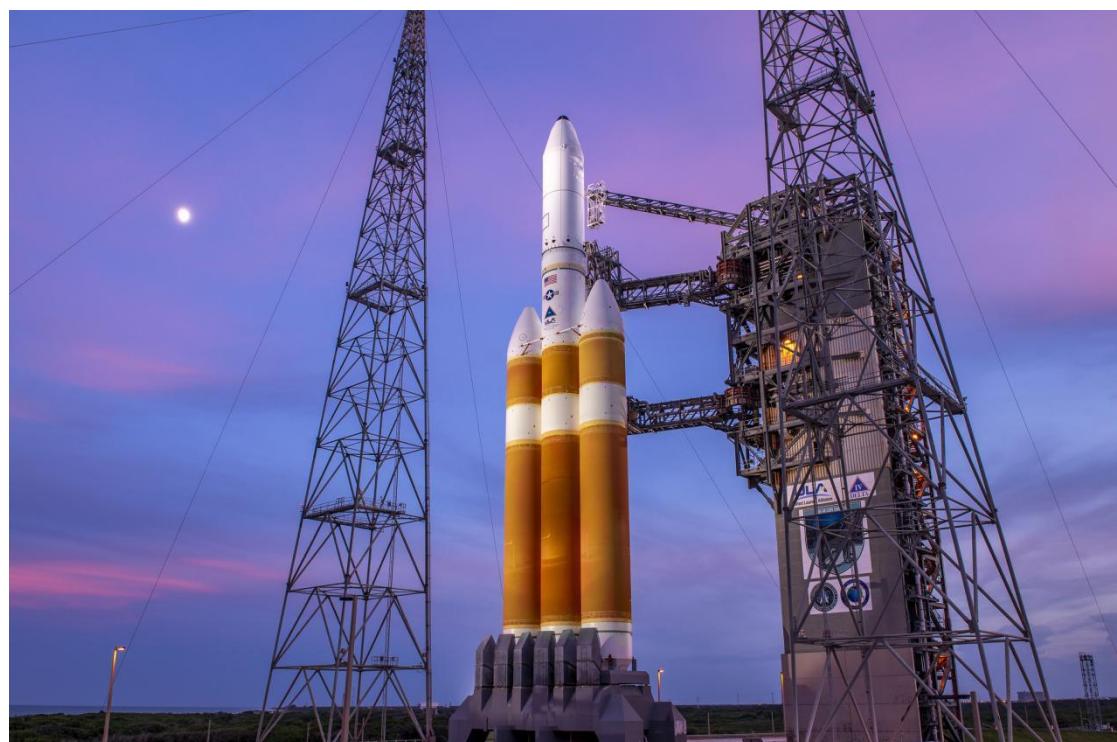


编写人员: Falcon 9
有效字数: 12589
开编日期: 2024.01.27
完稿日期: 2024.02.04
审核日期: 2024.03.10
当前版本: v2

Delta IV

Delta IV, 一款将氢氧神教发扬到极致的运载火箭



为了满足 USAF (美国空军, United States Air Force) 的 NSSL (国家安全发射计划, National Security Space Launch) 招标计划, 波音公司推出了自己基于 Delta-III 的新产品——**Delta IV 运载火箭** (Delta 系列运载火箭原本为麦道公司生产研发, 后被波音收购后航天业务也随之划给波音), 而对手洛克希德·马丁推出了 Atlas V 运载火箭。最后, USAF 授予了波音其中的大部分, 共 19 次发射任务, 而洛克希德·马丁只获得了 9 次发射任务 (全单一共 28 单)。Delta IV 系列运载火箭共有五款产品: Delta IV Medium, Delta IV Medium+(4,2), Delta IV Medium+(5,2), Delta IV Medium+(5,4), Delta IV Heavy。在 Medium 系列中, +代表增强型, 即使用 GEM-60 固体助推器括号内第一位数字代表 DCSS 型号, 4 代表使用 DCSS-4, 5 即 DCSS-5, 第二位代表使用的 GEM-60 固体助推器数量, 可选 2 或 4。Heavy 即代表三核并联型重型德尔塔四运载火箭。



● 目录

1. 【03-03】首次发射
2. 【04-05】Delta IV Medium
3. 【06-07】Delta IV Medium+(4,2)
4. 【08-09】Delta IV Medium+(5,2)
5. 【10-11】Delta IV Medium+(5,4)
6. 【12-13】Delta IV Heavy
7. 【14-18】GEM-60(T)固体助推器
8. 【19-27】CBC 通用助推核心
9. 【28-32】DCSS 二级
10. 【33-35】整流罩/适配器/卫星分离装置
11. 【36-51】主要配套设施
12. 【52-53】该退休了



● 首次发射

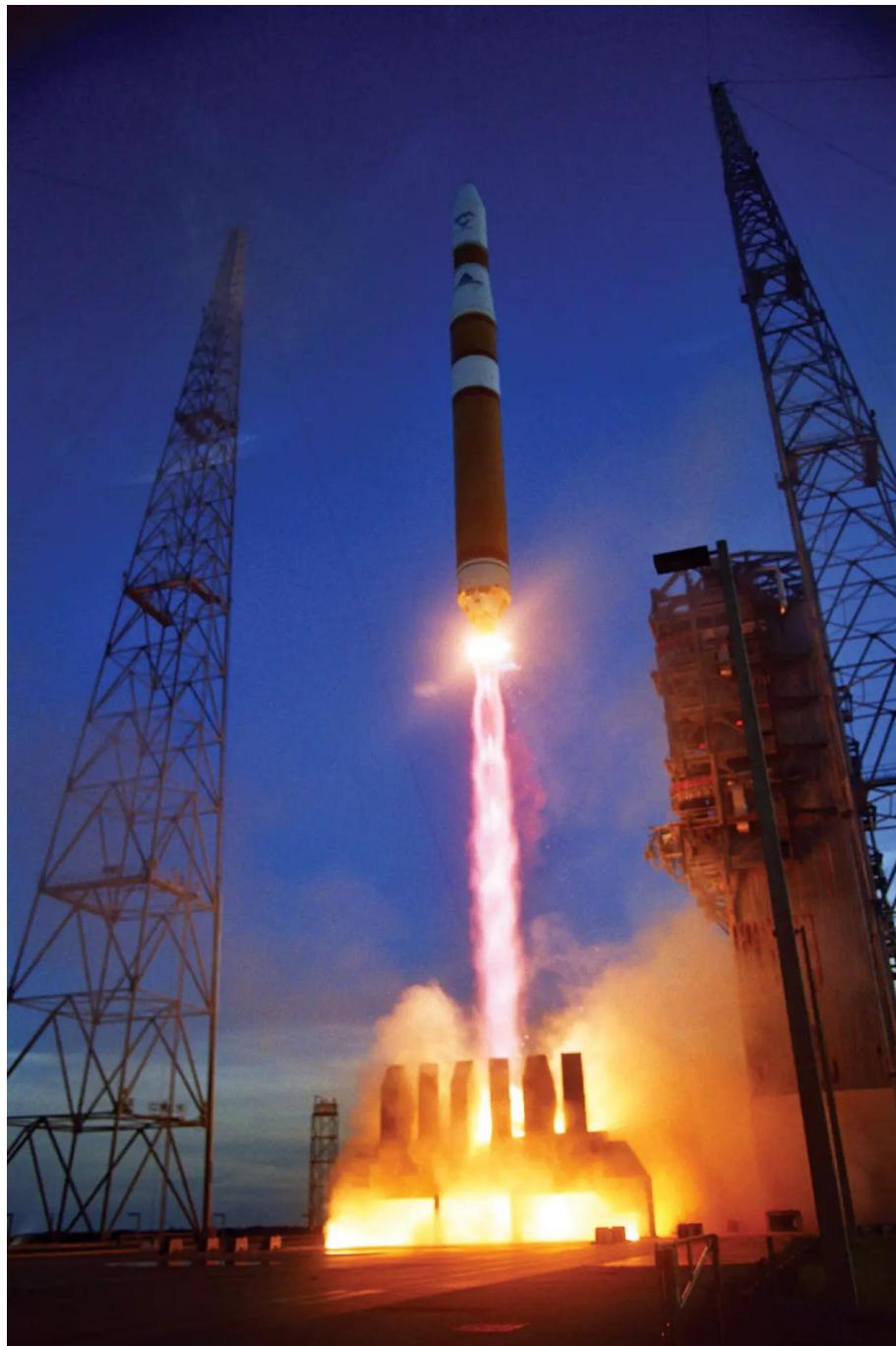
UTC 时间 2002 年 11 月 20 日 22:39，一枚橘黄色的运载火箭起飞，让 Delta IV 家族登上了世界运载火箭的舞台。



图为 Delta IV Medium+(4,2)发射，成功将 3.17t 重的 Eutelsat W5 送入 SSTO 轨道
(倾角更低、近地点更高，更有利于卫星在远地点的变轨，使其更快地进入 GEO)



● Delta IV Medium



Delta IV Medium-DSCS III B-6 Mission

Delta IV Medium 一共发射过 3 次，数据如下：

发射地点	发射时间	发射状态	载荷	轨道	轨道参数
卡纳维拉尔角 SLC-37B	2003.03.11	成功	DSCS III A-3	GTO*	235*35587km 25.5°
卡纳维拉尔角 SLC-37B	2003.08.29	成功	DSCS III B-6	GTO*	235*35551km 25.5°
范登堡 SLC-6	2006.11.04	成功	DMSP-17	SSO	846*850km 98.77°



