金Ⅱ及维金Ⅲ发动机泵试验的部分结果所确定的带新泵的维金发动机新模型。

四、已完成的研究的情况

4.1 第一次POGO综合 (1974)

已完成的研究和计算，在考虑到火箭装置的确切状况、理论研究和不同试验规划的进展状况，只是在非常简单的模型上进行的。

已完成研究的目的在于确定POGO回路随其不同参数变化的稳定条件。已证实有必要选择一个基准参数。这个参数是对于飞行不同瞬间计算得出的各种结构振型的临界阻尼。临界阻尼定义为系统处于稳定性边界时运载火箭的结构阻尼。

对于POGO第一次综合，结构的实际阻尼是未知的，选择0.7%这个预定数值，因而认为所有临界阻尼超过此值的振型就代表着POGO回路不稳定性的严重危险。

4.1.1 综合的结论

纵向振动模型随推进剂消耗量的变化示于图2。在所有的计算振型中，只研究主动段的振型，那也就是可以完全激振的振型。

图3示出这些振型的临界阻尼的变化。可以发现振型1、2和3具有严重的不稳定

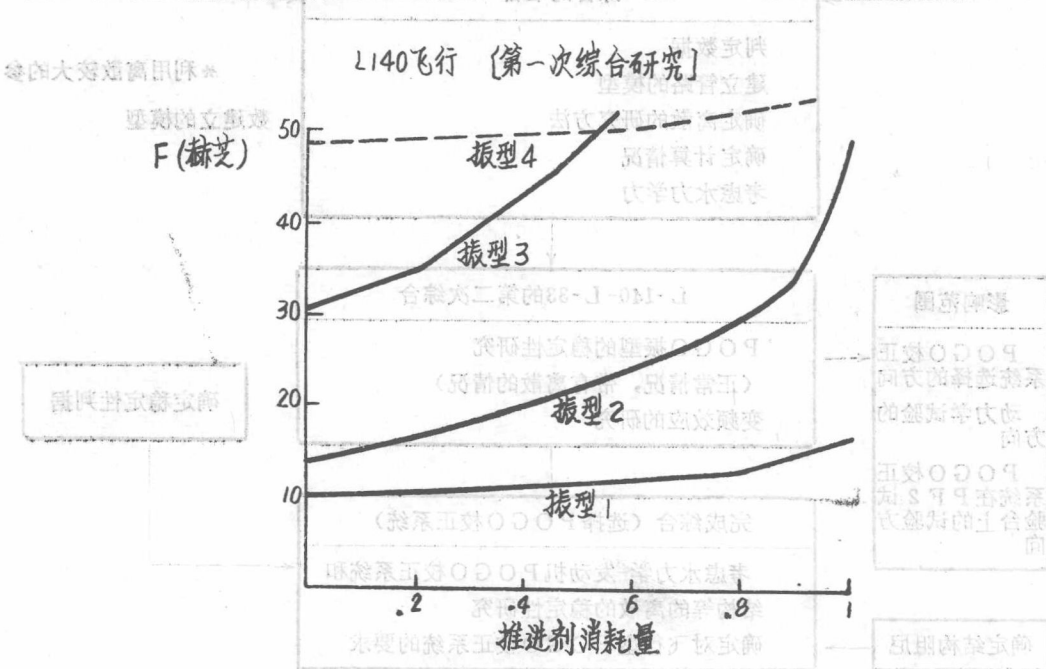


图2 振型的频率, L140级飞行 (第一次综合)

L140 飞行(第一次综合研究)

