

## 远征三万六·中国远征家族液体上面级

### 直送 GEO——6.5 小时长滑行

上面级（Upper Stage）是一种高空工作的火箭级，在中国，上面级主要定义如下：**1. 入轨后点火或在接近入轨时点火；2. 拥有独立于火箭控制系统的 GNC。**在这个定义下，中国的上面级不像美国的 Centaur 和 Agena 这种亚轨道上工作的上面级或者 Star 37/48/63 这种无独立 GNC 的上面级，而更类似于俄罗斯的 Fregat、Blok DM 和 Briz 上面级。目前远征一号和远征二号在大椭圆轨道上分离并且将载荷送入高的圆轨道，而远征一号 A 和远征三号在低地球轨道上分离，远征一号 S 在接近入轨的亚轨道上分离。三者都执行近地轨道的多轨道载荷部署任务。

这也是我们的太空认为 PKM 不属于上面级的原因，PKM 没有独立的 GNC 和 RCS，其实是不符合上面提到的中国上面级的定义的。但是同样的，EPKM 也没有独立的 GNC 和 RCS，但是我们的太空认为它是上面级，这就很离谱（PKM 和 EPKM 技术状态几乎一致）。<sup>[1]</sup>

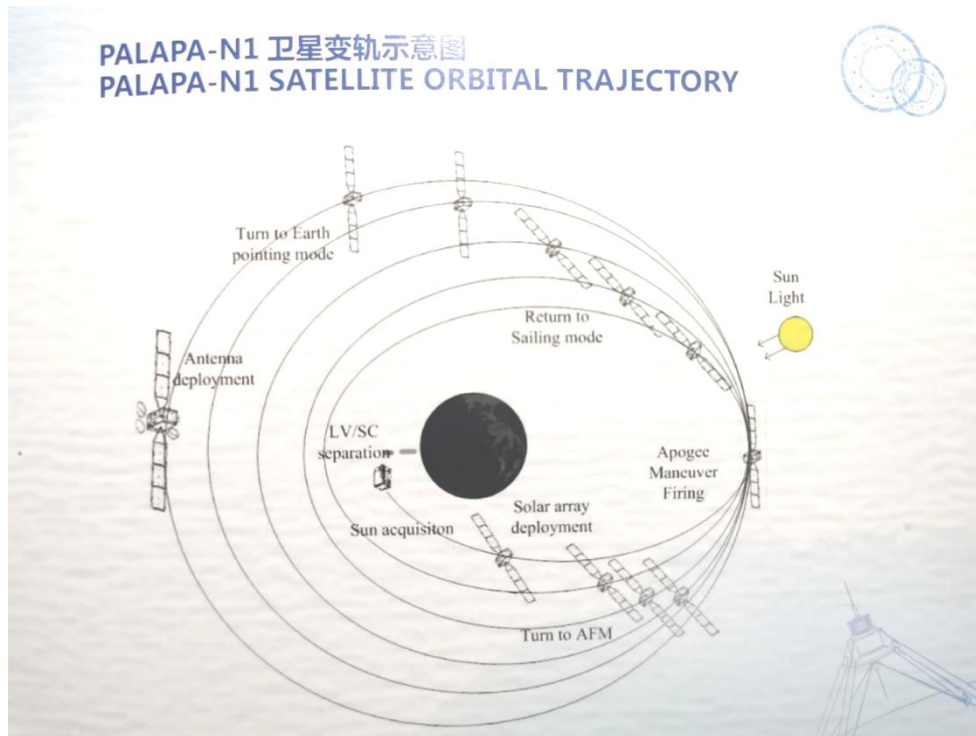
#### 【题外话】聊聊 GEO 直送

地球静止轨道（GEO, Geostationary Orbit）是一条位于赤道上空，轨高 35786km，倾角为 0° 的圆轨道。这条轨道的重要性不言而喻，但是 GEO 轨道的高度相比 200km 轨高的近地轨道，是其的 180 倍高度，所以火箭是不可能直接通过一次启动直接爬上这么高的轨道的。那就必须通过发射地球静止转移轨道（GTO, Geostationary Transfer Orbit）来中转。况且 GEO 轨道在 0° 上，由公式  $\Delta v = 2v_o \sin(\frac{\theta}{2})$  知<sup>[2]</sup>，GTO 要节省从 GTO 到 GEO 的变轨速度增量，最好要让远地点和轨道的升交点重合，意味着近地点幅角在 180°，那么世界上除非使用海上发射，不然所有发射场的轨道都必须进行侧倾角发射，这也是有 SSTO（超同步转移轨道），HPGTO（高近地点同步转移轨道）以及 HPSSTO（高近地点超同步转移轨道）等多种 GTO 的发射策略，具体可以参考专栏 **cv6241312**，这里不再叙述。

不需要侧倾角的，从 200km×35786km 的 GTO 转移到 35786km×35786km 的 GEO 所需的理论速度增量约为 **1471m/s**<sup>[3]</sup>。这个变轨所需要的速度增量很巨大——要知道，即使执行近月制动所需要的速度增量也就 **850m/s**<sup>[4]</sup>，甚至不到从卡纳拉维拉尔角发射的 GTO 转移至 GEO 所需速度增量的一半。

对于 GEO 卫星，其远地点挤压式发动机只有 490N 推力，几乎不可能通过一次启动直接进入 GEO，一般的地球静止轨道卫星需要 4-5 次远地点机动才能进入 GEO。在远征一号首飞前，航天科技集团中国运载火箭技术研究院党委书记梁小虹委员介绍远征一号时提到“卫星的目的是进入轨道开展工作，变轨不是卫星的任务，只是不得已而为之。”卫星变轨需要装载变轨发动机，还要耗费大量燃料。用上面级替代完成，就可以减轻卫星自重，减少卫星的燃料消耗、延长卫星的寿命<sup>[5]</sup>。

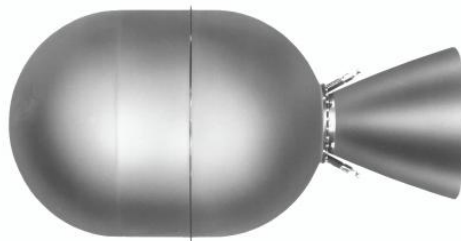
## PALAPA-N1 卫星变轨示意图 PALAPA-N1 SATELLITE ORBITAL TRAJECTORY



### PALAPA-N1 任务手册<sup>[6]</sup>

这对于测控和卫星天线，太阳能帆板都是比较的考验。这就是需要上面级一次直接将其送入 GEO，来简化测控和卫星结构需求的——大概在 80 年代左右，会使用固体的远地点发动机（AKM, Apogee Kick Motor），如 Star-30 和 DFH-2 AKM。但是它们比冲偏低且过载较大。而现在则使用常温燃料的上面级。当然对于某蓝星大国，其先进氢氧末级支持超长时间的滑行的话，那就会执行直送 GEO，末级进行三次启动打 HPGTO 或直接送入 GEO，这种的技术含量更高。

## STAR 30C TE-M-700-18



The STAR 30C was qualified in 1985 as an apogee kick motor for the RCA/GE/Lockheed Martin Series 3000 satellites. It currently serves on the Hughes/Boeing Satellite Systems HS-376 spacecraft. The case design incorporates an elongated cylindrical section, making the case 5 inches longer than the STAR 30BP case. Like the STAR 30BP, the STAR 30C uses an 89% solids HTPB propellant in a 6Al-4V titanium case insulated with silica-filled EPDM rubber. It has a contoured nozzle with an integral toroidal igniter and a carbon-phenolic exit cone. However, the nozzle is truncated 5 inches to maintain nearly the same overall length as the STAR 30BP. The STAR 30C has flown since 1985 from the Space Shuttle, Ariane, Long March, and Delta.

Star-30C Solid AKM<sup>[7]</sup>



IABS Liquid AKM<sup>[8]</sup>

但是，本文的主角——远征系列上面级，其实最早的任务并不是直送 GEO。而是为了部署中国的全球导航卫星系统（GNSS,Global Navigation Satellite System）而生的。也就是北斗全球导航卫星系统北斗三号 BD-3。

远征一号——中国首款液体长滑行上面级

2009 年，远征一号上面级立项。2015 年，远征一号遥一上面级和长征三号丙改三 Z 遥十一运载火箭组合将北斗三号 I-1S 卫星成功送入了 IGSO。标志着远征一号上面级首飞取得了圆满成功。

远征一号上面级和长征三号甲系列运载火箭的 G3Z 构型搭配使用发射中地球轨道卫星，截至至 2021 年 1 月 21 日，远征一号总计飞行 15 次，其中两次是长征三号丙改三 Z-远征一号，另外 13 次是长征三号乙改三 Z-远征一号。这些任务均圆满成功。

远征一号上面级飞行记录

飞行任务	目标轨道	发射日期
1.长征三号丙G3Z Y11-远征一号Y1 北斗三号I-1S	IGSO	2015.03.30.
2.长征三号乙G3Z Y26-远征一号Y2 北斗三号M-1S/M-2S	MEO	2015.07.25.
3.长征三号丙G3Z Y14-远征一号Y3 北斗三号M-3S	MEO	2016.02.01.
4.长征三号乙G3Z Y46-远征一号Y4 北斗三号M1/M2	MEO	2017.11.05.
5.长征三号乙G3Z Y45-远征一号Y5 北斗三号M7/M8	MEO	2018.01.11.
6.长征三号乙G3Z Y47-远征一号Y6 北斗三号M3/M4	MEO	2018.02.12.
7.长征三号乙G3Z Y48-远征一号Y7 北斗三号M9/M10	MEO	2018.03.29.
8.长征三号乙G3Z Y49-远征一号Y8 北斗三号M5/M6	MEO	2018.07.29.
9.长征三号乙G3Z Y50-远征一号Y9 北斗三号M11/M12	MEO	2018.08.24.
10.长征三号乙G3Z Y51-远征一号Y10 北斗三号M13/M14	MEO	2018.09.19.
11.长征三号乙G3Z Y52-远征一号Y11 北斗三号M15/M16	MEO	2018.10.15.
12.长征三号乙G3Z Y53-远征一号Y12 北斗三号M17/M18	MEO	2018.11.18.
13.长征三号乙G3Z Y65-远征一号Y13 北斗三号M23/M24	MEO	2019.09.22.
14.长征三号乙G3Z Y66-远征一号Y14 北斗三号M21/M22	MEO	2019.11.23.
15.长征三号乙G3Z Y67-远征一号Y15 北斗三号M19/M20	MEO	2019.12.16.
16.长征三号乙G3Z Y-XX-远征一号Y16 北斗三号M25/M26	MEO	2021
17.长征三号乙G3Z Y-XX-远征一号Y17 北斗三号M27/M28	MEO	2021
18.长征三号乙G3Z Y-XX-远征一号Y18 北斗三号M29/M30	MEO	2022

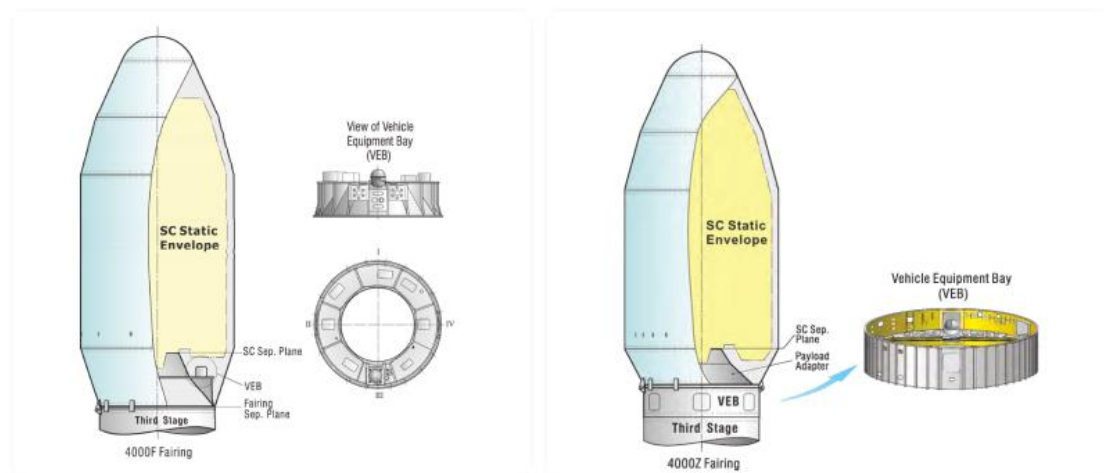
制图：LM-51D-YZ4D2.