*：即特殊化的**地球同步转移轨道**（Geostationary Transfer Orbit, GTO），其中包括：**超地球同步转移轨道**（Super-Synchronous Transfer Orbit, SSTO），即远地点大于标准地球同步转移轨道的 35786km，航天器可以在更远的远地点进行圆轨点火，从而减少航天器所使用的推进剂量，更轻松地到达**地球同步轨道**（Geosynchronous Orbit, GTO）。另一种即**低倾角地球同步转移轨道**（Low Inclination Geostationary Transfer Orbit, LIGTO），即轨道倾角低于发射地发射的标准地球同步转移轨道倾角，这样航天器同样可以减少所使用的推进剂量，更轻松地到达地球同步轨道。当然，如果运载火箭运力富足，通常会将这两种方案合并使用。

Delta IV Medium 是 Delta IV 家族中发射次数最少、运载能力最低、退役时间最早的子版本，而 Delta IV 家族的首飞型号也不是这个构型，而是 Delta IV Medium+(4,2)，Delta IV Medium 也从来没有发挥过自己的最大运力。但不幸的是，Delta IV Medium 没有推出 RS-68A 的版本。其实，RS-68A 版本的 Delta IV Medium 比 RS-68 版本的 Delta IV Medium 有着很大的提升，可以将 1270kg 的载荷直接送入地球同步轨道。但由于其整流罩包络太小，并且没有对应质量的有效载荷，所以波音也就没有再推出 RS-68A 版本的 Delta IV Medium。

Delta IV Medium 的基本数据如下：

高度：62.5m

直径：5.09m (DCSS-4 的直径为 4m)

起飞质量：257t

起飞级最大推力：2950kN (300.71 吨，允许起飞时最大推重比 1.17)

近地轨道运载能力 (200km 28.77°) : 8.12t

地球同步转移轨道运载能力 (1800m/s) : 4.21t



● Delta IV Medium+(4,2)



Delta IV Medium+(4,2)-GPS III SV-02 Mission

Delta IV Medium+(4,2)共发射 15 发，其中从 2016.08.19 日发射的 GSSAP-3/4 (USA-270/271) 开始一级使用 RS-68A 发动机。Delta IV Medium+(4,2) 的发射记录如下：

发射地点	发射时间	发射状态	载荷	轨道	轨道参数
卡纳维拉尔角 SLC-37B	2002.11.20	成功	Eutelsat W5	GTO*	539*35921km 13.5°
卡纳维拉尔角 SLC-37B	2006.05.24	成功	GOES-N	GTO*	6656*35173km 12.1°
范登堡 SLC-6	2006.06.28	成功	NROL-22	SSO	1111*37564km 62.4°
卡纳维拉尔角 SLC-37B	2009.06.27	成功	GOES-O	Molniya	6623*35177km 12°
卡纳维拉尔角 SLC-37B	2010.03.04	成功	GOES-P	GTO*	6623*35177km 12°
卡纳维拉尔角 SLC-37B	2010.05.28	成功	GPS II-F-1	GTO*	20459*20459km 55°
卡纳维拉尔角 SLC-37B	2011.03.11	成功	NROL-27		
卡纳维拉尔角 SLC-37B	2011.07.16	成功	GPS II-F-2	MEO	20430*20465km 55°
卡纳维拉尔角 SLC-37B	2012.10.04	成功	GPS II-F-3	MEO	20459*20459km 55°
卡纳维拉尔角 SLC-37B	2014.02.21	成功	GPS II-F-5	MEO	20459*20459km 55°
卡纳维拉尔角 SLC-37B	2014.05.17	成功	GPS II-F-6	MEO	20459*20459km 55°
卡纳维拉尔角 SLC-37B	2014.07.28	成功	GSSAP-1/2		
卡纳维拉尔角 SLC-37B	2015.03.25	成功	GPS II-F-9	MEO	20459*20459km 55°
卡纳维拉尔角 SLC-37B	2016.08.19	成功	GSSAP-3/4		
卡纳维拉尔角 SLC-37B	2019.08.22	成功	GPS III SV-02	MEO	1200*20187km 55°



Delta IV Medium+(4,2)是在 Delta IV Medium 的基础上，加装两条 GEM-60 固体助推器而形成的新 Delta IV 运载火箭的子版本。Delta IV Medium+(4,2)的两条固体助推器均为 **GEM-60T**（GEM-60T 中的 T 代表具备推力矢量控制能力，TVC, Thrust Vector Control），而使用 RS-68A 的 Delta IV Medium+(4,2)只使用了一条 GEM-60T 固体助推器，另一条是不具备 TVC 能力的 GEM-60 固体助推器。

Delta IV Medium+(4,2)是 Delta IV 系列中除 Heavy 外运力增长幅度最大的子型号，相比于 Delta IV Medium，Delta IV Medium+(4,2)（RS-68A 版本）比 Delta IV Medium 近地轨道运载量增长了~5t，这主要是两根固体助推器给予的额外推力使火箭推重比相对更大，重力损耗大大减少所致，Delta IV Medium+(4,2)（RS-68A 版本）基础数据如下：

高度：62.5m

直径：5.09m（DCSS-4 的直径为 4m）

起飞质量：257t

核心级最大推力：3137kN+ (319.78 吨)

近地轨道运载能力 (200km 28.77°) : 13.14t

地球同步转移轨道运载能力 (1800m/s) : 6.39t

地球同步轨道运载能力 (35786km 0°) : 2.32t



● Delta IV Medium+(5,2)



Delta IV Medium+(5,2)-NROL-47 Mission

为了搭载体积更大，直径更大但质量却不太大的航天器，Delta IV 家族再添新丁——Delta IV Medium+(5,2)。Delta IV Medium+(5,2)和 Delta IV Medium 有着类似的遭遇，都是短命的 Delta IV 子版本，Delta IV Medium+(5,2)共发射过 3 次，且均是关于 **Topaz**（黄玉地面成像雷达卫星）的发射，就像是为它量身定制的子版本构型一样。除第一次发射（NROL-25/Topaz-2）外，剩下两发的一级使用的发动机都是 RS-68A，三次发射也都在范登堡空军基地 SLC-6 进行。Delta IV Medium+(5,2)的发射数据如下：

发射地点	发射时间	发射状态	载荷	轨道	轨道参数
范登堡 SLC-6	2012.04.03	成功	NROL-25	RLEO*	1100*1100km 123°
范登堡 SLC-6	2016.02.10	成功	NROL-45	RLEO*	1100*1100km 123°
范登堡 SLC-6	2018.01.12	成功	NROL-47	RLEO*	1052*1056km 106°

*:RLEO 指 Retrograde Low Earth Orbit，逆近地轨道。这类轨道可以视为倾角大于 100° 的近地轨道。此类轨道往往为遥感卫星所用。

Delta IV Medium+(5,2)与 Delta IV Medium+(4,2)最大的区别就是整流罩和二级。Delta IV Medium+(5,2)的二级和整流罩更大，但更大的二级和整流罩反而使 Delta IV Medium+(5,2)的运力不及 Delta IV Medium+(4,2)。因为除了二级和整流罩外，硬件的数据基本没有发生变化，二级由 DCSS-4 更换为了 DCSS-5，质量增加 6.54 吨，但是发动机没有变化，都是 **RL10B-2**（最早开始使用的是 RL10B-2，后来升级为 RL10B-2-1，经过 3D 打印工艺升级后，则变为了 RL10C-2-1）。这一改动虽然会增加有效载荷空间（因为有了更大的整流罩），但是其二级起始推重比进一步降低（由 DCSS-4 的 0.46 进一步降低至 0.37），近地轨道运载能力反而不如 Delta IV Medium+(4,2)（末级与载荷的有效质量关系为 1:1，即其他条件相同的情况下，二级每减少 1kg 死重就可以增加 1kg 的运力。除此之外，DCSS-5 的重力损耗相比于 DCSS-4 增



加了，这一点也会导致近地轨道运力下降），但好在更大的加注量，其 GEO 轨道的运载能力基本与 Delta IV Medium+(4,2)持平，但 Delta IV Medium+(5,2)的深空运载能力相对来讲就不如 Delta IV Medium+(4,2)了（因为前期爬升轨道消耗的能量过多），Delta IV Medium+(5,2)（RS-68A 版本）基础数据如下：

高度： 66.4m

直径： 5.09m

起飞质量： 332t

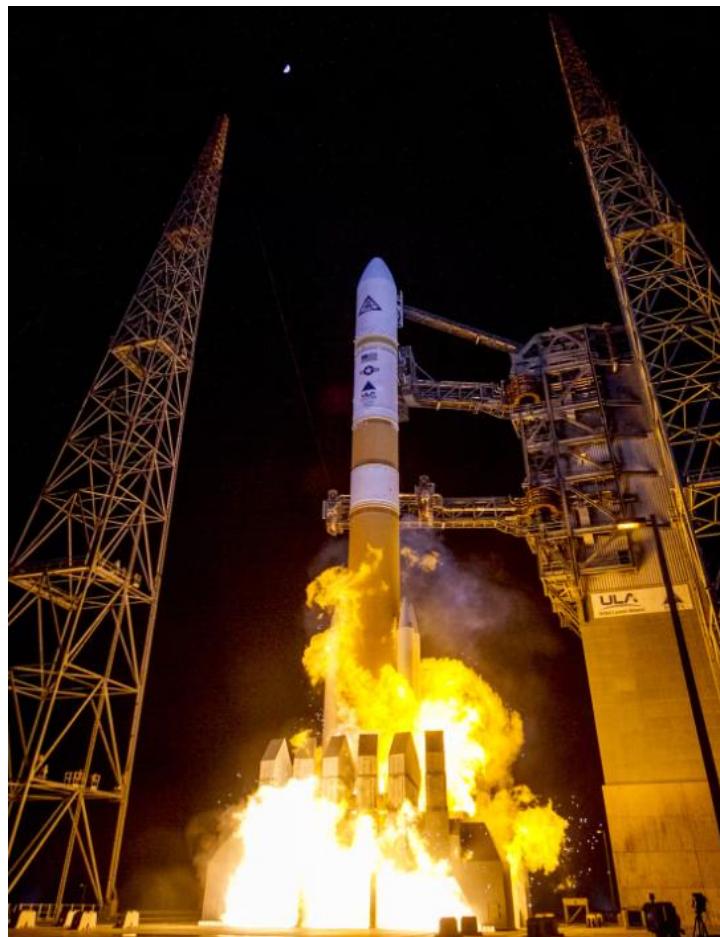
近地轨道运载能力 (200km 28.77°) : 11.47t

地球同步转移轨道运载能力 (1800m/s) : 5.49t

地球同步轨道运载能力 (35786km 0°) : 2.25t



● Delta IV Medium+(5,4)