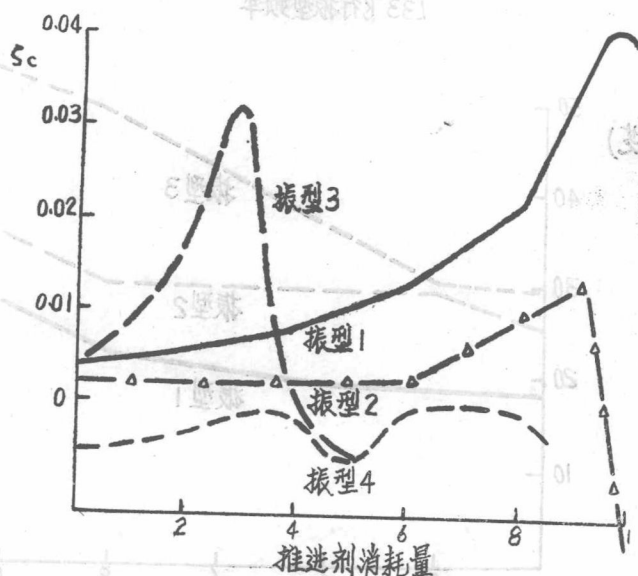


图3 无POGO校正系统的临界阻尼,L140级飞行(第一次综合)

POGO校正系统的工作程序与临界阻尼 L140飞行(第一次综合研究)

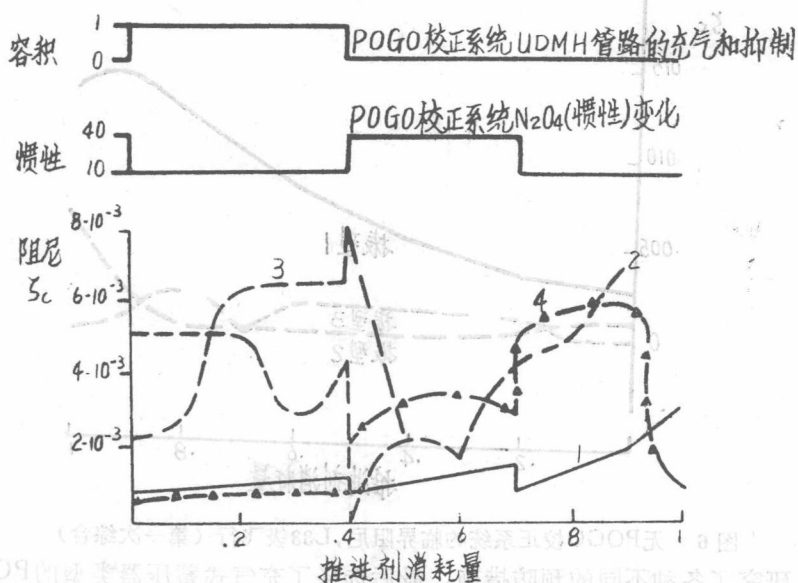


图4 带有POGO校正系统程序的临界阻尼,L140级飞行(第一次综合)

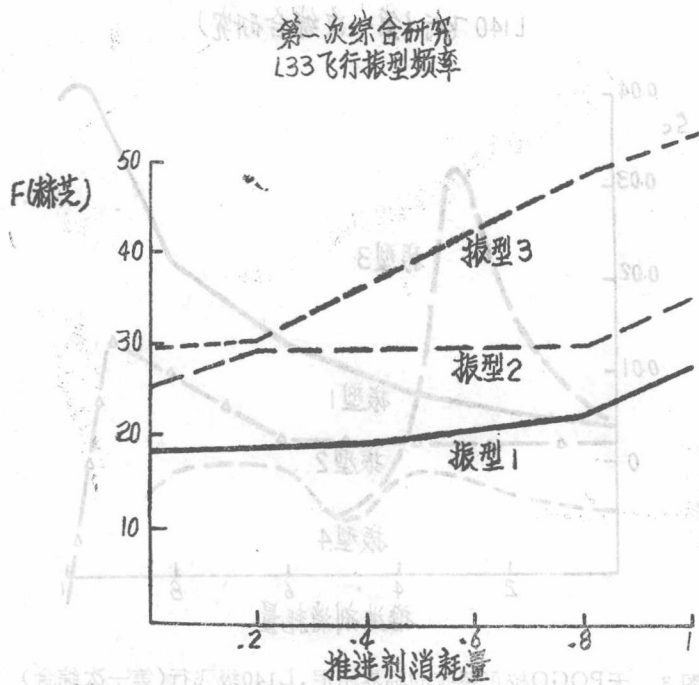


图5 振型的频率, L33级飞行 (第一次综合)