远征一号上面级飞行记录<sup>[8]</sup>

【题外话】改三 Z 构型的定位和特征

长征三号乙/丙运载火箭使用过 3700，4000 和 4200 三个系列的整流罩。数字代表整流罩外径。3700 整流罩是长征三号乙改一型号使用，用于一箭串联双星发射北斗二号的 MEO 星。4000 整流罩和 4200 整流罩则是长征三号乙使用的整流罩构型。而整流罩后面会有 F 或者 Z 两种标记。F 是“分”，指分体罩。Z 是“整”，指整体罩。分体罩是将卫星装于运输容器中起吊至塔架上与火箭对接，随后将整流罩分瓣起吊，于工位上进行合罩。整体罩则是卫星和整流罩在厂房上进行对接合罩，运输至工位，起吊，直接与长征三号乙运载火箭三级级对接。

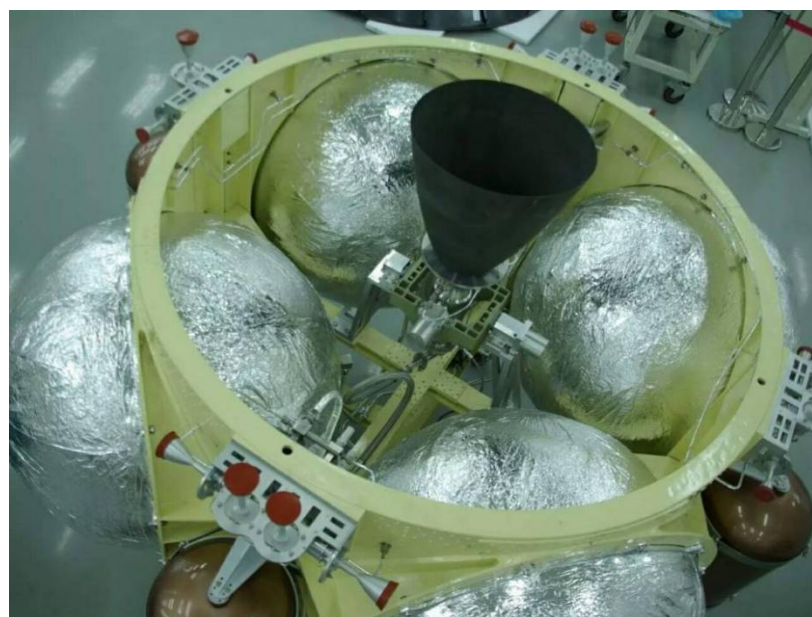
目前使用的整流罩有 4000F,4200F,4200Z,4200ZL 四种，对应的改号分别是改二，改三，改三 Z 和改五。在长征三号乙运载火箭的用户手册上也有使用 4000Z 整流罩的改二 Z 型，不过它被取消了。改三 Z 也被称为改四。



### 长征 3B 用户手册整流罩<sup>[9]</sup>

Z 构型需要一个仪器舱来作为整流罩和卫星的支点。这个仪器舱重 200kg。所以长征三号乙改三拥有 5470kg<sup>[10]</sup>的地球静止转移轨道运载能力，而改三 Z 是 5270kg。改一的 3700Z 和改五的 4200ZL 也是整体罩。

北斗三号双星和远征上面级的整備比较复杂，所以使用整体罩，降低工位上整備的难度。而发射其他 GTO 单星则使用分体罩追求更大运力。



远征一号上面级（图片来源未知）



与上面级相比，第三级运载火箭采用氢氧低温发动机，具有较高的比冲和较大的推力适用于航天器轨道的快速加速。然而，由于第三级的质量很大，需要更多的燃料才能将其与上面级/载荷组合体部署在更高的轨道上。而上面级借助其较小的结构质量，可以显著提升高轨道的运载能力。

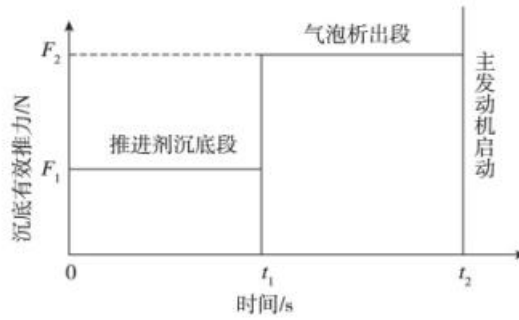
远征一号在 T+801.4s 与长征三号乙三级分离，直到 T+12944 进行北斗三号双星分离，然后 T+13651 完成上面级钝化离轨，总计工作时间 12850 秒，是现有长征三号乙运载火箭工作时间的 6 倍以上。

长征三号乙改三 Z-远征一号发射北斗三号MEO双星的典型时序	
火箭起飞	T+0.0
开始程序滚转	T+8.0
滚转结束，开始程序转弯	T+14.0
助推器发动机关机	T+140.0
助推器分离	T+141.5
芯一级发动机关机	T+153.1
一二级分离	T+154.6
抛整流罩	T+282.2
二级主发动机关机	T+333.4
二级游动发动机关机	T+338.4
二三级分离	T+339.4
三级发动机关机	T+796.1
上面级与三级分离，开始滑行	T+801.4
上面级主发动机第一次点火	T+881.4
上面级主发动机一次关机，开始滑行	T+994.0
滑行结束，上面级主发动机二次点火	T+11818
上面级主发动机二次关机，开始末修	T+12767
末修结束，开始调姿	T+12787
调姿结束，开始起旋	T+12867
双星分离，上面级开始滑行	T+12941
上面级开始排放离轨	T+13584
上面级离轨结束	T+13651

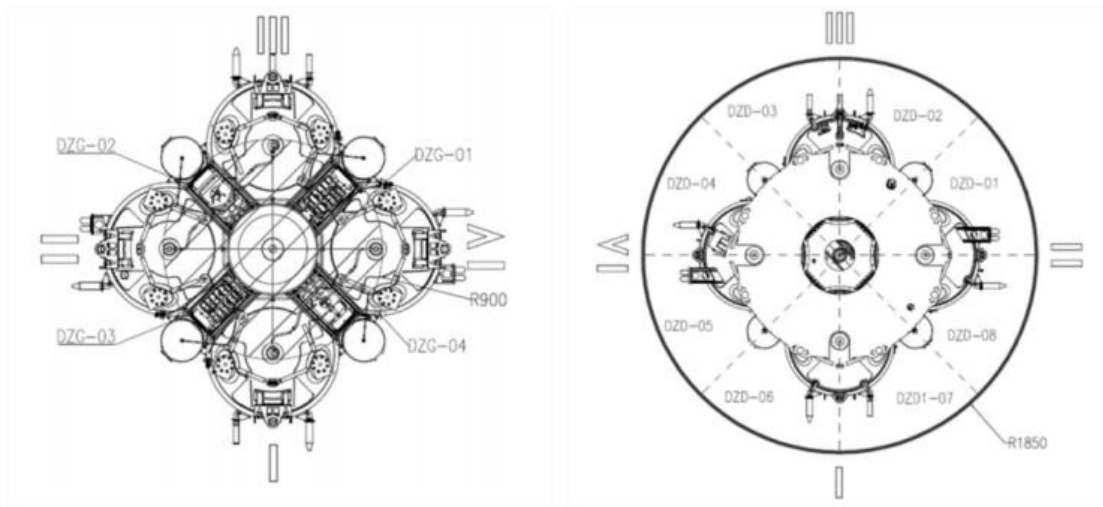
制图：LM-51D-YZ4D2.

长征三号乙改三 Z-远征一号发射北斗三号 MEO 双星的典型时序<sup>[11]</sup>

超长的滑行时间带来了更大的难点。主要在于推进剂的沉底与再次启动。我们知道沉底的原因是防止推进剂和气枕中的气泡混合进入涡轮泵，导致流量不稳定，涡轮泵气蚀等。轻者导致发动机推力不稳定，重者导致点火失败。乃至爆炸。<sup>[12]</sup>传统火箭级采用的是连续沉底发动机工作的模式，关机后和二次启动前使用大推力沉底，滑行段使用小推力沉底的方案，这样可以保持推进剂连续处于储箱底端。但是缺点是相当浪费推进剂。以长征三号乙火箭的 FY-83B 型沉底发动机为例，其推力为 40N-300N 不等，比冲约为 220 秒<sup>[13]</sup>，以最小推力的沉底发动机为例计算，在 10343 秒的滑行段内，两台 40N 的 FY-83B 需要消耗 376kg 的 DT-3 推进剂。这已经双倍于长征五号运载火箭二级 DT-3 的加注总量<sup>[14]</sup>。因而连续沉底的方案对于长滑行段的火箭上面级来说需要大量的燃料，在实际中的可操作性并不大。于是远征上面级使用了全程滑行+点火前沉底的方案。就像你玩 KSP+RSS/RO 下的沉底，你并不会一直开着你的沉底发动机，而是只在点火前开机。但是为了确保沉底充分，你不能只开一下机，而是要进行一段时间。确保气泡和液体充分混合。

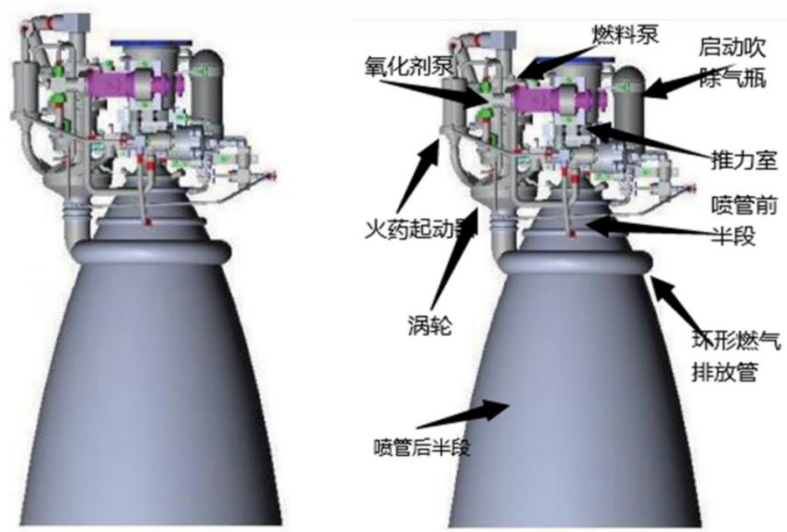


远征上面级沉底模式<sup>[15]</sup>



远征一号上面级储箱布局<sup>[16]</sup>

远征一号直径为 2.8m，使用了四个主燃料储箱，包括 2 个偏二甲肼储箱和 2 个四氧化二氮储箱。在四个储箱的中间配置了一台 YF-50D 型泵压式燃气发生器火箭发动机。采用的是承力筒的布局。储箱嵌入在承力筒中的开槽内，外侧还有 14 台 FY-88B 沉底/姿态控制发动机，使用 DT-3 推进剂，储箱布置在球形储箱的外侧。



可能为 YF-50D 火箭发动机的模型<sup>[17]</sup>P2 为标注后的图片

YF-50D 泵压式火箭发动机，采用燃气发生器循环，火药棒强迫涡轮启动。发动机具备

2 次启动能力，真空推力为 **6500N**，真空比冲为 **3095N·s/kg**<sup>[18]</sup>。室压未知，混合比未知，喷管面积比未知，发动机自重未知，泵布局未知，主泵出口压力未知，箱压未知。根据上面那张 CG，如果确实属于 YF-50D 发动机，则可以目测喷管延伸前端使用再生冷却，后段使用的是辐射冷却，燃气发生器尾气环排进行气膜冷却。面积比目测为 **225** 左右，偏置涡轮。并且设置有二次启动前的吹除气瓶。**看上去很合理。**

YF-50D 为 2 次启动，则选择火药棒强迫启动比使用自身启动有更高的可靠性。同时火药棒强迫启动的启动速度极快，涡轮泵能够在 2s 内加速至预定转速。火箭发动机很快的进入工作状态。而自身启动则速度较慢。且对燃气发生器在低喷注压降及室压下的可靠性要求高<sup>[19]</sup>。对于远征一号发射北斗双星任务的需求，其仅需要 2 次启动，选择火药启动器的可靠性更高。而对更多次数的启动，多个火药启动器排布困难，则选择使用启动自身启动或者启动箱启动。

FY-88B 姿控推力器包括 10N 和 150N 推力器，总计 14 台，真空比冲 **2150N·s/kg**。

远征系列上面级在轨飞行时间相比火箭的几十分钟延长至数小时，纯惯性导航误差随时间累积，难以满足长时间自主导航精度要求，且飞行高度从几百千米至几万千米，GNSS 无法全程使用；上面级轨道转移只涉及半圈，无法通过地面多圈测量实现精确定轨；在远地点变轨时，需克服长时间滑行累积的轨道偏差，完成大范围轨道转移并实现对多个轨道约束条件的控制。为满足长时间自主工作、高精度入轨的需求，需采用多模式组合复合制导导航控制技术<sup>[20]</sup>。世界上一般使用基于**惯性导航+GNSS/惯性导航+CNS/惯性导航+GNSS+CNS**<sup>[21]</sup>等多种多种模式组合导航。远征一号上面级或许是使用了惯性导航+GNSS+CNS 的复合模式导航，**采用迭代制导模式**。上面级为保证入轨精度，可以加入中段修正等多种方式。目前暂不清楚远征一号上面级是否加入了中段修正等模式，看上去并没有。