Delta IV Medium+(5,4)-WGS-8 Mission

与 Delta IV Medium+(5,2) 相同的是,Delta IV Medium+(5,4)也是一款任务对应性非常强的 Delta IV 子版本运载火箭。WGS (Wideband Gapfiller Satellite, 宽带雷达通讯卫星, 旨在替换 DSCS-3 系列卫星, DSCS-3: Defense Satellite Communications System 3, 国防卫星通信系统第三代) 除第一颗和第二颗外, WGS-3 至 WGS-10 均是由 Delta IV Medium+(5,4)送入 SSTO, 然后卫星自己消耗推进剂进入 GEO, 当然, 这些任务也是 Delta IV Medium+(5,4)仅有的任务。Delta IV Medium+(5,4)所有的发射均在卡纳维拉尔角空军基地 SLC-37B 进行。任务清单如下:

发射地点	发射时间	发射状态	载荷	轨道	轨道参数
卡纳维拉尔角 SLC-37B	2009.12.06	成功	WGS-3	SSTO	411*66847km 24°
卡纳维拉尔角 SLC-37B	2012.01.20	成功	WGS-4	SSTO	439*66872km 24°
卡纳维拉尔角 SLC-37B	2013.05.25	成功	WGS-5	SSTO	441*66854km 24°
卡纳维拉尔角 SLC-37B	2013.08.08	成功	WGS-6	SSTO	439*66894km 24°
卡纳维拉尔角 SLC-37B	2015.07.24	成功	WGS-7	SSTO	440*66838km 24.2°
卡纳维拉尔角 SLC-37B	2016.12.07	成功	WGS-8	SSTO	435*44377km 27°
卡纳维拉尔角 SLC-37B	2017.03.19	成功	WGS-9	SSTO	431*44290km 27°
卡纳维拉尔角 SLC-37B	2019.03.16	成功	WGS-10	SSTO	433*44392km 27°



Delta IV Medium+(5,4)与 Delta IV Medium+(5,2)的区别就在于固体助推器的变化。Delta IV Medium+(5,4)共有四条助推器，其中两条为携带 TVC 的 GEM-60T 版本，以控制火箭的滚转，另两条是喷管无法摆动的 GEM-60。由于推重比的进一步提升，其运力也有提升，Delta IV Medium+(5,4) (RS-68A 版本) 基础数据如下：

高度： 66.4m

直径： 5.09m

起飞质量： 399t

近地轨道运载能力 (200km 28.77°) : 14.14t

地球同步转移轨道运载能力 (1800m/s) : 7.3t

地球同步轨道运载能力 (35786km 0°) : 3.12t



● Delta IV Heavy



Delta IV Heavy-NROL-44 Mission

Delta IV Heavy 的任务与前几款子版本一样，指向性十分强大。除第一次发射外，其它的发射都是电子侦察卫星或光学侦察卫星，且从第 8 发开始，所有的 Delta IV Heavy 的一级全部换为 RS-68A 发动机。截止 2024 年 1 月，Delta IV Heavy 的发射清单如下：

发射地点	发射时间	发射状态	载荷	轨道
卡纳维拉尔角 SLC-37B	2004.12.21	失败	DemoSat/Microsat*2	GEO
卡纳维拉尔角 SLC-37B	2007.11.11	成功	DSP-23	GEO
卡纳维拉尔角 SLC-37B	2009.01.18	成功	NROL-26	GEO
卡纳维拉尔角 SLC-37B	2010.11.21	成功	NROL-32	GEO
范登堡 SLC-6	2011.01.20	成功	NROL-49	SSO
卡纳维拉尔角 SLC-37B	2012.06.29	成功	NROL-15	GEO
范登堡 SLC-6	2013.08.28	成功	NROL-65	SSO
卡纳维拉尔角 SLC-37B	2014.02.15	成功	EFT-1	HA-Suborbit*
卡纳维拉尔角 SLC-37B	2016.06.11	成功	NROL-37	GEO
卡纳维拉尔角 SLC-37B	2018.08.12	成功	PSP*	HCO*
范登堡 SLC-6	2019.01.19	成功	NROL-71	SSO
卡纳维拉尔角 SLC-37B	2020.12.11	成功	NROL-44	GEO
范登堡 SLC-6	2021.04.26	成功	NROL-82	SSO
范登堡 SLC-6	2022.09.24	成功	NROL-91	SSO
卡纳维拉尔角 SLC-37B	2023.06.22	成功	NROL-68	IGSO
卡纳维拉尔角 SLC-37B	待发射	待发射	NROL-70	GEO/IGSO



*: HA-Suborbit 即 High Apogee Suborbit, 高远地点亚轨道。EFT-1 (Exploration Flight Test-1) 即 Orion (猎户座) 载人飞船的首次轨道测试。PSP 即 Parker Solar Probe, 帕克太阳探测器。HCO 即 Heliocentric Orbit, 日心轨道。

不过反常识的是, Delta IV Heavy 早在 2004 年便进行了首飞, 甚至比 Delta IV Medium+(5,2) 和 Delta IV Medium+(5,4)还要早。作为 Delta 家族的“老大哥”, 其运力相对于 Delta IV Medium 涨了三倍有余, 这是 CBC 并联带来的巨大优势。但其单价相对同级别火箭更贵, 这也是三核并联运载火箭的老问题了。Delta IV Heavy 的基本数据如下:

高度: 71.65+m

直径: 5.09m

起飞质量: 732t

近地轨道运载能力 (200km 28.77°) : 28.37t

地球同步转移轨道运载能力 (1800m/s) : 14.21t

地球同步轨道运载能力 (35786km 0°) : 6.58t



● GEM-60(T)固体助推器



Delta IV Medium+(4,2)发射 GPS III SV-02，使用的助推器就是两条 GEM-60，其中右侧的这一条是 TVC 版本的 GEM-60T，可见尾端延长。延长尾段其实就是被外壳保护着的 TVC 作动器

GEM-60 是一款由 **Northrop Grumman** 的先进研发部门（前身为 Orbital ATK，后被并入 Northrop Grumman）研制的高性能固体火箭助推器，全称碳纤维固体助推器 60 号（Graphite-Epoxy Motor-60）。其中 60 代表的是固推的直径，也就是 **60 英寸**（折合 1.52m）。GEM-60 共有两种版本，分别是无矢量的基本型 GEM-60 和装配了 TVC 的 GEM-60T，从而加强对火箭的方向控制。GEM-60 目前被用作 Delta IV Medium+的助推，没有其他的火箭使用，目前已经随着 Delta IV Medium+的退役而退役。





图为工厂中正在组装的 GEM-60 固体助推器

GEM-60 固体助推器的数据如下：

直径: 1.52m

长度: 13.16m (不包括头锥)

喷管出口直径: 1.1m

总重量: 33.18t

总装药量: 29.7t

装药: HTPB (Hydroxyl-terminated polybutadiene, 端羟基聚丁二烯) +19%铝粉

标准燃烧时间: 90.8s

最大推力 (真空): 127.4t

平均推力 (真空): 91.29t

比冲 (真空): 275s

燃烧室压力: 90.8bar

总冲量: 79.92MNs





图为工厂中正在组装的 GEM-60T 固体助推器

GEM-60T 固体助推器的外部规格与 GEM-60 大致相同，但是部分性能相较于 GEM-60 有些许下降（这是由 TVC 引起的正常现象）。GEM-60T 固体助推器的数据如下：

直径：1.52m

长度：13.16m（不包括头锥）

喷管出口直径：1.1m

总重量：33.65t

总装药量：29.7t

装药：HTPB (Hydroxyl-terminated polybutadiene, 端羟基聚丁二烯) +19%铝粉

标准燃烧时间：90.8s

最大推力（真空）：126.03t

平均推力（真空）：89.02t

比冲（真空）：274s

燃烧室压力：90.8bar

总冲量：79.75MN·s

由于 Delta IV 采用了常规的起飞级氢氧储箱布局，也就是氧箱在上氢箱在下，且 Delta IV 并不像 Ariane 5、SLS 等一样是超高能一级，所以它不需要特别大的固推来提供动力（因为即使没有固体助推器，Delta IV Medium 的起飞推重比也可以到 $1.17 > 1$ ，而 Ariane 5、SLS 等使用超高能一级的，其一级起飞推重比都是 < 1 的）。所以，Delta IV 并不需要像 Ariane 5、SLS 那么长的固体助推器。但这就意味着 Delta IV 的固体助推器无法像 Ariane 5、SLS 一样把固体助推器的上方连接点放到箱间段或级间段，从而最大化的利用火箭强度更高的部分（一般来讲，发动机舱、箱间段、级间段是运载火箭中强度较高的部位，在这些部位捆绑助推器可以最大化地利用其高强度特点。此外，如果直接在储箱罐处进行连接，那么加工难度相比于在级间段处会显著提高），所以 Delta IV 只能选择加强连接处的储箱厚度。