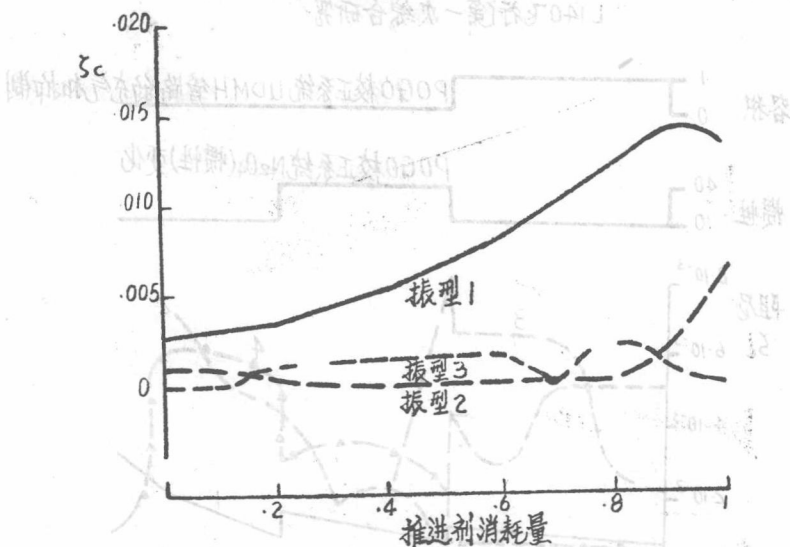


图6 无POGO校正系统的临界阻尼, L33级飞行 (第一次综合)

性的危险。研究了各种不同的预防措施,最后选择了充气式蓄压器类型的POGO校正系统,将它安装在偏二甲肼和四氧化二氮泵的邻近入口处。为使这些系统对于所有振型在所有瞬间都具有最佳效果,研究了使系统性能变化的可能性并确立了工作程序。图4示

出了这个程序，并将其效果与临界阻尼加以比较：安装在偏二甲肼管路上的蓄压器只在飞行初期起作用，而四氧化二氮蓄压器在整个飞行期间都起作用，然而其惯性应具有两种不同的数值。这些结果已用来制定后来研制成的原型POGO校正系统的技术规格。

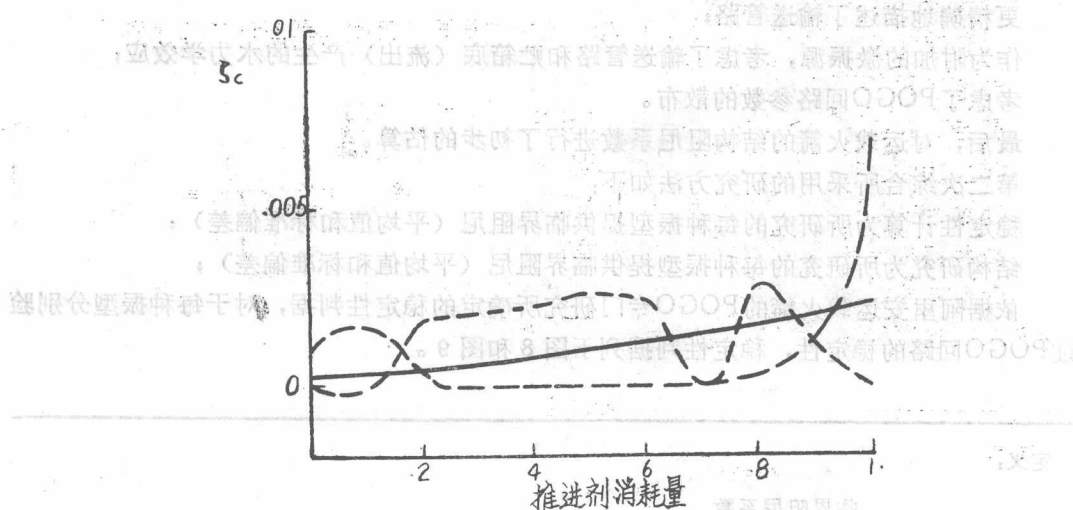


图7 带有POGO校正系统的临界阻尼, L133级飞行
(第一次综合)