上面级的分离高度从数百千米至数万千米，飞行热环境复杂；双组元推进剂温差控制要求高；电子仪器设备内置，功耗大，散热困难；动力系统管路外置，受外界空间环境温度影响大；嵌入式布局的发动机散热困难，工作阶段对储箱加热严重等多重热控问题<sup>[22]</sup>。

地球辐射带内的空间环境对空间飞行器电子电气系统的影响较大，特别对各类数字芯片的影响不可忽略，上面级轨道跨越内外高能辐射带，涉及空间粒子环境分析、电气系统抗粒子辐射研究、电子设备加固技术、电气系统容错设计等多种技术研究。结合飞行特点，采用冗余设计、软件重构、适当提高元器件等级等多种措施相结合可实现产品可靠性与经济性的统一。针对飞行过程强自主的要求，关键电气设备如三冗余箭载计算机具备自主断电重启功能，可以在发生单粒子翻转或锁定时将发生故障的 CPU 断电重新启动并实现软硬件同步，保证控制系统的可靠性<sup>[23]</sup>。

远征一号上面级与北斗三号 MEO 正样双星组合体的质量为 **5651kg**<sup>[24]</sup>。M-1S/M-2S 试验双星的上面级-双星组合体质量为 **5835kg**<sup>[25]</sup>。其中北斗三号双星质量为 **1060kg×2**，则远征一号质量为 **3531kg**。长征三号乙改三 Z-远征一号上面级对发射北斗三号双星至 22000km，55°圆轨道的运载能力最大为 2200kg。下图的轨道参数是经过处理的<sup>[26]</sup>。

表 1 上面级主要性能参数

Tah. 1 Main characteristics of upper stage

主要参数	数值
起飞质量/kg	5 650
发动机推力/N	6 600
发动机比冲/(m/s)	3 200

表 2 上面级主要初始轨道参数

Tah. 2 Main initial orbit parameters of upper stage

轨道参数	数值
近点高度/km	200
远点高度/km	20 000
倾角/(°)	55
真近点角/(°)	0

由时序计算，远征一号上面级两次启动总计消耗约 2229kg 燃料。则其干质比高于 2.711，大致为 3 左右。

## MEO 和 IGSO——北斗直送专车

北斗三号导航系统包括中地球轨道，倾斜地球同步轨道和地球静止轨道。中地球轨道卫星工作在约 22000km，倾角 55°轨道上。此前发射北斗一号和北斗二号的时候，使用的是长征三号甲系列运载火箭发射至中地球转移轨道（MTO,Middle Earth Transfer Orbit），或者同步转移轨道，随后卫星自行升轨。类似于 GPS 卫星的部署模式。

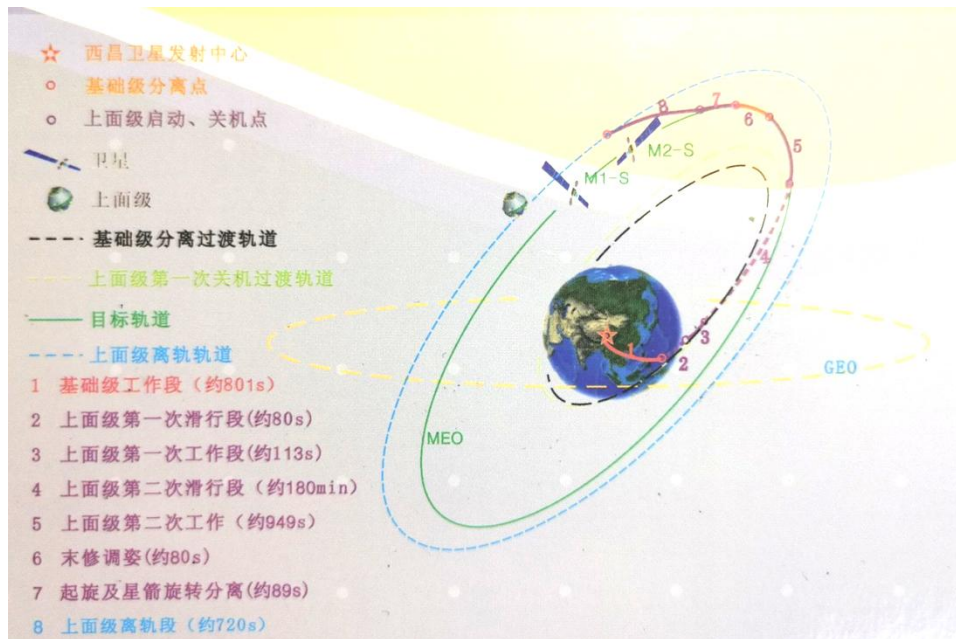
但是北斗三号为了减少生产周期，并且为了便于运输，使用了小卫星平台。北斗三号 MEO 星单星质量 1060kg。北斗三号的小 MEO 平台可以大幅减少生产周期，所以中国才能在一年多内一口气连续发射 18 颗北斗三号 MEO 卫星。但这就势必需要一个用于远地点升轨的上面级。于是，远征一号上面级和长征三号乙改三 Z 型联手，截至本文写作时，其已经飞行了 15 次，将 4 颗北斗三号试验星和 24 颗北斗三号 MEO 星送入了预定轨道。发发成功，从未失手。2022 年，长征三号乙改三 Z 型还将和远征一号上面级联合执行 3 次北斗三号补网星的发射任务。



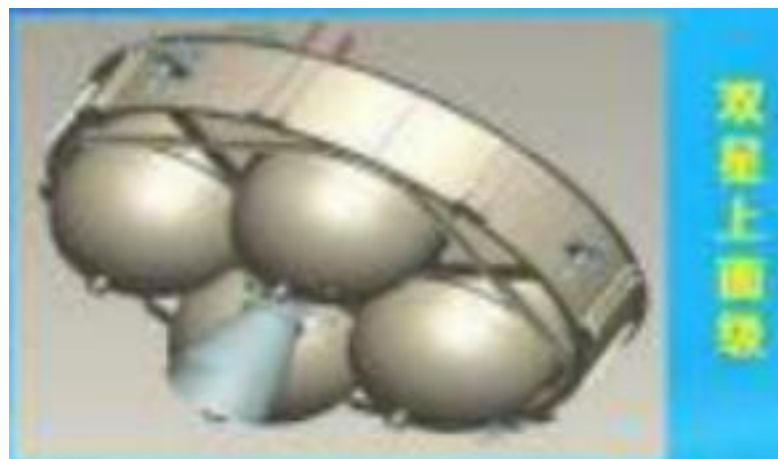


北斗三号 M-1S/M-2S 以及远征一号遥二在 XSLC 整備

长征三号乙改三 Z-远征一号发射北斗三号 MEO 双星时采取的策略很大程度上是一个较优解。火箭基础级仅将上面级组合体送入远地点为 18000km 左右的大椭圆轨道，上面级分离后第一次启动，输出约 128m/s 的速度增量，进入远地点约为 22000km 的大椭圆轨道。滑行 3 个小时后到达远地点。发动机第二次启动，进入 **21528km×22194km，55°倾角，轨道周期 787.1min 的轨道**。完成末速修正后，上面级以 **-0.125°/s<sup>2</sup>** 的加速度起旋，至 **-8°/s** 的角速度后保持稳定约 25s，随后将双星分离<sup>[27]</sup>。两颗卫星自行分离并且展开其太阳能板。上面级在拉开距离后钝化离轨。这样一方面增加了火箭运力，另一方面防止长征三号乙运载火箭的三子级和北斗导航卫星轨道交错，带来的碰撞风险。



长征三号乙改三 Z-远征一号上面级发射北斗三号 MEO 双星的上
 面级飞行步骤<sup>[28]</sup>  
 而在发射北斗三号 I-1S 的时候，长征三号丙改三 Z 运载火箭将远
 征一号上面级和北斗三号 I-1S 的组合体一口气送上了 22000km 的
 轨道。



中国空间技术研究院 PPT 上的远征一号结构图<sup>[29]</sup>



2015.03.06.远征一号遥一上面级出厂运往西昌卫星发射中心<sup>[30]</sup>

### 远征二号——更大的平台带来更大的运力

在最初北斗三号发射的设想中，长征五号运载火箭也将搭配远征二号上面级“一箭四星”发射北斗三号导航卫星。因此，更大的远征二号上面级应运而生。





远征二号相比于直径 2.8m 的远征一号大了不少。其最大直径为 3.8m，最大加注质量为 8000kg<sup>[31]</sup>。配备了两台 YF-50D 型泵压式火箭发动机，合称 YF-51D<sup>[32]</sup>。按照计划，长征五号将在 2018 年开始和长征三号乙组合发射北斗三号卫星。然后我们知道，长征五号发生了什么，这里不再多叙述。



远征二号-长征五号适配器分离试验

长征五号-远征二号的指标运力为 GEO 5100kg。按照时序，远征二号在发射实践十七号的任务中发动机总计工作 1105.138s，消耗燃料 4642kg。这样算来干质比就只有 2.38，考虑到补救用了额外 73s 点火的燃料，那干质比似乎也就 2.62<sup>[33]</sup>。然而考虑到由第二点火段产生的数据误差，此次任务中远征二号疑似未加满至最大质量。

长征五号遥一-远征二号发射实践十七号卫星的时序

火箭起飞	0.000
开始转弯	17.000
助推器外侧发动机关机	170.930
助推器内侧发动机关机	171.930
助推器分离	172.960
整流罩分离	285.460
芯一级关机	471.310
一二级分离	475.110
二级一次关机	830.507
二级二次启动	1422.507
二级二次关机	1765.728
开始末修	1767.728
末修结束	1782.728
上面级组合体分离	1783.028
上面级一次滑行段开始	1783.028
上面级一次滑行段结束，发动机一次点火	1863.028
发动机一次工作结束，二次滑行开始	1910.344
二次滑行段结束，发动机二次点火	21220.364
发动机二次关机，第二主动段结束，末修段开始	22278.186
末修段结束，分离前调姿段开始	22318.186
分离前调姿段结束，卫星分离	22438.186

制图：LM-51D-YZ4D2.

长征五号遥一-远征二号发射实践十七号卫星的预定时序<sup>[34]</sup>

实践十七号的发射——力挽狂澜的远征二号遥一上面级

正如在我和 Saltfish-y2 合作的视频中展示的<sup>[35]</sup>，长征五号首飞载荷实践十七号（新技术验证卫星二号）的目标就是精确的冲向中星 5A 通信卫星，并且与其交会。然而长征五号遥一运载火箭首飞二级二次启动阶段中推进剂流量管理系统工作异常<sup>[36]</sup>，导致二级氢提前耗尽，发动机推力不足，延迟了约 17s 关机。况且长征五号首飞为检验二级工作状态，助推器和一级均为提前关机。最终二级仅将实践十七号卫星和远征二号遥一上面级送入了  $189 \times 29276 \text{ km} \times 19.5^\circ$  的轨道。而预定轨道的远地点则是  $34000 \text{ km}$ <sup>[37]</sup>。两条轨道的速度误差约为  $100 \text{ m/s}$ 。安排两次启动其实就是为了检验远征二号上面级 YF-51D 的两次启动能力。

根据航空航天港 darklighter 的分析，实践十七号-远征二号实际在 T+1821 分离，远征二号第一次启动在 T+1901.4，在 T+2020.9 关机。



#### 实践十七号-远征二号上面级组合体分离

实践十七号瞄准的目标轨道为一条  $37286 \text{ km} \times 37286 \text{ km}$ ，倾角  $0^\circ$  的超地球静止轨道<sup>[38]</sup>。并且其入轨点在美国上空，随后沿着超地球静止轨道向西漂移，这样一是可以快速向中星 5A 进行漂移，二是该轨道高度接近墓地轨道，不用担心远征二号对 GEO 卫星造成影响。然而二级提前关机后组合体滞留在该轨道，有可能导致无法按时交会。