长征五号的助推器将助推器上连接点与火箭的箱间段进行连接，充分利用箱间段高强度优势



SLS 的助推器同样将助推器上连接点与火箭的箱间段进行连接





Ariane 5 的助推器将助推器上连接点与火箭的级间段进行连接，起到相同效果



Delta IV Medium+ 只能对对应连接处进行加厚，从而捆绑 GEM-60 固体助推器



● CBC 通用助推核心



Delta IV Heavy-NROL-44 Mission

Delta IV Heavy 以它的橙罐而著名，由于使用了三台发动机，也被网友被誉为是“暴力橙罐”。Delta IV Heavy 一级/助推器称之为 CBC，也就是 Common Booster Core，通用助推核心。所以，**CBC 是 Delta IV 一级和三核并联的特殊指称，而不是代指某一种构型**。虽然叫做“CBC”，但它使用之初可不是真正的“CBC”。身为一款三核运载火箭，核心通用化本应是必备的一项“看家本领”，但 Delta IV Heavy 在初期时并没有处理好这个问题，甚至左右助推器无法互换。当然了，这个问题在第二版本 CBC 上已经得到了解决（第二版本的助推器与第一版本助推器结构差别很小，但将原来的 RS-68 发动机换为了 RS-68A 发动机，提升了运载火箭的性能）。

三核捆绑最初的目的就是在研发成本尽可能低的情况下，快速设计、生产和发射一款高运力运载火箭，即快速“堆叠”运力，快速形成“战斗力”。通常情况下，三核火箭要比原光杆构型火箭高出 **N 倍的运力**（通常情况下，N 约为 3）。但要注意的是，三核捆绑并不省钱，即使研发成本相对较低，但是发射性价比往往要比原构型要低，不仅是 Delta IV Heavy，Falcon Heavy 亦有如此倾向，但 Falcon Heavy 凭借着良好的回收性能和高度通用化，使这一弊端减少了许多，但不代表不存在这个弊端。

CBC 采用氧-氢上下布局，也就是上端为液氧储箱，下端为液氢储箱，液氧管线外侧布置，与火箭电气管线同侧并相邻，发动机同方向布置，也就是说，有管线的一侧全部朝向一侧，发动机摆放朝向也相同，这也与 SpaceX 的 Falcon Heavy 有着很大的不同。





镜头这面的两条管路就是燃料管线和火箭的电气管线，从箱间段进入的就是液氧燃料管路，
一直延伸到鼻锥的是火箭的电气管线



升空的 Falcon Heavy-ArabSat-6A Mission，可以看到左边的助推器和右边的助推器并不是同向摆放，这也使 Falcon Heavy 的通用性得到了大大提高

储箱采用铝合金作为材料，三角结构加强箭体，分块摩擦焊接组装，由全自动机器人进行铣切，喷水以降温。





Delta IV CBC 的三角结构储箱外壁

CBC 核心数据如下：

长度（不计算级间段和鼻锥）：36.6m

直径：5.09m

起飞质量：232t

干质量：28t

干质比：8.29

发动机：RS-68(A)

燃烧时间：242-333s

每个 CBC 核心都使用了一台 RS-68(A)发动机，它是世界上现役推力最大的液氢液氧火箭发动机。每台 RS-68(A)发动机由四条对称分布的引擎支架与推进剂罐体相连。

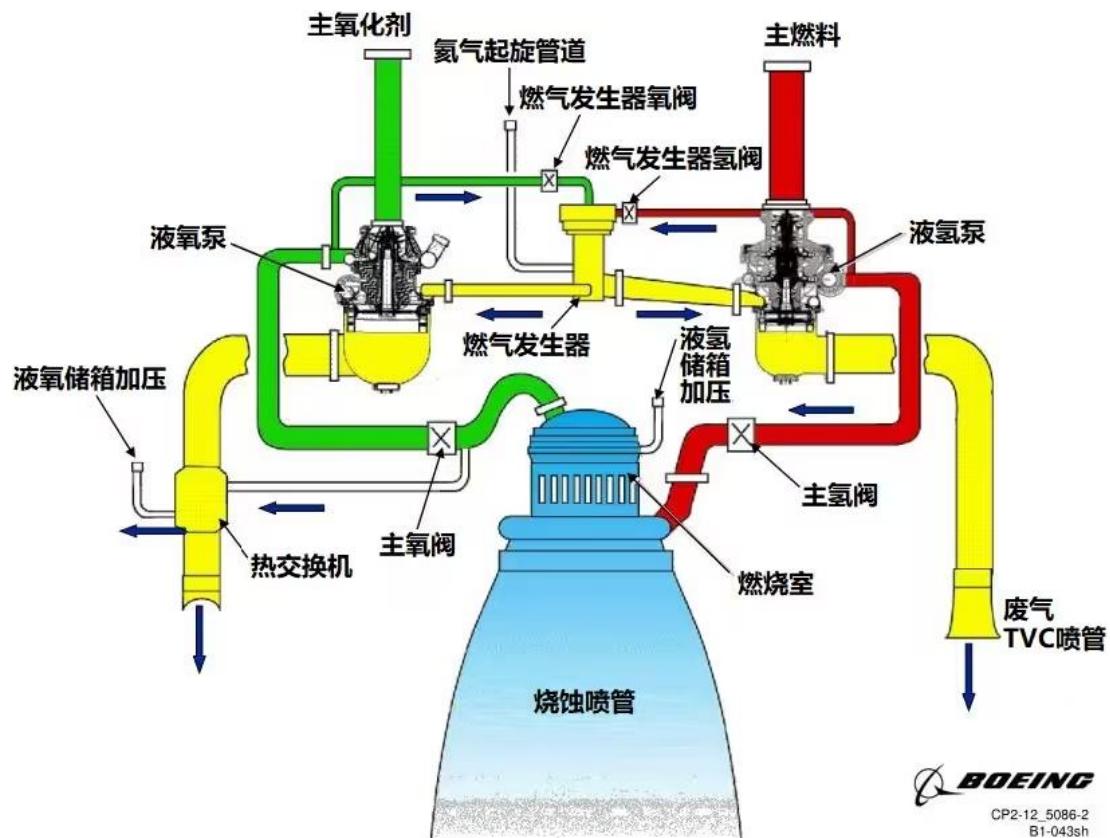


RS-68A 裸机效果图



RS-68 是 RS-25 的衍生物，但相比于 RS-25，RS-68 减少了~80%的零件数量和~92%的人力操作，加工时间也成功“打折”，以致每台 RS-68 初期的价格可以维持在 1200w 美元，而 NASA 采购的一批 RS-68 价格为 2000w 美元，这其中是否包括了地面试车等测试的费用还不得而知。即使是 2000w，也要比目前初步复产 **RS-25**（一次性 RS-25，用于 SLS 第五次及往后的发射，目前保留的 RS-25D 和初步复产的 RS-25 可以支持到 SLS 的第四次发射，而 SLS 第五次及以后会全部装备 RS-25E，直到 RS-25F 的问世与成熟。航天飞机使用的是 RS-25D，RS-25E 是基于 RS-25D 的设计上大幅度简化的版本，初步复产的 RS-25 成本为 5000w）的 5000w 美元便宜近 60%。

虽然价格降了一半多，但并不代表配置同样降了一半多。由于使用了**双排气燃气发生器循环**（依然为单燃气发生器驱动，燃烧排气分两路分别驱动燃料涡轮和氧化剂涡轮），所以其比冲也有一定的降低，但在燃气发生器循环氢氧发动机里算是优秀的了。使用双排气燃气发生器循环有什么好处呢？没错，转速差得到了解决。氢氧燃料火箭发动机的氢泵和氧泵间有着巨大的转速差，一般的火箭发动机需要通过分两个预燃室或者变速齿轮来解决，但使用了双排气燃气发生器循环的 RS-68(A) 通过控制向两边涡轮输气量就可以完美解决这个问题。RS-68(A)有两个燃气发生器排气输送管道，粗的为氢泵提供动力，细的为氧泵提供动力（因为氢氧的燃烧混合比较大，而且两者单位时间内所需的体积实在是太悬殊了）。



RS-68(A)的循环示意图

发动机燃烧室部分采用了再生冷却，喷管中后部分使用了烧蚀冷却。由于 RS-68(A)不需要考虑多次复用，所以 RS-68(A)使用了烧蚀冷却喷管。而烧蚀冷却喷管的好处就是大幅减少了喷管部分的零件数和加工难度，从而降低造价，但劣势就是不能在其旁边放置高热源（Ares V 就是固推大幅度影响 RS-68B 的喷管，导致该方案最终陷入死局），且无法重复使用（当然了，RS-68 没有考虑这一点）。