第二级L33的研究

图5示出L33级纵向振型随推进剂消耗量的变化。检查相应的临界阻尼(图6)表明, 只有一阶振型具有不稳定性的危险。安装在四氧化二氮泵入口处的一个充气式蓄压器就足以恢复系统的稳定(图7)。

第三级H8的研究

第一次综合范围内做过的计算表明, 第三级在推进飞行段并不会出现POGO振动的危险。然而, 在第一次综合期间对于这级的参数不了解, 所以在液氧管路上仍保留安装充气式蓄压器的可能性。

4.1.2 第一次POGO综合的结论

这次综合已表明, 在前两级火箭飞行期间POGO回路呈现不稳定性的危险。这些危险可利用安装在推进剂输送管路上的相当简单的装置而有效地予以避免。根据这样的判断, 便决定开展POGO校正系统实际研制, 尽管缺乏试验数据, 这也满足了使用的模型。

4.2 第二次POGO综合(1976)

由于对POGO回路各组件的深入了解, 第二次综合需考虑:
运载火箭完成尺寸设计后的结构新模型;

发动机做过试验的结果，
 原型POGO校正系统做过试验的结果。
 就第二次综合而言，稳定性计算的理论模型在以下几方面有改进：
 更精确地描述了输送管路；
 作为附加的激振源，考虑了输送管路和贮箱底（流出）产生的水力学效应；
 考虑了POGO回路参数的散布。
 最后，对运载火箭的结构阻尼系数进行了初步的估算。
 第二次综合所采用的研究方法如下：
 稳定性计算为所研究的每种振型提供临界阻尼（平均值和标准偏差）；
 结构研究为所研究的每种振型提供临界阻尼（平均值和标准偏差）；
 依据阿里安运载火箭的POGO专门研究所确定的稳定性判据，对于每种振型分别验证POGO回路的稳定性，稳定性判据列于图8和图9。

定义：

临界阻尼系数

$$\zeta_{CR} (\bar{\zeta}_{CR}, \sigma_{\zeta CR})$$

$$\text{式中 } \sigma_{\zeta CR} = \sqrt{\sum_{i=1}^n \left(\frac{\partial \zeta_{CR}}{\partial p_i} \Delta p_i \right)^2}$$

结构阻尼系数

$$\zeta_{ST} (\bar{\zeta}_{ST}, \sigma_{\zeta ST})$$

$$\text{式中 } \sigma_{\zeta ST} = \sqrt{\sum_{i=1}^n \left(\frac{\partial \zeta_{ST}}{\partial p_i} \Delta p_i \right)^2}$$

阻尼裕度

$$\Delta \zeta = \zeta_{CR} - \zeta_{ST} (\Delta \zeta, \sigma_{\Delta \zeta})$$

$$\text{式中 } \sigma_{\Delta \zeta} = \sqrt{\sigma_{\zeta CR}^2 + \sigma_{\zeta ST}^2}$$

当 $\Delta \zeta < 0$ 回路是稳定的

当 $\Delta \zeta > 0$ 回路是不稳定的

图8 POGO回路的稳定性判据

1. 若正值的阻尼裕度的概率等于或小于2.2%、POGO回路是稳定的:

$$P_r(\Delta \zeta > 0) \leq 0.022$$

$$\text{即 } \overline{\Delta \zeta} + 2\sigma \Delta \zeta > 0$$

2. $\Delta \zeta > 0$ 的时间间隔由下述要求限定:

$$\int_{t_1}^{t_2} \omega (\overline{\Delta \zeta} + 2\sigma \Delta \zeta) dt \leq \ln \frac{\Gamma_{\max}}{\Gamma_0}$$