### 标准轨道和目标轨道的差异

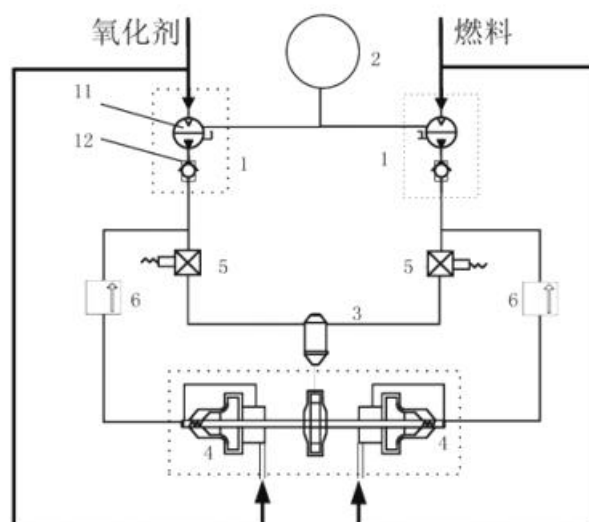
长征五号遥一的内部定性为“重大故障抢救成功”<sup>[39]</sup>。在分离后远征二号进行了轨道重构，将第一次启动从 47.3s 延长到了 119.5s<sup>[40]</sup>，但是也没有够到预定的 37286km，而只是打到了 35786km。最后准确的将实践十七号送入了轨道——其实看上去和标准轨道相比不算太准确。根据 ComSPoC 的截图显示，该轨道的近地点和 GEO 相切，实践十七号的远地点为 38737km 左右，远征二号钝化后的轨道远地点为 39791km。而轨道倾角则只有约 0.8°——虽然可能在 STK 的界面上看起来倾角很大，但是实际上这打的很完美。不过考虑到实践十七号分离轨道的初轨半长轴~43650km 和原计划的 43664km 误差不大，看上去重构的轨道是因为相位的原因导致的调相轨道改变。八股也提到实践 17 在分离后进行了二次倾角控制和五次轨道捕获<sup>[41]</sup>，不过因为是准备和中星 5A 进行交会而进行的，不包括轨道补偿等行为。至于远征二号的墓地轨道最合理的解释就是因为 YZ-2 本该在远地点进行离轨点火抬升近地点，但由于其 GNC 的重新规划，两次点火均不在原计划的位置，而蓄电池又坚持不到新轨道的远地点，只得在近地点附近进行离轨点火，于是仅仅抬升了远地点<sup>[42]</sup>。

不过总而言之，得益于远征二号的强势补救，实践十七号卫星成功的在 11 月 12 日与中星 5A 卫星交会，并且在接下来的两年内时间，在 GEO 上展示了极其高超的轨道控制能力。

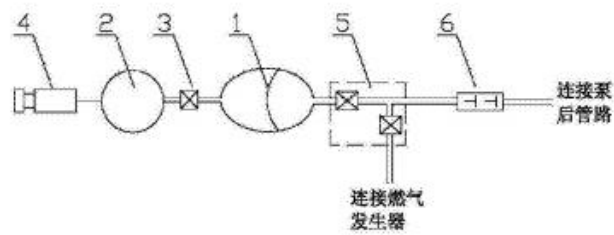
### 数十次启动——远征一号 A 上面级

2016 年 6 月 25 日，远征一号甲上面级随着长征七号遥一火箭发射而完成了首飞。首飞搭载了 12.4 吨货物和配重块。包括新一代载人飞船的 0.63 缩比返回舱。远征一号甲执行了 7 次机动，包括被称为“太空眼镜蛇”的再入轨道拉起机动<sup>[43]</sup>。但是我们知道，它的先辈远征一号仅仅具备 2 次启动的能力，远征一号甲则在首飞就执行了 7 次启动，说明其配备了更加强大的动力系统——YF-51A 型泵压式多次启动发动机。

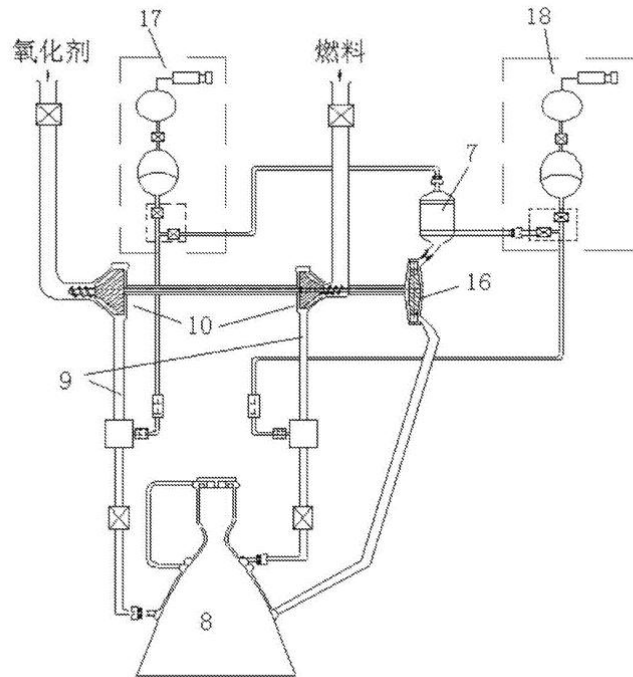
YF-51A 的启动能力为“数十次”<sup>[44]</sup>，有说法为 20 次<sup>[45]</sup>。对于泵压式发动机，如此多次的启动只能使用启动箱或者自身启动。YF-51A 使用的启动方式为启动箱。具体操作为：火箭发动机上拥有两个小储箱，分别填充偏二甲肼和四氧化二氮。点火时气瓶挤压两种组分使其在燃气发生器内混合自燃，推动涡轮。在发动机工作阶段，主泵后会引出导管，将主泵后高压推进剂输送至点火储箱，此时推进剂压力高于点火储箱内挤压气质量，气体被挤压回气瓶。第二次启动的时候气瓶开启，将点火储箱内推进剂再次挤压至燃气发生器进行点火。



一种可能为 YF-51A 发动机的专利<sup>[46]</sup>



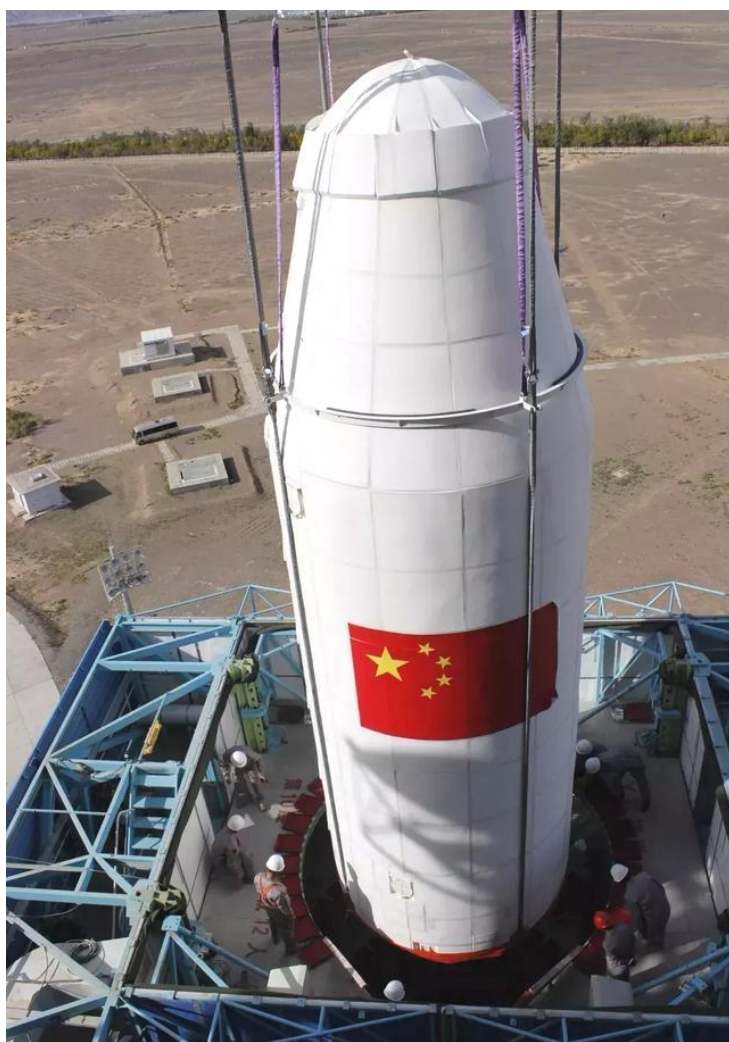
YF-51A 发动机启动箱的专利<sup>[47]</sup>



另一种可能为 YF-51A 发动机的专利，轴系布局看上去更类似于 YF-50D<sup>[48]</sup>

### 商业发射的改进——远征一号 S 上面级

2018 年 10 月 9 日 10 时 43 分 03 秒 812 毫秒，长征二号丙-远征一号 S 上面级成功将遥感三十二号 01 组卫星送入预定轨道，远征一号 S 上面级完成了首飞。



遥感三十二号 01 组-远征一号 S 上面级组合体吊装<sup>[49]</sup>

远征一号 S 上面级也称为**远征一号商业上面级**，基于远征一号上面级进行适应性改进而成。此前其也被称为远征一号 C 上面级。采用一台 YF-50D 型发动机。由于其仅用于发射 SSO 轨道的卫星，其热控需求和电池续航时间相比远征一号大大减少，只需要工作约 1200s。

长征二号丙运载火箭并没有能力将远征一号 S 上面级和卫星的组合体直接送入低地球轨道。火箭仅将组合体送入高远地点的亚轨道，在远地点 YF-50D 第一次启动完成入轨。分离双星后 YF-50D 第二次启动，离轨再入。

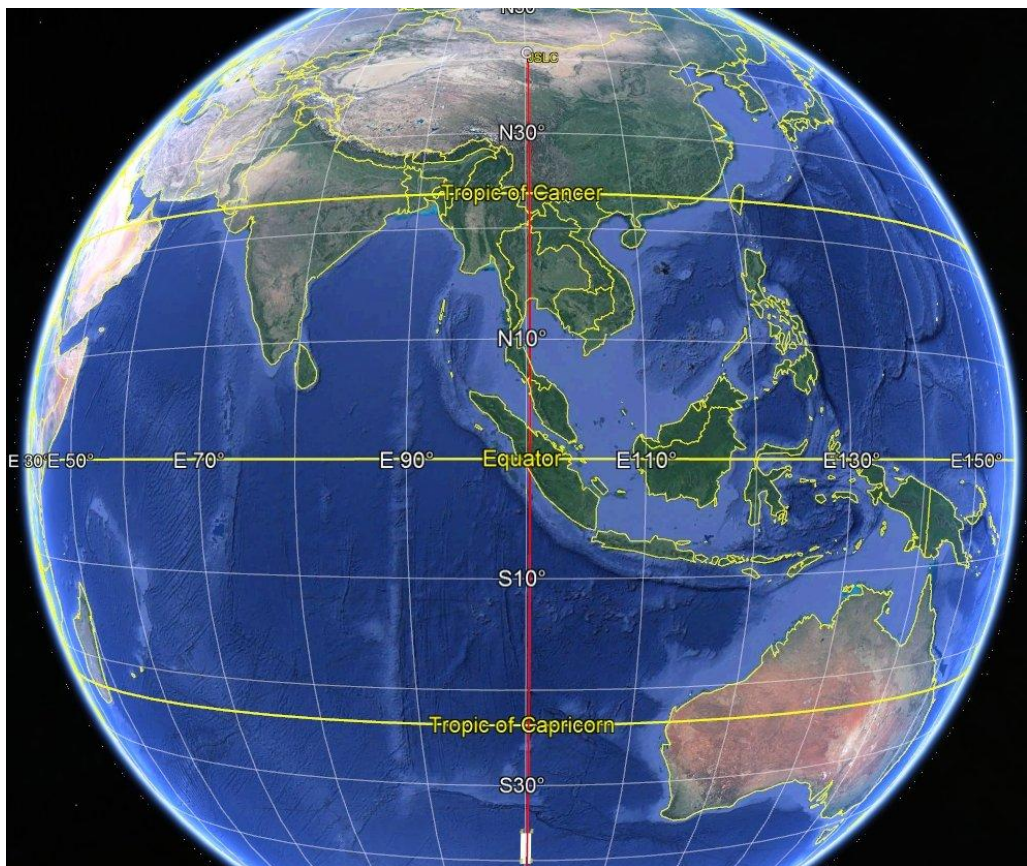
长征二号丙-远征一号 S 的 700km 太阳同步轨道运载能力为 **2500kg**<sup>[50]</sup>。

2021 年 8 月 24 日，长二丙 Y51-远征一号 S Y2 发射。此次任务展示了更高超的轨道机动能力。19 时 15 分，火箭托举着 3 颗通信技术试验卫星发射升空。远征一号 S Y2 和卫星组合体总重 5241kg。三颗卫星被部署至了  $1080\text{km} \times 1108\text{km} \times 86.4^\circ$  的初始近地轨道上。后航天东方红研制的卫星自主降轨，进入约 780km 轨道。