图中黑色部分为烧蚀冷却，黑色上部的亮色部分为再生冷却

既然烧蚀冷却不适用于复用，但价格更低，为什么 SLS 不使用烧蚀冷却的 RS-25，甚至直接用 RS-68 呢？大家都知道，SLS 是一次性运载系统，使用不宜回收的烧蚀冷却发动机看起来更加“合算”也是显而易见的。但是，这个方法行不通。两旁的五段式固体助推器尾焰产生的高温，严重影响发动机工况。也就是说，烧蚀冷却发动机不能受外部高温太近，否则可能会烧穿发动机。尽管 Ares-V 想通过升级 RS-68 至 RS-68B，并且大量修改发动机的布局，但最后仍然没有解决这个问题。那么又出现了一个问题，假设 Delta IV Heavy 不退役，是否能换成便宜高效的 RS-25F 呢？答案也是否定的。推力又成为了问题，3 台 RS-25F 根本推不动 730t+ 的 Delta IV Heavy，如果用 6 台，会严重破坏箭体设计，与重新开发一个版本没有什么区别。由于 RS-68(A)使用了燃气发生器循环，所以必定会有燃气发生器产生的废气。但与 Merlin 系列发动机不同，它虽然有废气，但是是非常“干净”的，这也是氢氧燃气发生器循环发动机的共同特征。



2014 年发布的试车视频截图

在发动机方向控制上，RS-68(A)也是做足了功课。以 Delta IV Medium 举例，由于 Delta IV

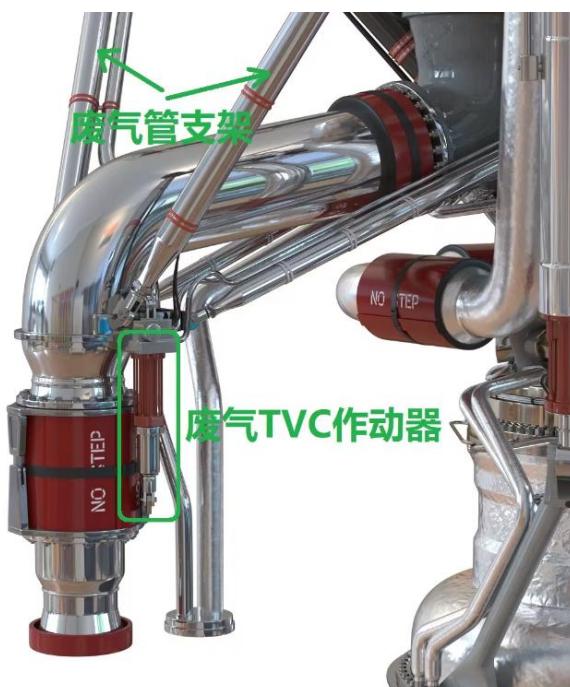


Medium 仅使用一台 RS-68 发动机，还要控制火箭的俯仰，偏航与滚转，俯仰与偏航还比较好解决，用双 TVC 作动器双摆就可以解决，但令人头疼的是滚转。



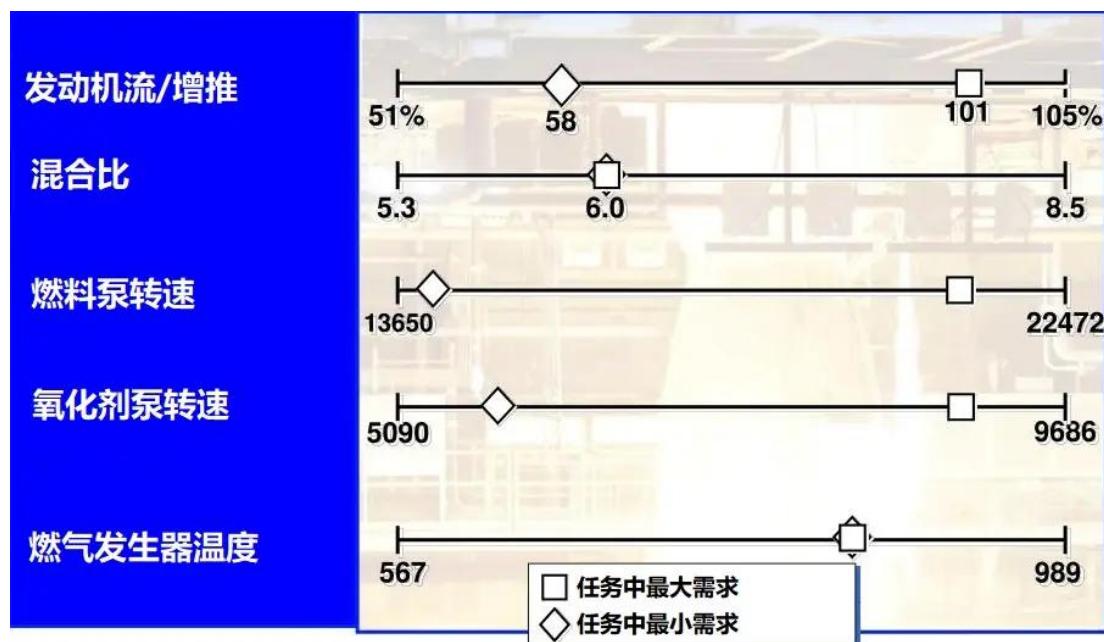
图中两条与支架和燃烧室/喷管连接的就是两条 TVC 作动器，上部为柱状，下部与三角锥支架相连，一条与燃烧室连接，两条与喷管连接，共两组

怎么办？对了，还有废气没有被充分利用，那就从这动手！但 RS-68 有两条废气排放口，如果两个都用有点“奢侈”，那选哪一个呢？其实滚转所需要的控制力并不大，所以用氧泵这边的排气管即可。但又有一个问题，如此高流速、高流量的废气产生的推力也不算小，而且如果用废气来控制滚转，必然会产生横向力负载，废气管撑得住吗？所以需要额外加装支架以支撑废气管。而废气管尾段加装了一条 TVC 作动器，以控制火箭的滚转，由于有主发动机的双摆配合，所以废气管也不需要双摆，单摆就够用！



Delta IV 并没有使用常规的 **COPV** (Composite Overwrapped Pressure Vessels, 复合材料缠绕压力容器) 加压，而是“自加压”。发动机的液氧在到达主燃烧室之前会引出一部分前往上图中 TVC 作动器旁边的红色热交换器，与内部的废气交换热量，升温汽化前往液氧储箱加压，代替储箱的 COPV；发动机的液氢在到达主燃烧室之前会对预燃室进行再生冷却，引出一部分升温汽化的液氢前往液氢储箱加压，代替储箱的 COPV，起到储箱的 COPV 的作用。

除此之外，RS-68 的节流能力十分强悍，如此之大的发动机可以做到 51-105% 的推力调节范围，并且是双线同时节流，保持 **混合比不变**（有一些火箭发动机为了使节流更加简单，只节流氧化剂或燃料，这样虽然也达到了节流的目的，但是会使引擎的混合比发生改变，致使节流时火箭发动机比冲下降）。



RS-68A 数据（括号内为 RS-68 的数据）：

海平面最大推力: 315.7t (306.6t)

真空最大推力: 354.6t (344.5t)

海平面比冲: 364.7s

真空比冲: 412s (410s)

高度: 5.2m

直径: 2.43m

质量: 6.74t (6.6t)



在火箭发射前，发动机常常需要进行预冷，防止低温燃料突然冲进常温管道，导致预期外管路破坏。在发射前，小部分液氢和液氧会从储箱出发，流经管道，将引擎管路预冷。所以在发射前，发射台周围会存在从引擎释放的氢气。而氢气的密度又比空气小，所以会“上浮”。在发射时周围存在易燃气体是非常危险的，所以便会点燃这些氢气防止意外。发射前，发射台的电火花喷出，点燃火箭周围的氢气，从而形成壮观的火球。



但在早期罐子被熏黑的现象十分严重，尤其是 Delta IV 的首飞，橙罐直接变黑罐.....



Delta IV Heavy 首飞，任务未完全成功，这也是 Delta IV 家族截止目前唯一的非完全成功发射

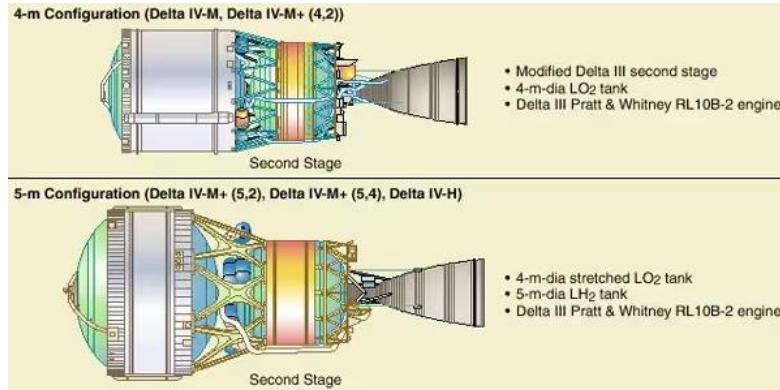


这是由于前几次 Delta IV Heavy 的三台 RS-68 是同时启动的，导致在发动机启动前，大量氢气在储罐旁燃烧，但经过优化后，Delta IV 的点火次序也发生了改变，为左部 CBC 先点火，顺便吹走大量的氢气，然后再点燃另外两个 CBC 的发动机，从而减少橙罐变黑的面积。



● DCSS 二级

Delta IV 的二级为 **DCSS** (Delta Cryogenic Second Stage, 德尔塔低温二级)。DCSS 共有两种型号，分别是 DCSS-4 和 DCSS-5，其中 4 代表 Delta IV Medium 和 Delta IV Medium+ (4,2) 的二级，也就是所谓的 4m 直径 DCSS，而 5 代表 Delta IV Medium+ (5,2)、Delta IV Medium+ (5,4) 或 Delta IV Heavy 使用的二级，也就是所谓的 5m 直径 DCSS。