式中 t_1 (秒), $\Delta \zeta > 0$ 的时间间隔开始

t_2 (秒), $\Delta \zeta > 0$ 的时间间隔结束

ω (秒⁻¹), 所研究振型的角频率

$\Gamma_{\max}$ (米秒⁻²), 与运载火箭敏感段成直角方向上的最大允许幅度

Γ_0 (米秒⁻²), 环境噪声的假定幅值

图9 POGO回路的稳定性判据

第一级火箭L140的研究

每种振型的阻尼随推进剂消耗量变化示于图10。由图可知, 只有一阶振型(整个运载火箭的振型)和第三振型(偏二甲肼贮箱振型)是不稳定的。

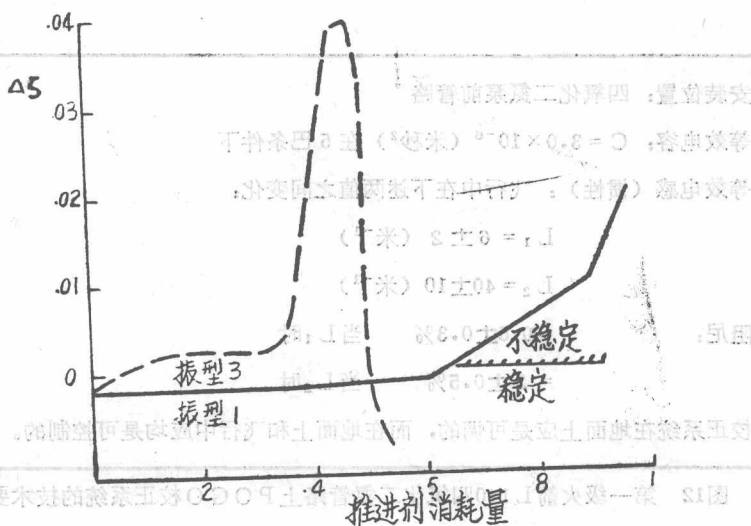


图10 无POGO校正系统的稳定性判据, L140

级飞行 (第二次综合)

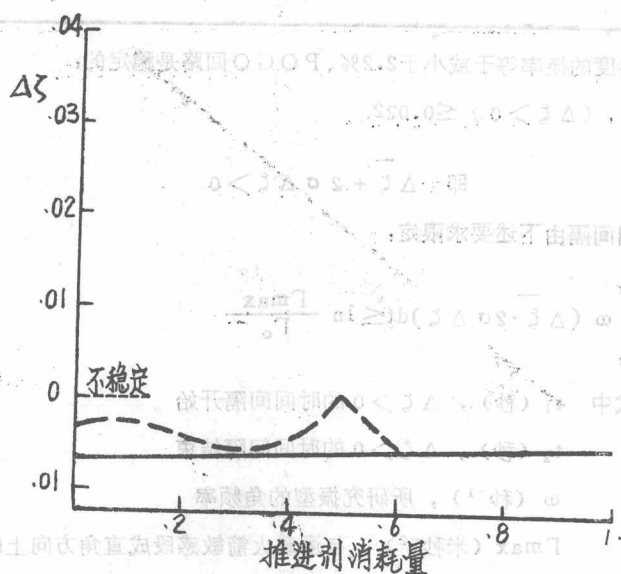


图11 带有POGO校正系统的临界阻尼, L140
级飞行 (第二次综合)

POGO校正系统的有效性研究导致了与第一次综合几乎完全一致的结论: 在四氧化二氮管路上安装一个充气式蓄压器是绝对必要的。在飞行中这个系统的惯性能在大小之间变换, 从而增加了稳定性 (图11)。在偏二甲肼管路上再装一个蓄压器能更加改善飞行初期的稳定性。然而, L140级火箭POGO回路的稳定性, 只采用在四氧化二氮管路上的一个POGO校正系统就足以保证, 其飞行型POGO校正系统的技术要求列于图12:

安装位置: 四氧化二氮泵前管路

等效电容: $C = 3.0 \times 10^{-6}$ (米秒²) 在 5 巴条件下

等效电感 (惯性): 飞行中在下述两值之间变化:

$$L_1 = 6 \pm 2 \text{ (米}^{-1}\text{)}$$

$$L_2 = 40 \pm 10 \text{ (米}^{-1}\text{)}$$

阻尼: $= 0.5 \pm 0.3\%$ 当 L_1 时

$= 2 \pm 0.5\%$ 当 L_2 时

校正系统在地面上应是可调的, 而在地面上和飞行中应均是可控制的。

图12 第一级火箭 L140 四氧化二氮管路上 POGO 校正系统的技术要求

第二级 L33 的研究

POGO第二次综合的研究结果证实了第一次综合的结果: 只有一阶振型是不稳定