### 长二丙遥 51/远征一号 S 遥二整流罩/上面级组合体转场[51]

此次任务中远征一号 S 执行了 3 次点火。在约 19 时 25 分，YZ-1S Y2 第一次点火，从 6700m/s 的亚轨道加速至 150km×1100km 的椭圆转移轨道。随后滑行至 20 时 12 分，第二次点火，注入 1100km 圆轨道。完成 3 颗卫星部署后，YZ-1S Y2 执行了第 3 次点火。将近地点降入大气内，由于近地点不够低，上面级在第三圈才再入。



CZ-2C Y51/YZ-1S Y2 的二级落区，射程约 9200km，折合 6700m/s 关机速度



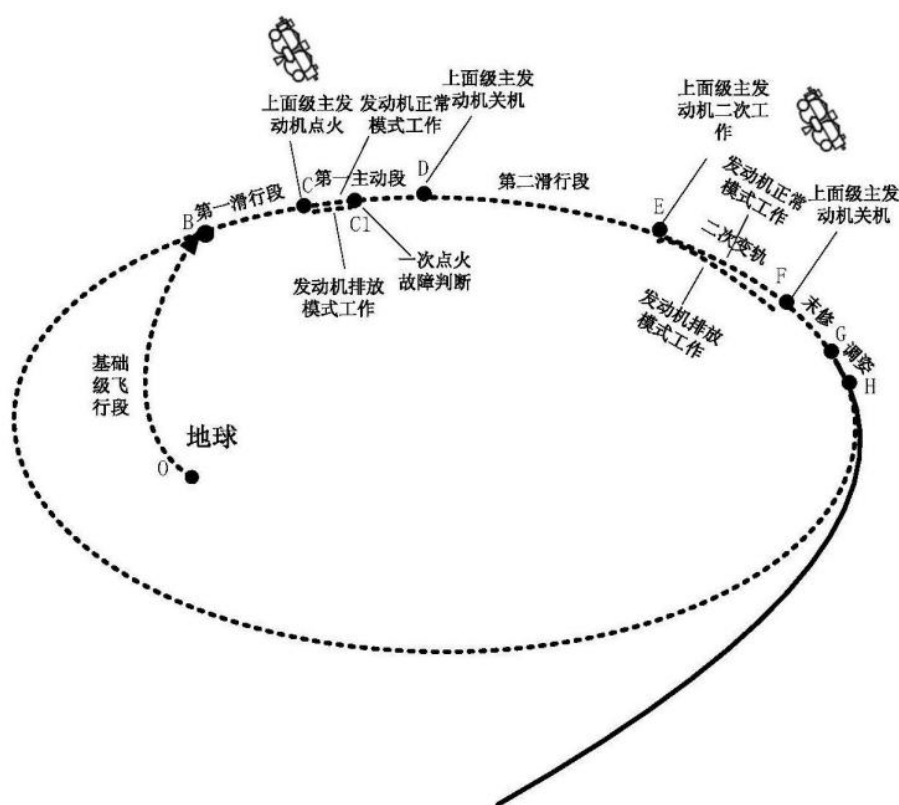
此前说远征一号 S 只有 2 次启动能力，那为何此次执行了 3 次任务？

因为远征一号 S 具备一个特殊的挤压点火模式。

一种应对一次点火故障的制导系统重构方法，对于上面级通过两次主动段变轨保证卫星入轨的工作模式，当一次点火失效时，可立即启动第二次点火，保证在亚轨道变轨段上面级能够到达足够高度，第二主动段采用发动机挤压工作方式将上面级/卫星组合体推至入轨点。第一主动段采用迭代制导方法，第二主动段换制导方法及装订诸元，保证入轨精度。本发明提出的应对一次点火故障的制导系统重构方法能够在出现一次点火故障时，充分利用发动机挤压工作模式，自主在线判别并重构，保证故障情况下卫星入轨精度满足要求，提高系统可靠性。

上面级发射低轨(Low Earth Orbit ,LEO)卫星任务时，一般采用主发动机两次点火变轨方式，两次变轨均采用迭代制导方法。但由于上面级变轨推力由单台主发动机提供，同时主发动机两主动段点火均为单点触发，存在点火失败的风险，按照现有制导方案，若发动机一次点火失效，则上面级/卫星组合体将在亚轨道经过短暂的飞行过程后，坠入大气层烧毁，同时，由于发动机没有点火但燃烧剂和氧化剂持续排放，发动机贮箱压力会迅速升高，最终超过阈值而存在直接爆炸的风险。因此，一次点火失败会造成发射失利，针对该故障情况进行制导系统重构策略能够在很大程度上提高系统的可靠性，从而提高发射成功率。<sup>[52]</sup>

简而言之，这种故障处理方法即上面级第一次点火未成功时，直接点燃第二根火药启动器。强行使发动机进入工作状态。完成第一次点火后，将储箱内推进剂引入推力室挤压点火，完成载荷入轨。



YZ-1S Y2 的离轨就是应用了挤压点火离轨，也表明了 YZ-1S 在新体系下不仅仅是扮演一个 AKM 的角色，其具备基本的中低轨道转移运载能力。

2021 年 11 月，远征一号 S Y4 托举遥感 32 号 02 组发射升空。发射取得了圆满成功。但此次发射一波三折——原计划在 9 月 11 日的发射因为 YZ-1S Y4 上面级故障而在最后一



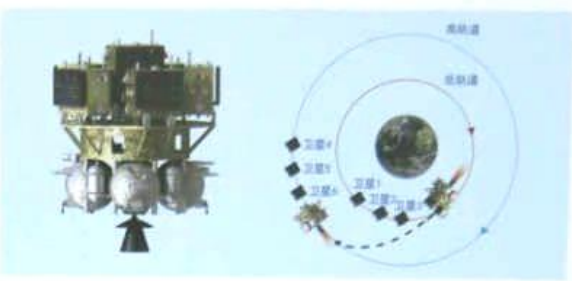
时推迟。第二天问题仍然没有解决，由于随后基地要进行神舟十三号发射任务，于是长二丙火箭被从 94 号塔架上卸下，储存至 11 月 03 日，重 4870kg 的组合体搭乘长二丙 Y38 发射升空。

## 远征三号上面级——21 次启动，中国版异轨部署器

### 多星发射上面级

用于实现不同轨道多星快速部署和相同轨道多星组网部署。已通过科工局的立项批复，研制周期38个月，计划2017年首飞。

结构质量	约1000kg
推进剂最大加注量	约2300kg
包络直径	≤3.35m
在轨工作时间	≥48h
主发动机启动次数	≥20次



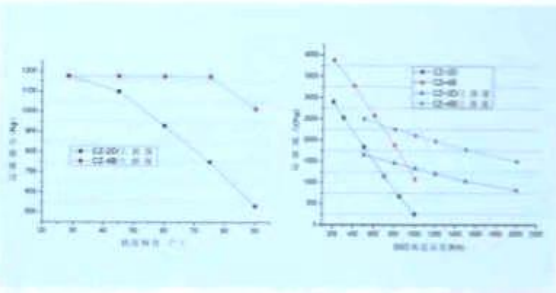
高低轨道典型任务部署方案

多星发射上面级进行单星发射是其一项基本能力，该模式能有效提高现役火箭中高轨运载能力。如以1200km SSO轨道单星发射为例：

- 以 CZ-2D 火箭为基础级，运载能力不小于 1200kg；
- 以 CZ-4B ( CZ-4C ) 火箭为基础级，运载能力不小于 2000kg。

对于发射无相位要求的高度分别为500km、1000km SSO圆轨道异轨双星的典型任务：

- 以 CZ-2D 火箭为基础级，上面级部署双星能力每颗星不小于500kg；
- 以 CZ-4B 火箭为基础级，上面级部署双星能力每颗星不小于900kg。

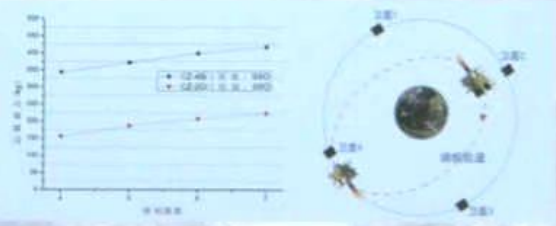


SSO轨道单星运载能力

500km和1000km两圆轨道等质量双星部署能力

对于进行1000km SSO圆轨道四星均匀星座部署的典型任务：

- 以 CZ-2D 火箭为基础级，上面级部署四星星座能力每颗星不小于200kg；
- 以 CZ-4B 火箭为基础级，上面级部署四星星座能力每颗星不小于350kg。

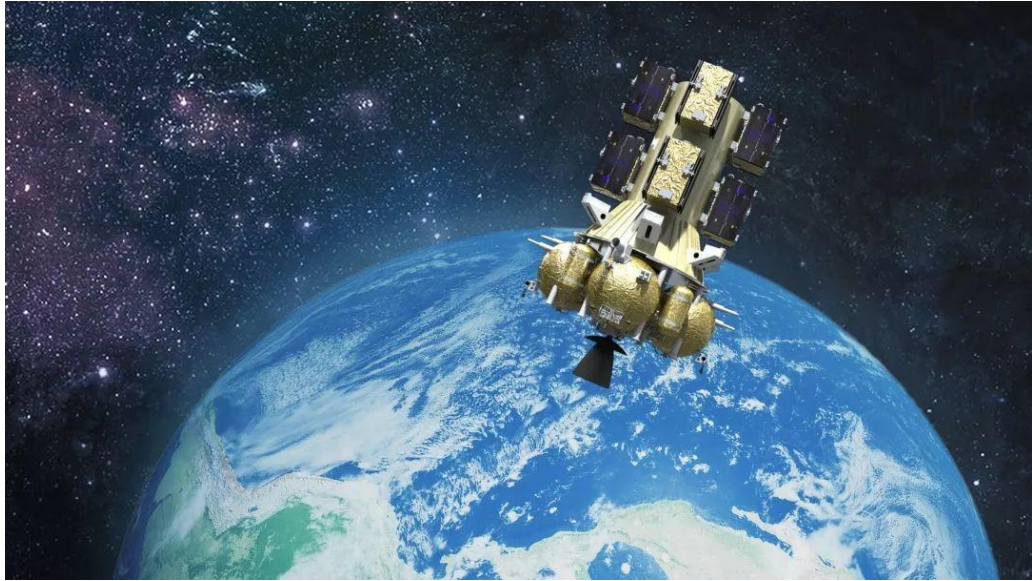


1000km SSO轨道等质量四星均匀星座部署能力

四星均匀星座部署典型任务轨道部署

liuqiankkl.blog.163.com

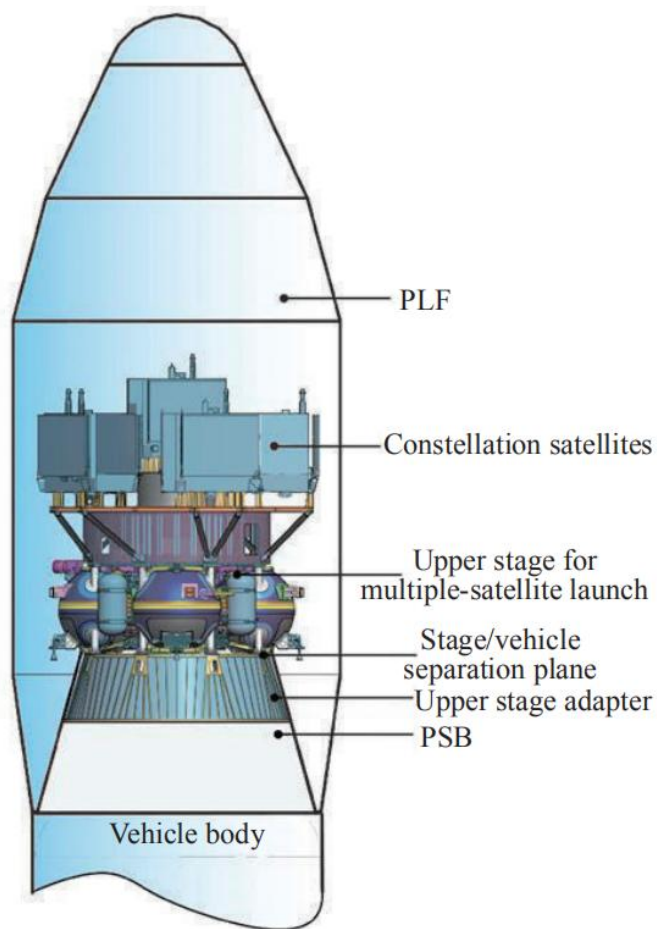
## 远征三号上面级在珠海航展上的展板



远征三号上面级的 CG<sup>[53]</sup>

远征三号上面级是由上海航天技术研究院研制的多次启动上面级。最大发射质量 **3300kg**，干重 **1000kg**<sup>[54]</sup>。使用一甲基肼-四氧化二氮双组元推进剂，采用单台挤压式 FY-5000 火箭发动机。不可变推力，真空推力 **5000N**，真空比冲 **3000N·s/kg**<sup>[55]</sup>，可 **21** 次启动。FY-5000 喷管使用**单壁碳化硅复合材料**，发动机具备大矢量摆动范围（最大 **25°**），可推动质心偏差较大情况下的上面级-载荷组合体。