DCSS-4 与 DCSS-5

两款 DCSS 最大的区别就是储箱大小和配置气瓶的数量，其他的配置大致相同。但如果在同样数目的助推和同样的芯级发动机的情况下，DCSS-4 的 LEO 运载能力要比 DCSS-5 的运载能力高（末级减少质量与载荷增加质量的关系比为 1:1，且 DCSS-4 的推重比更高，更有利于近地轨道的发射任务），但 DCSS-4 配套的 4.07m 整流罩空间就要比 DCSS-5 的整流罩空间小很多了，有些体积较大的卫星，虽然 Delta IV Medium+ (4,2) 运力够了，但是还是需要 Delta IV Medium+ (5,2) 来发射。

DCSS 还有一个优点就是入轨精度，在官方 2013 年的 PDF 中，详细交代了 Delta IV 的入轨精度。

Orbit	Parameter	3- σ Accuracy
GTO 185 km by 35,786 km at 27 deg (100 nmi by 19,323 nmi at 27 deg) Ascending node injection	Perigee altitude	± 5.6 km (± 3.0 nmi)
	Apogee altitude	± 93 km (± 50 nmi)
	Inclination	± 0.03 deg
LEO 500 km circular at 90 deg (270 nmi circular at 90 deg)	Perigee altitude	■ ± 11 km (± 5.9 nmi)
	Apogee altitude	■ ± 12 km (± 6.5 nmi)
	Inclination	■ ± 0.08 deg
GEO 35,786 km circular at 4 deg (19,323 nmi circular at 4 deg)	■ Perigee altitude	■ ± 150 km (± 81 nmi)
	■ Apogee altitude	■ ± 150 km (± 81 nmi)
	Inclination	± 0.10 deg

DCSS 共使用过四种子系列引擎，分别是 RL10B-2，RL10B-2-1，RL10C-2，RL10C-2-1，而目前使用的正是 RL10C-2-1。其中 RL10B-2 和 RL10C-2 在性能上没有区别，只是更换了更多的 3D 打印部件以降低生产制造成本，RL10B-2-1 和 RL10C-2-1 也是同样的关系。

RL10B-2-1 为 RL10B-2 的升级版本，但升级幅度很小。RL10B/C-2(-1) 上部为再生冷却，下部为辐射冷却，下部辐射冷却喷管由碳复合材料制造，从而达到耐高温的目的。

为了称呼方便，以下所有的数据均使用 RL10C-2-1。





RL10C-2-1 发动机的数据如下：

长度: 4.15m

直径: 2.14m

质量: 301kg

喉部直径: 0.13m

膨胀比: 285

混合比: 5.88

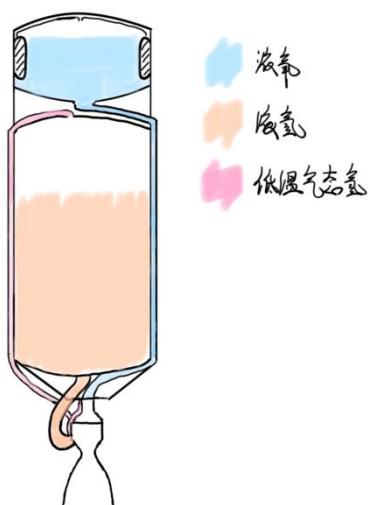
燃烧室压力: 44.4bar

最大推力: 11.34t

比冲: 465.5s

RL10C-2-1 是世界上比冲最高的氢氧火箭发动机，其比冲可以达到 465.5s，这得益于它使用了闭式膨胀循环，并且拥有极高的膨胀比，加之**室压很高**（膨胀循环是无法像 Raptor 那样的发动机做高室压的，因为膨胀循环必须由喷管推进剂汽化膨胀提供动力，而不像平常的发动机通过燃烧废气等提供动力），所以造就一代使用了 60 多年的“传奇”。

DCSS 上部为液氢储箱，下部为液氧储箱，中间由悬架支撑，并放置 COPV 等设备。其中 COPV 为液氧储箱加压，而液氢储箱使用发动机膨胀后的气态氢加压。

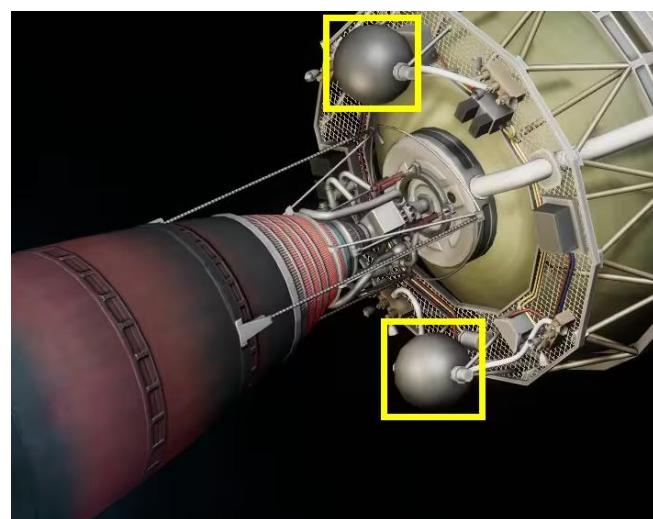


在一般的火箭设计中，氢箱基本都是使用自生加压。这是因为氢箱的体积会远远大于氧箱，如果使用常规的 COPV 加压，那么就会需要携带非常非常多的 COPV，这对于火箭的性能是一个巨大的打击。所以，氢箱使用自生加压时，往往会与发动机配合，将再生冷却的氢气抽取一部分重新回到储箱，从而实现便捷的储箱加压。



Delta IV Heavy 发射 KH-11 间谍卫星

DCSS 配备了联氨（肼）**RCS**（Reaction Control System），共四组，**LEO** 等低轨道任务配备两个联氨瓶，若进行 7 小时长续航任务，需要额外携带两块电池和一个联氨瓶。



近地轨道任务中所携带的两个联氨瓶，长续航任务则会额外携带一个

Delta IV 上的联氨 RCS 通过联氨和氧气燃烧提供推力，联氨来自联氨瓶，氧气来自液氧箱被迫蒸发掉的液氧，这种燃烧推进的 RCS 也称之为“热气 RCS”。热气 RCS 要比冷气 RCS 高效的多，因为燃烧带来的比冲是冷气 RCS 无法比拟的。

每组 RCS 可以提供三个方向的推力，两个水平方向，一个垂直方向，但不会提供向前的推力。通过这四组 RCS，DCSS 可以完成自旋、调向、轨道精校等操作。





其中一组 RCS 特写

DCSS 还将液氢的泄压阀放到了尾部。由于在飞行、停泊、转移等过程中，液氢在不断蒸发，这些蒸发的液氢可以通过尾部对称布置的泄压阀排出，顺带提供燃料沉底的作用。这一设计也延续到了 OmegA 的 iLUS 上（虽然 OmegA 最后还是寄了）。在氢气排放系统、RL10C-2-1 的大范围变推和热气 RCS 系统的加持下，DCSS 的精度可以达到很高，这也是 DCSS 带给 Delta IV 的重大优势之一。DCSS 可谓是既“奔东”又“跑西”，一方面肩负着美国东海岸的高能量 **GEO 直送的军方载荷任务**（例如先进猎户座电子侦察卫星），另一方面又肩负着美国西海岸的大质量低轨道的军方载荷任务（例如锁眼光学侦察卫星）。如果是发射大质量低轨道载荷，DCSS 需要减少加注量从而提高低轨道运载能力。