远征三号可以和长征 2D 组合部署多轨道的卫星，在轨时间大于 **48 小时**，设计可靠性 **0.98**<sup>[56]</sup>。虽然在宣传册中提到可与长征 4B/4C 搭配使用，但实际上并未考虑实装此组合。



远征三号上面级包络与整流罩布局<sup>[57]</sup>

远征三号使用的是**惯性导航+GNSS+CNS**的三模式复合导航<sup>[58]</sup>。可以在无地基测控辅助的情况下自行完成轨道规划与机动，换句话说就是“射后不管”的高度自主化飞行能力，并且具备在火箭初始轨道存在大幅偏差的情况下自行规划轨道完成任务的能力。同时远征三号具备自主故障诊断的能力<sup>[59]</sup>。

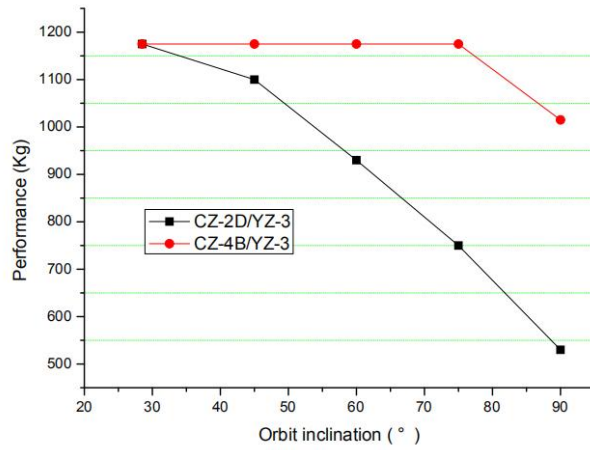


Figure 6 Performance data for injecting two satellites into 500 km and 1000 km SSO

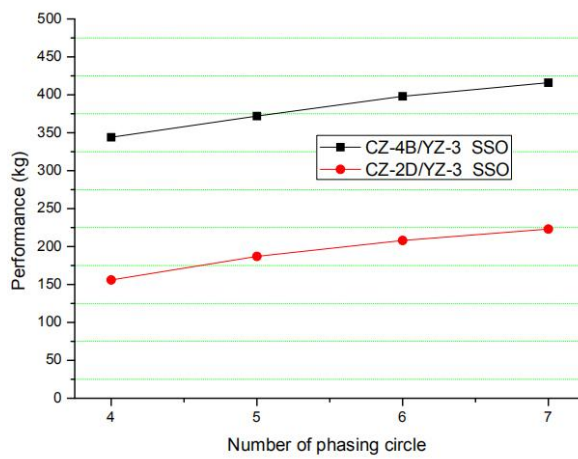


Figure 7 Performance data for deploying 4 satellites coplanar constellation in a 1000 km SSO

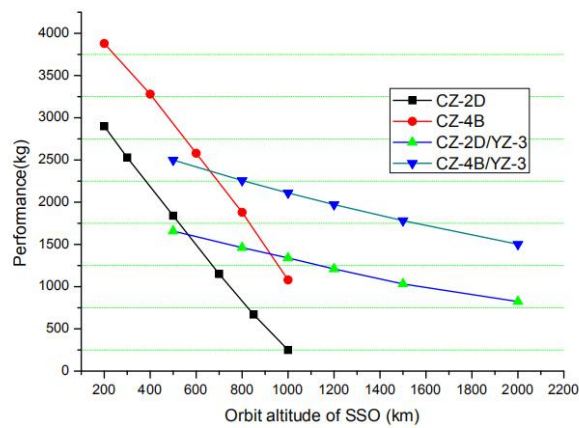


Figure 8 Performance data for single satellite launch to SSO orbit

搭配远征三号上面级的运载能力<sup>[60]</sup>

2018 年 12 月 29 日 16 时，长征二号丁运载火箭-远征三号上面级首飞发射了 6 颗云海二号卫星和鸿雁星座试验星——重庆号卫星。3 颗云海二号被部署到了 **520km** 轨道，另外 3 颗则被部署到了 **1095km** 轨道<sup>[61]</sup>，在分离鸿雁试验星后，远征三号上面级又进行了多次机动，彻底耗尽所有点火次数后一头扎入了大气层。

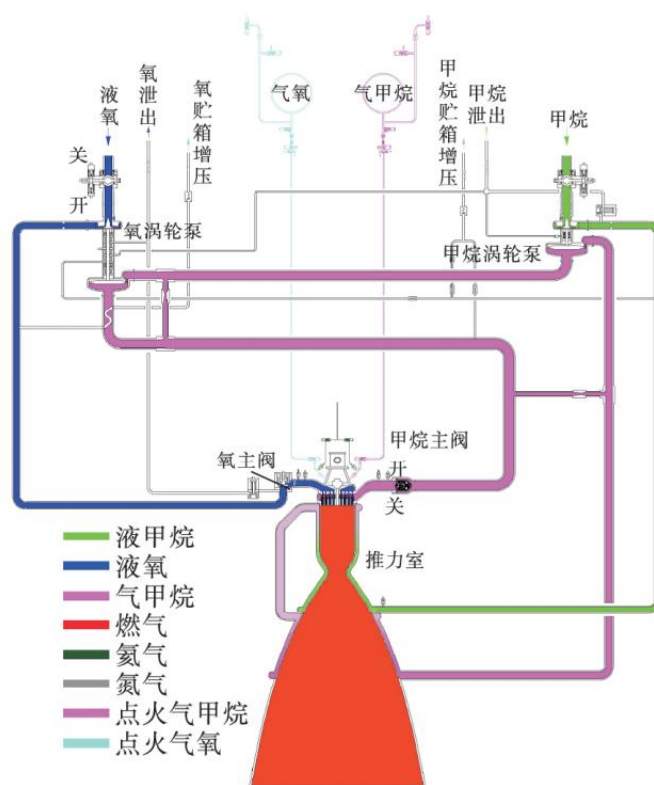
### 新远征上面级——液氧甲烷低温上面级

2016 年的时候，远征家族就在考虑新的推进剂组合来取代偏二甲基肼-四氧化二氮的常温推进剂组合。当时的考虑是液氧-煤油的分级组合和液氧-甲烷的开式方案。液氧-甲烷的低温先进上面级由上海航天负责研制。

目前国内也在开展 20kN、30kN 低温上面级发动机预先研究。20kN 低温上面级发动机使用液氧-煤油推进剂，真空推力 20kN，真空比冲 **3488.8N·s/kg**，可起动 10 次；30kN 低温上面级发动机使用液氧-甲烷推进剂，真空推力 30kN，真空比冲 **3544.7N·s/kg**，可起动 20 次，工作时间 1000s。<sup>[62]</sup>

新上面级的设计留轨时间达到年级，大幅增加了多次启动能力，其性能更类似与 Fregat，Briz 这种多次点火部署轨道的上面级和 ACES 这种超长时间留轨的一种组合。

随后，数年没有消息。直到 2020 年，30kN 膨胀循环的液氧-甲烷发动机完成了试车。标志着新的上面级动力确认使用液氧-甲烷组合。该型号发动机由北京 11 所抓总研制。



30kN 液氧-甲烷膨胀循环火箭发动机结构图

注意上图：液氧-甲烷发动机启动燃料来自于主储箱，从主储箱中抽取蒸发燃料并储存于点火储箱中。点火时气氧-气甲烷混合，带动液态甲烷膨胀，使发动机快速进入主级状态。





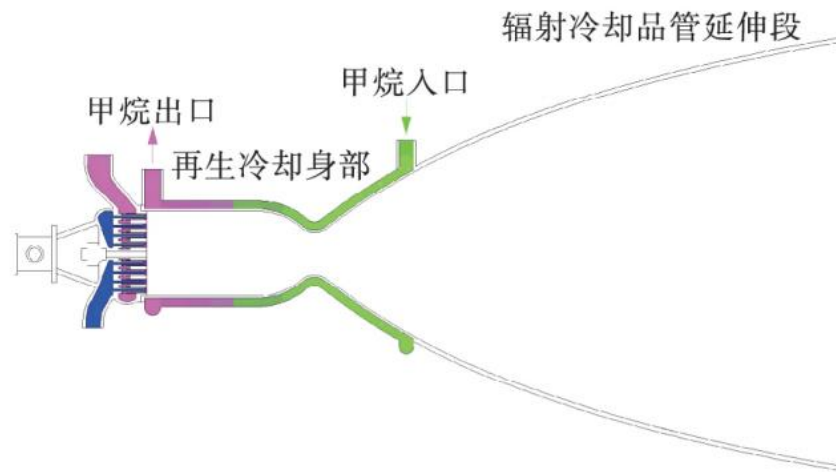
30kN 液氧-甲烷膨胀循环火箭发动机整体结构

30kN 液氧-甲烷膨胀循环火箭发动机真空标定推力 **30.000kN**，混合比 **3.2**，设定真空比冲 **362.2s** (**3552N · s/kg**)。发动机总混合比 **8.447kg/s**，液态氧流量 **6.435kg/s**，液态甲烷流量 **2.011kg/s**。发动机推力室室压 **3.440MPa**，喷管面积比 **125**。喷管后端使用单壁喷管。液氧主泵后压力 **4.778MPa**，液态甲烷主泵后压力 **12.297MPa**。

主要参数	数值
发动机推力/kN	30.000
混合比	3.200
真空比冲/s	362.200
推进剂总流量/(kg · s <sup>-1</sup> )	8.447
推力室室压/MPa	3.440
喷管面积比	125.000
燃烧效率	0.980
喷管效率	0.960
再生冷却夹套温升/K	380.000 ~ 410.000
氧泵流量/(kg · s <sup>-1</sup> )	6.435
氧泵出口压力/MPa	4.778
甲烷泵流量/(kg · s <sup>-1</sup> )	2.011
甲烷泵出口压力/MPa	12.297

30kN 液氧-甲烷火箭发动机性能参数

膨胀循环火箭发动机使用甲烷吸热膨胀做功驱动涡轮泵。甲烷从入口集合器进入再生冷却身部，在夹套逆流进行再生冷却，吸热汽化后的甲烷从推力室头部的出口集合器流出，作为驱动涡轮泵的工质。液氧和做功后的甲烷最终进入推力室头部从喷注器喷出，在燃烧室内充分混合并经点火器点燃，燃烧膨胀加速从喷管喷出产生推力。



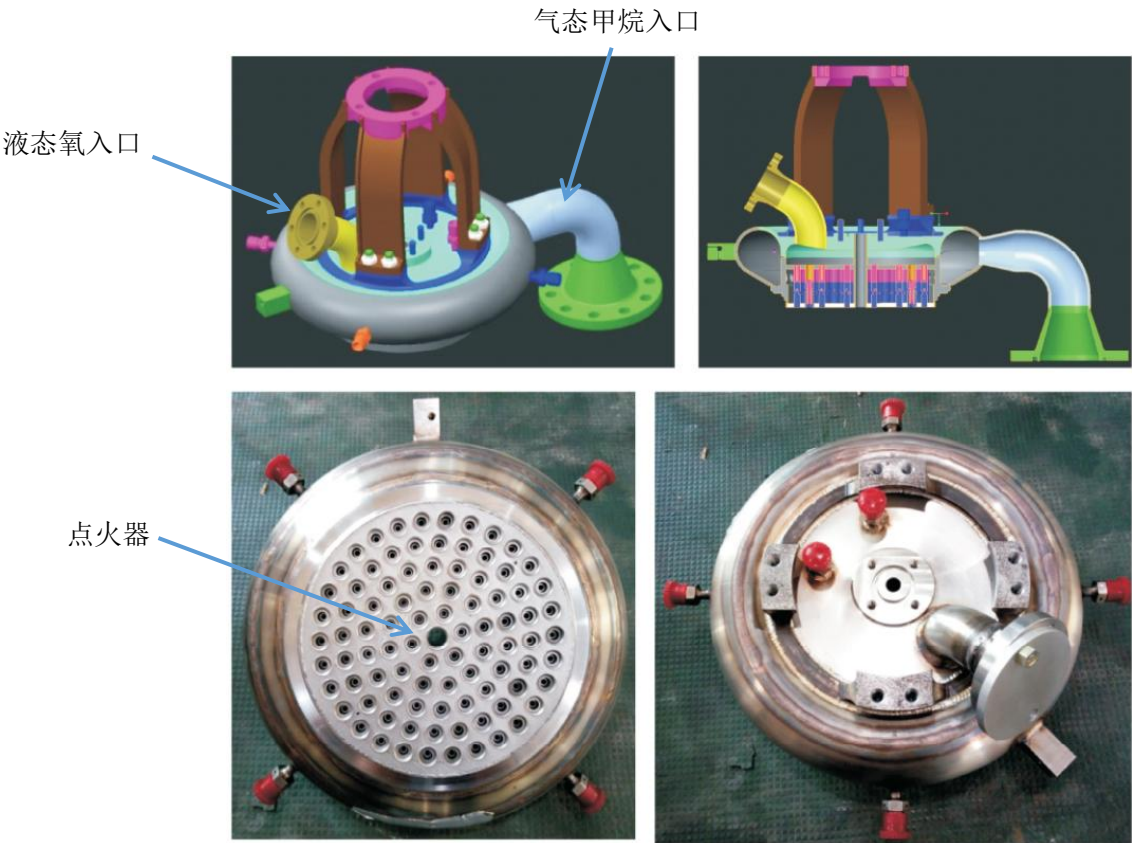
推力室身部和喷管延伸段示意图(单段式再生冷却方案)



30kN 发动机推力室样机

推力室头部采用三底两腔的结构方案，甲烷腔位于液氧腔和燃烧室之间。一底是渗透率为 5% 的发汗面板，分隔甲烷腔和燃烧室，少量渗透的甲烷通过发汗面板对其进行冷却，可降低一底积碳或烧蚀风险；二底为不锈钢结构，分隔甲烷腔和液氧腔；三底顶盖为不锈钢结构，作为主要的承力结构。

喷注器采用等混合比和等流强设计，中心安装点火器的引火管，90 个喷注单元呈 5 圈同心圆排布，喷嘴为同轴涡流离心方案。由于发动机推力较小，并且燃烧室为气液燃烧，所以未设计燃烧稳定装置。推力室身部圆柱段长度 350 mm，直径 150 mm，喉部直径 75 mm，最高气壁温 720K。



推力室头部结构图



喷注器面板



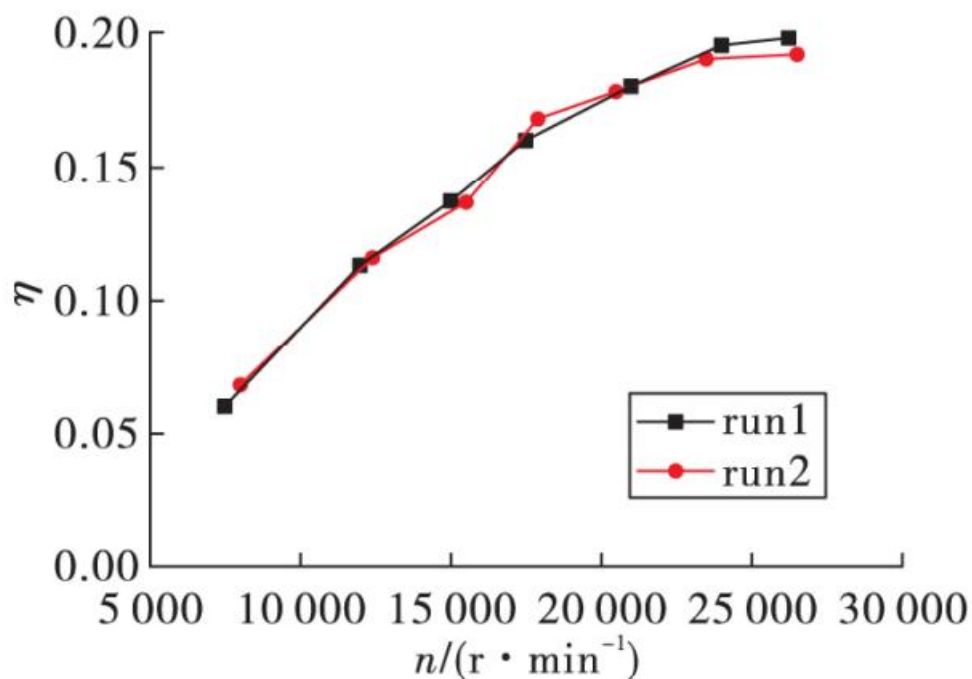
推力室身部

30kN 液氧-甲烷膨胀循环火箭发动机的泵系统分别进行了 2 轮甲烷涡轮泵和 3 轮液氧涡轮泵介质试验，涡轮工质均为高压常温氮气，泵介质为液氮。

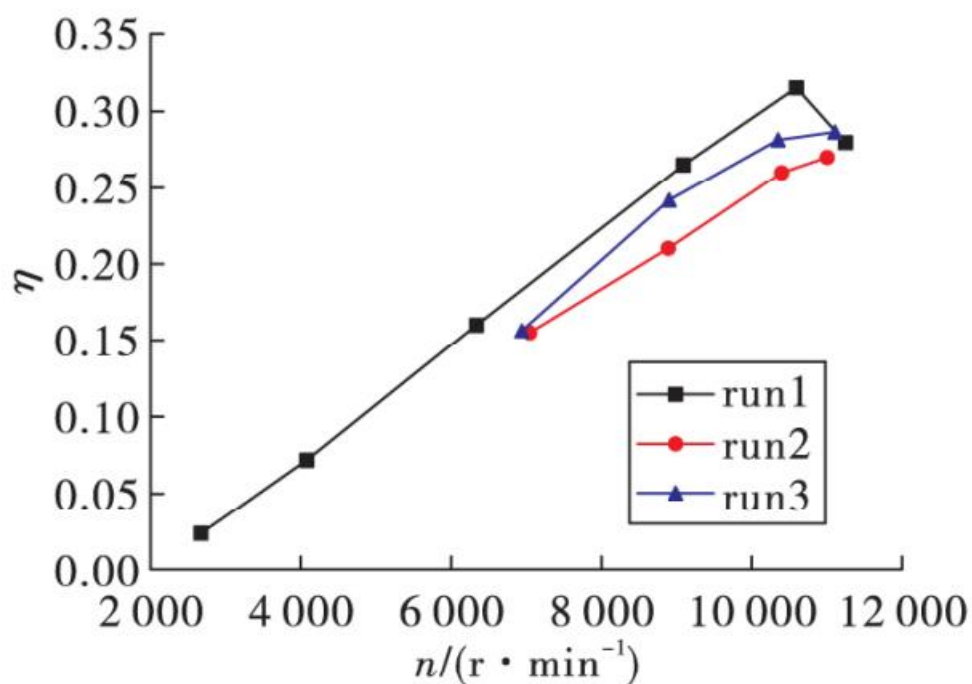


液态甲烷（左）与液态氧（右）涡轮泵





液态甲烷涡轮泵效率-转速曲线



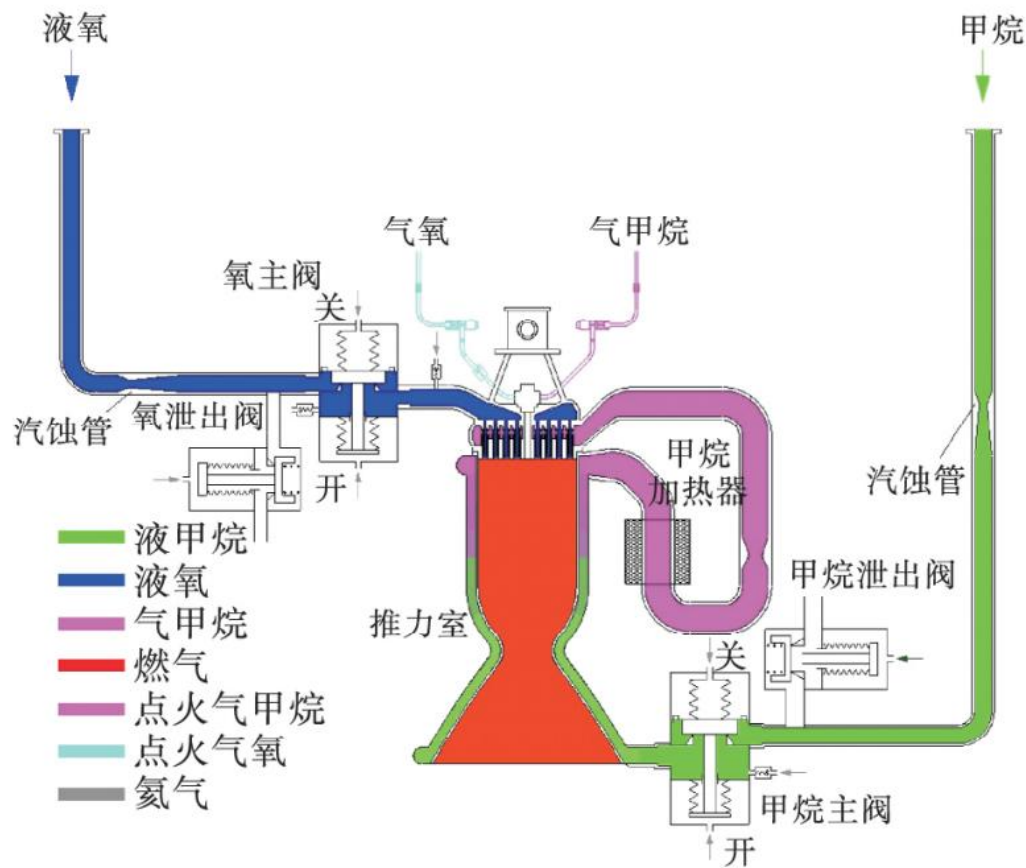
液态氧涡轮泵效率-转速曲线

针对试验过程中暴露出的技术问题，及时对产品进行了改进和试验验证，主要包括：甲烷涡轮泵浮动环轴套  $\text{Cr}_2\text{O}_3$  涂层在试验中脱落，试验后将轴套的表面处理改为氮离子注入工艺，试验考核证明可有效避免涂层脱落造成多余物风险；氧涡轮泵起动力矩偏大，试验后减小了端面密封的压缩量，试验考核证明该措施可有效解决起动力矩偏大的问题。试验验证了改进后的产品状态良好，具备配套发动机系统试验能力。

同时，试验数据表明甲烷涡轮泵的效率偏低。分析认为，主要原因是涡轮泵内回流和轴



承冷却泄漏流量占比偏高，导致泵端体积效率偏低。后续可重新进行泵内流场的设计，解决泵端分流占比偏高的问题，并可以通过适当提高涡轮泵转速或放大叶轮直径等手段进行综合治理，以进一步优化涡轮泵的性能。



30kN 液氧-甲烷膨胀循环火箭发动机推力室短喷管挤压实验样机结构图



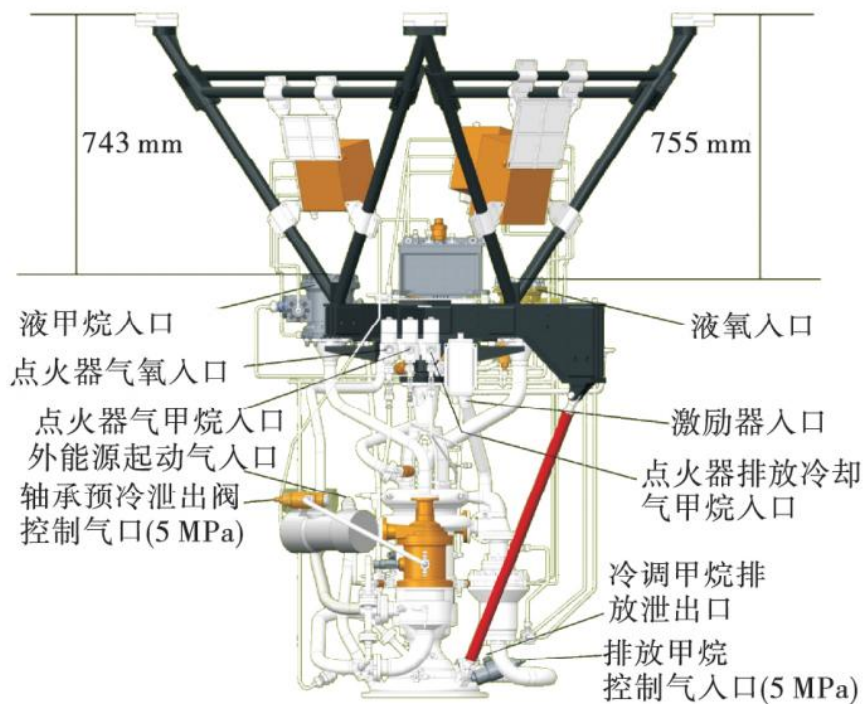
30kN 液氧-甲烷膨胀循环火箭发动机推力室短喷管挤压实验



试车后的推力室

30kN 液氧-甲烷膨胀循环火箭发动机推力室短喷管挤压实验在 101 所就行。试验选取室压为 3.44MPa, 点火持续 50s, 混合比 2.85。试验总流量 8.296kg/s, 其中液氧流量 6.141kg/s, 甲烷流量 2.155kg/s。推力室头部氧入口压力 4.381MPa, 甲烷入口压力 4.149MPa。