DCSS-4 实机图

DCSS-4 的数据如下：

全长： 12.2m

外露长度： 3.2m

直径： 3.99m

全重： 24.17t

推进剂加注量： 20.45t

整级干质比： 6.50

最大燃烧时间： 839s

总冲量： 93.4kNs





DCSS-5 实机图

DCSS-5 的数据如下：

全长: 13.7m

外露长度: 2.85m

直径: 5.09m

全重: 30.71t

推进剂加注量: 27.2t

整级干质比: 8.75

最大燃烧时间: 839s

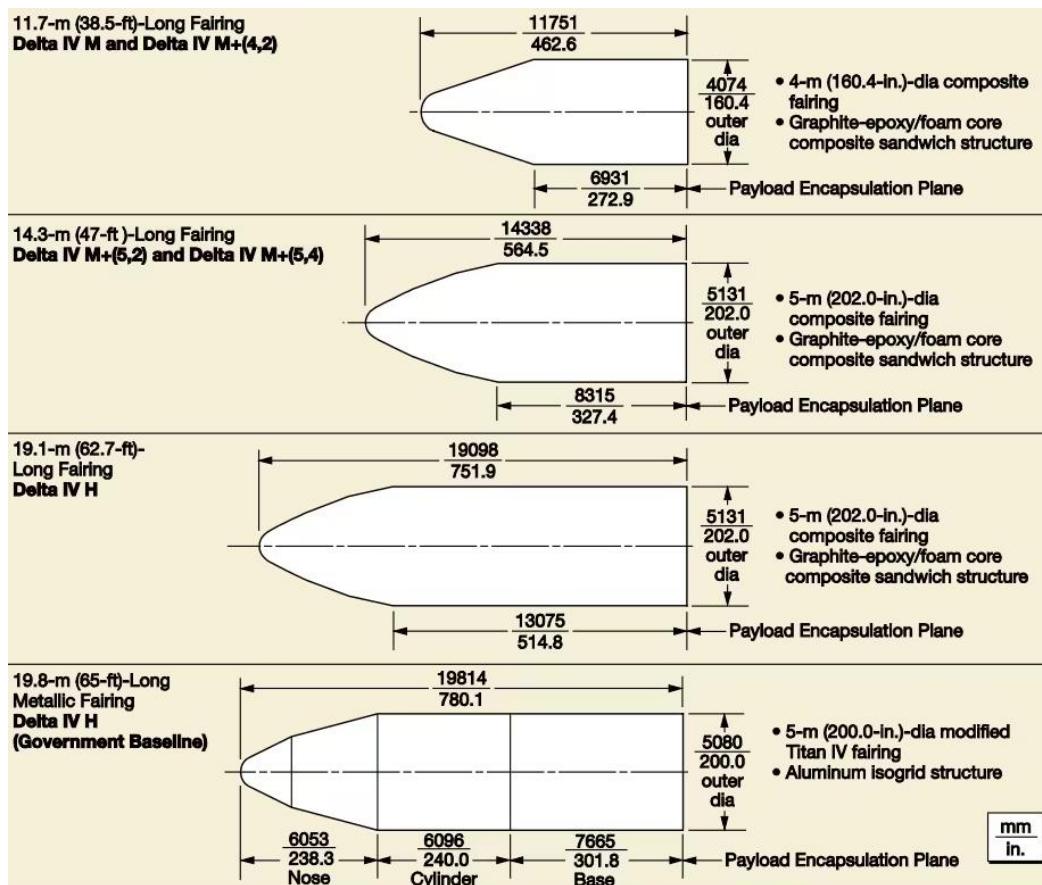
总冲量: 124.2MNs

DCSS-5 和 DCSS-4 的氧箱直径是相同的，两者只有氢箱及相关部件不同。DCSS-5 还被改装成了 ICPS，给 SLS Block.1 使用。ICPS 略加大了推进剂储箱的容量，从而提供更高的冲量。



● 整流罩/适配器/卫星分离装置

Delta IV 家族共有四款整流罩，具体如下图所示：



Delta IV 的四种整流罩

其中，Delta 只有一款 4m 直径整流罩，长 11.751m，与 DCSS-4 配合使用，即 Delta IV Medium 和 Delta IV Medium+(4,2)。5m 直径整流罩共有三款，长度分别为 14.338m、19.098m、19.814m，其中 14.338m 的整流罩会与 DCSS-5 配合给 Delta IV Medium+(5,2) 使用，19.098m 和 19.814m 的 5m 直径整流罩会与 DCSS-5 配合给 Delta IV Heavy 使用。其中 19.814m 的整流罩继承于 Titan IV 运载火箭，为钢壳三瓣式整流罩，即整流罩分离时会分成三瓣，而不是通常的一些火箭分成两瓣。除了 19.814m 的整流罩，其他的三款整流罩都是复合材料两瓣式整流罩。复合材料整流罩由环氧树脂、泡沫夹板固化而制成。





GPS-III SV-02 在发射组装厂房与 Delta IV 4m 整流罩组装的画面，可以看到整流罩内部的结构

适配器方面，Delta IV 同样准备了 4 种适配器规格：

Model/ Mass	Note: All dimensions are in mm in.	Separation Mechanism	Features
Delta IV 1575-4 PAF 240 kg/ 530 lb		120 or 121 bolts in a 1575 62 bolt circle	1575 mm (62.010 in.) bolted interface. EELV Medium Launch Vehicle/Intermediate Launch Vehicle MLV/ILV standard interface. Height: 1104.6 mm (43.49 in.)
Delta IV 1575-5 PAF 418 kg/ 921 lb		120 or 121 bolts in a 1575 62 bolt circle	1575 mm (62.010 in.) bolted interface. EELV MLV/ILV standard interface. Height: 1807.4 mm (71.16 in.)
Delta IV 4293-5 PAF 1221 kg/ 2699 lb		24 bolts in a 4293 169 bolt circle	4293 mm (169 in.) bolted 3 point interface. Height: 2041.1 mm (80.37 in.)
Delta IV 4394-5 PAF 385 kg/ 848 lb		72 bolts in a 4394 173 bolt circle	4394 mm (173 in.) bolted 18 point interface. Standard only for 5-m metallic fairing. Height: 1579.6 mm (62.19 in.)

ULAD0501



卫星分离装置方面，Delta IV 准备了 6 种：

Model/ Mass	Note: All dimensions are in mm in.	Separation Mechanism	Features
C Adapters: C8, C9, C13, C15, C19, C22 C25, C29, C44 13.9-68.4 kg/ 30.6-150.9 lb		Not applicable; non-separating; bolted interface	Integrally machined cylindrical aluminum forging. Bolted interface: 120 or 121 fasteners. Height: 330.2 mm to 1117.6 mm (13 in. to 44 in.).
EELV Secondary Payload Adapter (ESPA) 136 kg/ 300 lb		381/15 dia Clampband (ESPA- ports only)	Integrally machined aluminum forging. Primary bolted interface: 120 or 121 fasteners. Six secondary payload interfaces. Secondary Bolted Interface: 24 fasteners. Secondary bolt circle diameter: 381.0 mm (15.00 in.). Height: 609.6 mm (24 in.).
A937 39.9 kg/ 88 lb		937/37 dia Clampband	Integrally machined aluminum forging. Forward Ring Diameter: 945.3 mm (37.215 in.). Low-shock Marmon-type clampband. Height: 406.4 mm (16.00 in.).
B1194 29.5 kg/ 65 lb		1194/47 dia Clampband	Integrally machined aluminum forging. Forward Ring Diameter: 1,215.0 mm (47.835 in.). Low-shock Marmon-type clampband. Height: 254 mm (10.00 in.).
D1666 27.7 kg/ 61 lb		1666/66 dia Clampband	Integrally machined aluminum forging. Forward Ring Diameter: 1,666.1 mm (65.594 in.). Low-shock Marmon-type clampband. Height: 330.2 mm (13.00 in.).
6915 93.0 kg/ 205 lb		Four Bolts and Separation Secondary Latch System or Springs	Integrally machined aluminum forging. Forward Ring Diameter: 1,742.2 mm (68.590 in.). Separation bolts released by redundantly-initiated explosive nuts. Four matched spring actuators. Height: 381 mm (15.0 in.).

ULAD0562



● 主要配套设施

【1】生产设施

Delta IV 运载火箭的主体是位于阿拉巴马州，迪凯特的 ULA 火箭制造工厂制造的，此工厂承包了所有 ULA 运载火箭主体的生产、组装与调试。



ULA 在阿拉巴马州的工厂卫星图

这个火箭工厂集成了 ULA 所有的火箭制造工作，也就是说，目前 **Atlas V**、**Vulcan** 都在这个厂房生产（Delta IV 的生产线已下线），这种集成式制造可以让这几款火箭通用的零件集成到一组设备加工，减少了火箭的制造成本。

【2】火箭运输

ULA 通常使用两种运输方式：海运和空运，当然，空运目前是少数。ULA 有一艘专门负责运送火箭部件的船只，名为“R/S RocketShip”，可以放下 3 枚 Delta IV 的 CBC 核心，也可以运送一个整个 Atlas V 运载火箭，当然，Atlas V 也可以选择 An-124 运输机运送火箭一级与二级，毅力号发射使用的 Atlas V CCB 便是 An-124 运输机运送的。





2020 年 9 月末，R/S RocketShip 将执行 USSF-8 的 Atlas V 运载火箭送抵卡纳维拉尔角，带了
Atlas V 的一级和二级

【3】HIF

HIF (Horizontal integration facility, 水平整合厂房) 虽然不属于发射系统的组成部分，但是在火箭发射流程中起到了至关重要的作用。