试验获得了同轴涡流离心喷注器燃烧起动加速性, 点火延迟为 0.35s, 点火器与推力室工作协调; 推力室主级工作全程平均燃烧效率为 0.986。如果喷管效率为 0.96、面积比为 120, 推力室真空比冲可达 363.2s; 如果混合比为 3.2, 再生冷却夹套甲烷温升可达到 410K, 可为系统调节提供的裕量不低于 10%。





30kN 液氧-甲烷膨胀循环火箭发动机全尺寸原理样机

个人感觉可能会有两个尺寸的新上面级——取代远征 1A 的大概 4 吨级低轨分配上面级和取代远征 2 的 8-10 吨级高轨上面级，后者既可以 6+吨载荷直送 GEO，也可以和新一代载人火箭合作向月球轨道部署货运飞船（仅为个人猜想）。

西安 11 所也开展了 20kN 级液氧-煤油上面级火箭发动机的研制，目前进度良好。

### 回望与展望——困难与突破

好了，说了这么多，远征家族上面级确实是中国航天不可缺少的功臣。但是其最大的缺点就是干质比实在过于低下，全系列都不到 3 的干质比，先不用说跟 9+ 的 EPSV 比，甚至赶不上干质比 5.6 的 Fregat 上面级。远征一号干质比低下的原因主要在于其承力筒，如果更换成框架式，可以有效减重。

此外，远征系列上面级的比冲也较低，最高仅有 315 秒，和 S-5.92 的 328s，Aestus 的 324s 相差较大。远征 1 和 2 仅仅 2 次的启动能力使其不具备多轨道布撒载荷的能力，不过远征 1A 和远征 3 倒是很好的填补了这个问题。远征 1A 是我国首个首飞的，具备多于 2 次启动能力的泵压式火箭发动机。（第二个是 YF-75D）

不管怎么样，我们仍然希望远征家族上面级可以在 3 次北斗三号 MEO 补网星部署任务中完美完成任务，我们也期待着新远征上面级首飞的那一天。

索引：

[1]China-s-Long-March-2E-Launch-Vehicle-Users-Manual. Chapter2-18.

[2]航天器轨道力学理论与方法 P265 9-2-16

- [3]航天器轨道力学理论与方法 P66 3-3-8, 3-3-9
- [4]Reachstar: 【坎巴拉太空计划】贫穷到极点的登月往返! 60t 小火箭实现宰人登月 (RO+kerbalism+principia)\_哔哩哔哩 (゜-゜)つロ 干杯~bilibili 02: 50
- [5]长征系列运载火箭第 330 次发射 长征三号乙运载火箭发射 PALAPA-N1 通信卫星 任务说明 PALAPA -N1/LM-3B LAUNCH MISSION PRODUCTION APRIL 2020
- [6]NG-Propulsion-Products-Catalog.pdf p90.
- [7]IABS - Gunter's Space Page (skyrocket.de)
- [8]CZ-3B/G3Z (Chang Zheng-3B/G3Z) - Gunter's Space Page (skyrocket.de), CZ-3C/G3Z (Chang Zheng-3C/G3Z) - Gunter's Space Page (skyrocket.de)
- [9]LM-3A Series Launch Vehicles User's Manual Issue 2011.pdf
- [10]该运载能力已经加上了从 CZ-3B Y71 火箭开始的三级 50kg 减重和 CZ-3B Y73 火箭开始的 20kg 减重
- [11]长征三号乙遥二十六/远征一号遥二运载火箭发射北斗卫星导航系统第十八/十九颗卫星任务说明.
- [12]《长时间在轨上面级动力系统关键技术研究》
- [13]《液体火箭发动机设计》
- [14]长征五号遥三火箭发射实践二十号卫星任务说明.
- [15]《长时间在轨上面级动力系统关键技术研究》
- [16]专利 CN 108120613 B 《一种运载火箭上面级瞬态热平衡试验装置及方法》
- [17]《长时间在轨上面级动力系统关键技术研究》
- [18]《运载大观》2016.12 国内外上面级发动机技术发展现状与趋势.
- [19]《远征上面级研制技术发展》
- [20]《远征上面级研制技术发展》
- [21]《适用于上面级的制导导航方案分析》
- [22]《远征上面级研制技术发展》
- [23]《远征上面级研制技术发展》
- [24]长征三号乙遥四十六/远征一号遥四运载火箭发射北斗卫星导航系统第二十四/二十五颗卫星任务说明
- [25]长征三号乙遥二十六/远征一号遥二运载火箭发射北斗卫星导航系统第十八/十九颗卫星任务说明
- [26]《上面级发射 MEO 轨道设计及运载能力优化研究》
- [27]长征三号乙遥二十六/远征一号遥二运载火箭发射北斗卫星导航系统第十八/十九颗卫星任务说明
- [28]长征三号乙遥二十六/远征一号遥二运载火箭发射北斗卫星导航系统第十八/十九颗卫星任务说明
- [29]航空航天港: <https://9ifly.spacety.com/thread-13259-4-1.html>
- [30]航空航天港: <https://9ifly.spacety.com/thread-13259-4-1.html>
- [31]长征五号运载火箭首次飞行任务说明
- [32]《运载大观》2016.12 国内外上面级发动机技术发展现状与趋势.
- [33]长征五号运载火箭首次飞行任务说明
- [34]长征五号运载火箭首次飞行任务说明
- [35]Saltfish\_y2
- <https://www.bilibili.com/video/BV1vv4y1f7xx?from=search&seid=1951912516930496483>
- [36]航空航天港: 2016 年 11 月 3 日 20:43:13, 长征五号/远征二号(CZ-5/YZ-2)火箭搭载实践



- 17 号卫星成功首飞 - 就爱飞行! [www.9ifly.cn](http://www.9ifly.cn) (spacety.com)
- [37]长征五号运载火箭首次飞行任务说明
- [38]长征五号运载火箭首次飞行任务说明
- [39]我们的太空微博: 近年来, 该室成功抢救“中星 9A”、“长征五号遥一”内的众多重大航天任务故障, 曾为国家挽回巨大经济损失。\*
- [40]航空航天港: 2016 年 11 月 3 日 20:43:13, 长征五号/远征二号(CZ-5/YZ-2)火箭搭载实践 17 号卫星成功首飞 - 就爱飞行! [www.9ifly.cn](http://www.9ifly.cn) (spacety.com)
- [41]八股中说实践十七号卫星在 11.12 定点。实践十七号卫星成功定点 - 中国空间技术研究院 (cast.cn)
- [42]航空航天港: 2016 年 11 月 3 日 20:43:13, 长征五号/远征二号(CZ-5/YZ-2)火箭搭载实践 17 号卫星成功首飞 - 就爱飞行! [www.9ifly.cn](http://www.9ifly.cn) (spacety.com)
- [43]中国载人航天工程网
- [44]LM-51D-YZ4D2. [此文章已经删除]
- [45]专利 CN 105422317 A 《一种用于发动机的起动箱式多次启动系统及起动方法》: 该系统用于泵压式上面级液体火箭发动机可以实现不少于 20 次的启动能力。
- [46]专利 CN 111963340 A 《一种液体火箭发动机气动增压装置多次启动系统》
- [47]专利 CN 105422317 A 《一种用于发动机的起动箱式多次启动系统及起动方法》
- [48]专利 CN 105422317 A 《一种用于发动机的起动箱式多次启动系统及起动方法》
- [49]中国运载火箭技术研究院: <http://www.calt.com/n482/n739/c12941/content.html>
- [50]图源自超级 loveovergold\*\*: 中国运载火箭技术研究院原文为达到 2 吨以上。
- [51]中国运载火箭技术研究院: <https://mp.weixin.qq.com/s/TPNoC6MWTDpT9RIFhpErRQ>
- [52]专利 CN 113320717 A 《一种应对一次点火故障的制导系统重构方法》
- [53]上海航天技术研究院: 上海造“太空巴士”正式发车 (spacechina.com)
- [54]图源珠海航展展板, 而在英文用户手册中远征三号干重为 750kg\*\*\*
- [55]《运载大观》2016.12《国内外上面级发动机技术发展现状与趋势》, 而在英文用户手册中 FY-5000 真空比冲大于等于 301s。
- [56]《远征三号上面级手册》
- [57]《远征三号上面级手册》
- [58]上海航天技术研究院: 上海造“太空巴士”正式发车 (spacechina.com)
- [59]上海航天技术研究院: 上海造“太空巴士”正式发车 (spacechina.com)
- [60]《远征三号上面级手册》
- [61]上海航天技术研究院: 2018 年宇航发射圆满收官, 长征火箭 37 次发射全胜战绩创造历史! 长二丁/远征三首飞, 送首颗“鸿雁”、六颗云海二号升空 (spacechina.com)
- [62]《运载大观》2016.12《国内外上面级发动机技术发展现状与趋势》
- [63]《火箭推进》2021.2 期 30 kN 上面级液氧甲烷发动机方案

\*:



我们的太空

2019-6-16 21:31 来自 HUAWEI P20 Pro 已编辑

【解题思路来了！揭秘世界冠军背后的中国“牧星人”！】

6月13日凌晨4时，被誉为“航天界的奥林匹克”的第十届国际空间轨道设计大赛落下帷幕。国防科技大学和西安卫星测控中心宇航动力学国家重点实验室联队来自世界各地的73支代表队中脱颖而出，以3101的高分荣获冠军。本届大赛由上届冠军美国喷气推进实验室（JPL）主办，选题以移民银河系为背景，设计合理的飞行轨道，使得人类能在给定时间内从太阳系均匀移民到更多的星系。

【划重点了、敲黑板！反正也看不懂🤔】西安卫星测控中心宇航动力学国家重点实验室此次选派6名科技骨干组成团队参赛。比赛伊始，他们首先利用兰伯特算法实现单次机动多目标飞越，然后创造性地采用蚁群算法搜索生成树型最优交会路径，和基于蒙特卡洛树搜索进一步扩展交会路径，最后采用序列二次规划算法对数百分支的转移整体燃料消耗进行优化，成功提高了计算速度和精度。最终于6月13日凌晨3时55分最后一次提交结果，以超过第二名1031分的绝对优势摘得桂冠。

西安卫星测控中心宇航动力学国家重点实验室是我国第一个研究人造天体运动规律的国家重点实验室。近年来，该室成功抢救“中星9”、“长征五号遥一”内的众多重大航天任务故障，曾为国家挽回巨大经济损失。该室始终聚焦太空领域国家安全战略和国家航天重大工程需求，以宇航动力学领域前沿性和应用瓶颈性问题为导向，开展相关领域应用基础研究和系统建设，特别是空间操控核心技术研究，处于国内领先地位，并形成了研究特色。（吕炳宏 张璐 李永华）[收起全文](#)



☆ 收藏

📄 432

💬 80

👍 502

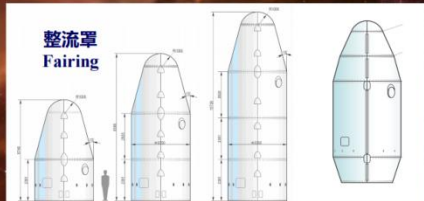
\*\*:

商业发射服务解决方案 - 金牌火箭 - CZ-2C  
Commercial Launch Service Solutions - Gold Medal Rocket - LM-2C

- ◆运载能力: LEO: 3850 kg; SSO: 2.5 t, GTO: 1.3 t
- ◆整流罩可用包络:  $\Phi 3000$ 、 $\Phi 3800$ 、 $\Phi 4200$
- ◆星箭接口: 660、937、1194系列、低冲连接
- ◆可扩展性强: CZ-2C/YZ-1S, 异轨部署
- ◆履约周期: 签署合同到火箭出厂12个月
- ◆发射周期: 10天发射



结构布局(Configuration)



运载能力(Capacity)

构型 Configuration	700 km SSO	GTO
CZ-2C	1.3吨	/
CZ-2C/SMA	2.0吨	/
CZ-2C/YZ-1S	2.5吨	/
CZ-2C/SM	/	1.3吨

\*\*\*:

No.	Parameter	Value
1	Height	2.2 m
2	Diameter	3.416 m
3	Maximum propellant mass	2300 kg
4	Dry mass	750 kg
5	Propellant	N2O4/MMH
6	Thrust	5 kN
7	Specific impulse of engine	$\geq 301$ s
8	Restart times	$\geq 20$
9	Active life	48 hours
10	Reliability	0.98