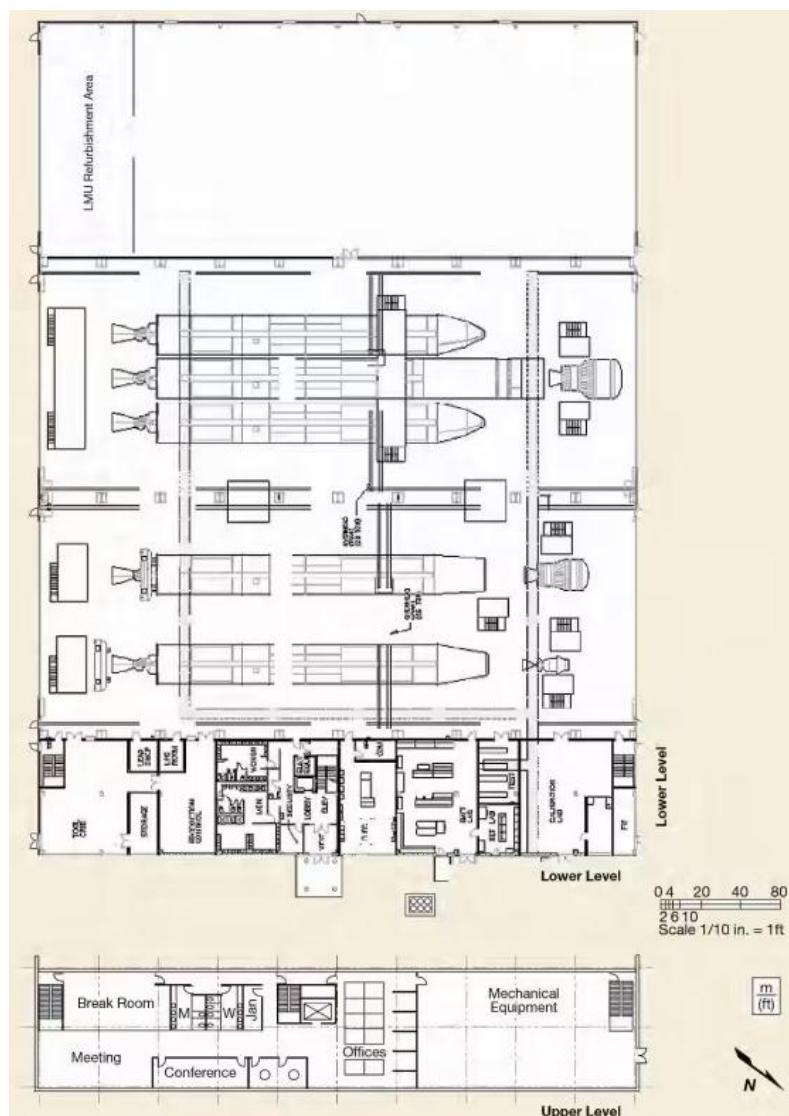


图中靠右是 SLC-37B 的水平组装厂房，用来水平组装 Delta IV 运载火箭，远处为发射台，正
在准备 Delta IV Heavy 的发射

HIF 主要用于暂时存放火箭的各级，并进行相关的检查。一般所有的垂直总装火箭都会有一个 HIF，用来暂时存放火箭的各级。因为水平存放更有利于火箭的保存与检查。HIF 四个区块，其中一个区块用于检查和维修有质量问题的 Delta IV 运载火箭，两个区块用于火箭的组



装，一个区块分两层，以用于员工开会/休息，它们在图中从上到下排列。

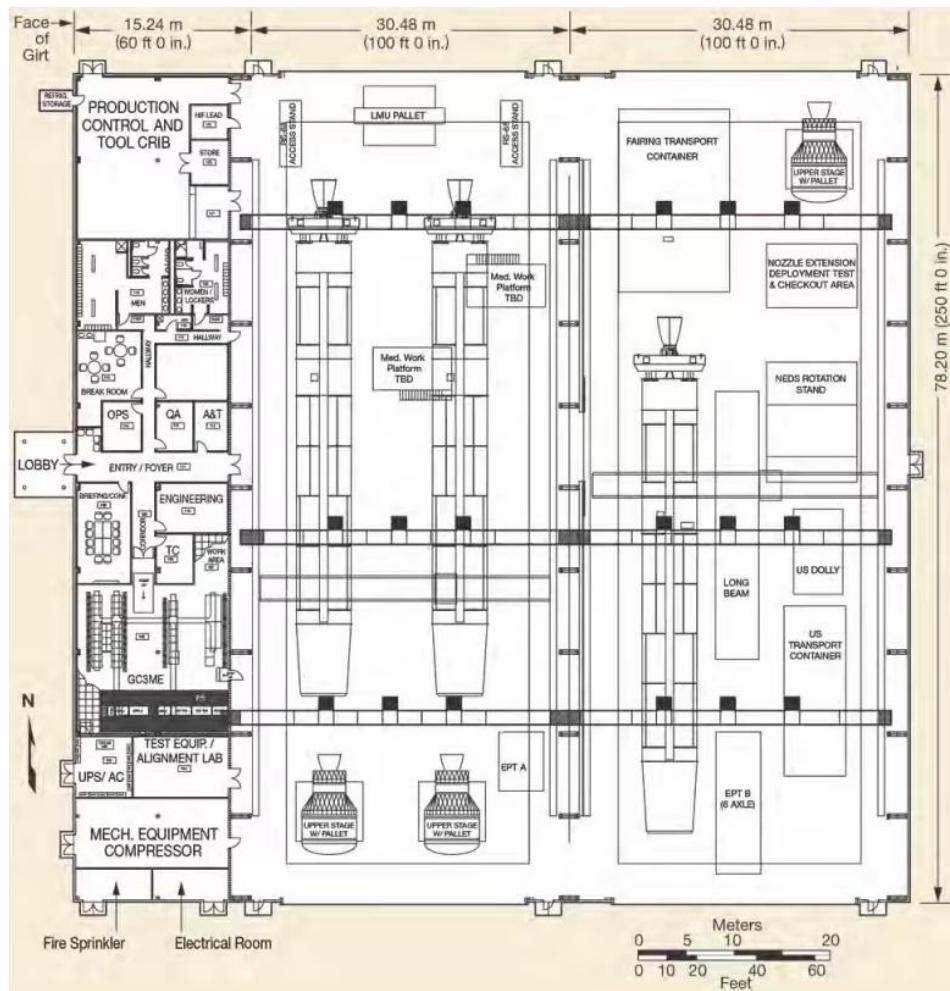


东海岸 HIF 设计图

东海岸的 HIF 最多可支持以下配置的火箭同时总装：

- ① 4 条 Delta IV Medium(+)
- ② 2 条 Delta IV Heavy (设计理论允许，但实际上没有第二个 Delta IV Heavy 的组装设备)
- ③ 1 条 Delta IV Heavy, 2 条 Delta IV Medium(+)





东海岸 HIF 设计图

西海岸的 HIF 最多可支持以下配置的火箭同时总装：

- ①3 条 Delta IV Medium(+)
- ②1 条 Delta IV Heavy, 1 条 Delta IV Medium(+)

但是由于发射场周转和需求没有理论上那么高，HIF 也不会出现“排满”的情况，再加之最近 Delta IV Heavy 都要退役了，HIF 有时只有 1 发 Delta IV Heavy，甚至有时候是无火箭状态。但值得注意的是，无论是东海岸还是西海岸，**Delta IV Medium+都不会在 HIF 内组装 GEM-60 固体助推器，而是会在 MST 内进行组装**（范登堡空军基地的 SLC-6 是 MST+MAS，MAS 后面会进行介绍）。



【3】SPF

东海岸 SPF (Spacecraft PRocessing Facility, 航天器处理设施) 是目前供给 Delta IV Heavy、Atlas V、Falcon-9、Falcon Heavy、Minotaur (米诺陶) 以及 Pegasus (飞马座) 使用的载荷组装、调试和检查厂房，后由洛克希德·马丁购买并进行管理。



SPF 外景

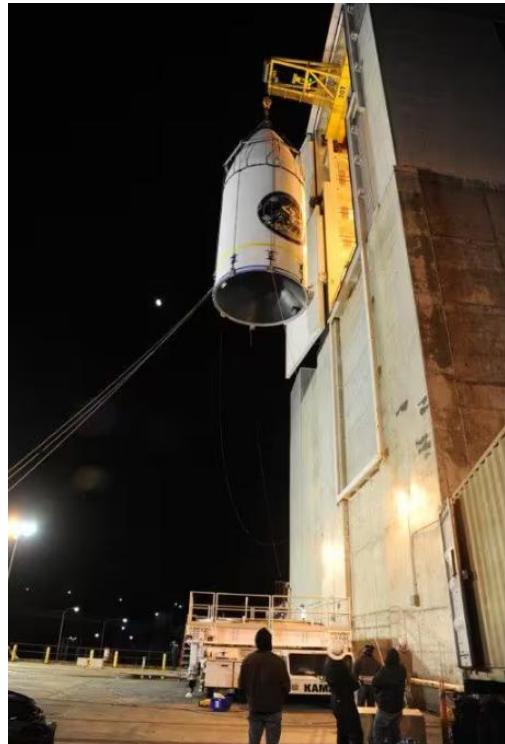


SPF 局部内景

SPF 内可支持不同载荷、不同规格的整流罩的组装任务，卫星加注常温燃料也是在这里面完成的。SPF 内有着巨大的无尘车间，为卫星提供“舒适”的环境，也可以说是航天器飞行前的酒店。由于大部分卫星无法承受长时间的水平放置和极差的天气，所以像 SpaceX Falcon 9-GPS 3 SV04 星首次尝试发射推迟后，需要将卫星重新放到这里，等到什么时候再次允许发射了才



把卫星再送回去。西海岸的 SPF 大致与之相同，但在装车的过程中有所不同，由于门的直径限制（越往上反而门宽度越大，越往下门宽度越小），所以 Delta IV 5m 整流罩往往从最上方吊到车上。



正在吊装至转运车上的载荷/整流罩组合体（NROL-25 Mission）

【4】DOC

DOC (Delta Operations Center, 德尔塔运营中心) 是目前为 Delta IV 和 Atlas V 组装二级的地方，对于 Atlas 来讲，还会在这里与级间段进行组装，此装置可至少同时对两个二级进行装配作业。



Centaur III 上面级正在准备竖起





第一个正式的 ICPS (Interim Cryogenic Propulsion Stage, 过渡低温推进级) 从 DOC 中取出，
即 SLS Artemis 1 的二级



DCSS-5 到达 DOC 进行放垂操作，这枚 DCSS-5 后来在 Delta IV Heavy-Orion EFT-1 (Exploration Flight Test-1) 任务中被消耗掉

在这里组装和检修完的 DCSS 会重新运输到 HIF 并进行水平组装，而不是直接运输到 MST 进行组装。



【5】MST

每个 Delta IV 发射工位都装配了 MST (Mobile Service Tower, 移动服务塔)，MST 负责火箭与装载载荷的整流罩进行总装，并为卫星提供舒适的环境和火箭的检查环境。



Delta IV Medium+ (5,2) -WGS-10 Mission (WGS, Wideband Global SATCOM, 全球通讯系统，
主为美国军方服务)

SLC-37B 的 MST 前端有封板、廊桥和通口，可在维持时打开通口，在发射时打开封板并执行后撤动作。



正在进行检修工作的 Delta IV Heavy-NROL-44





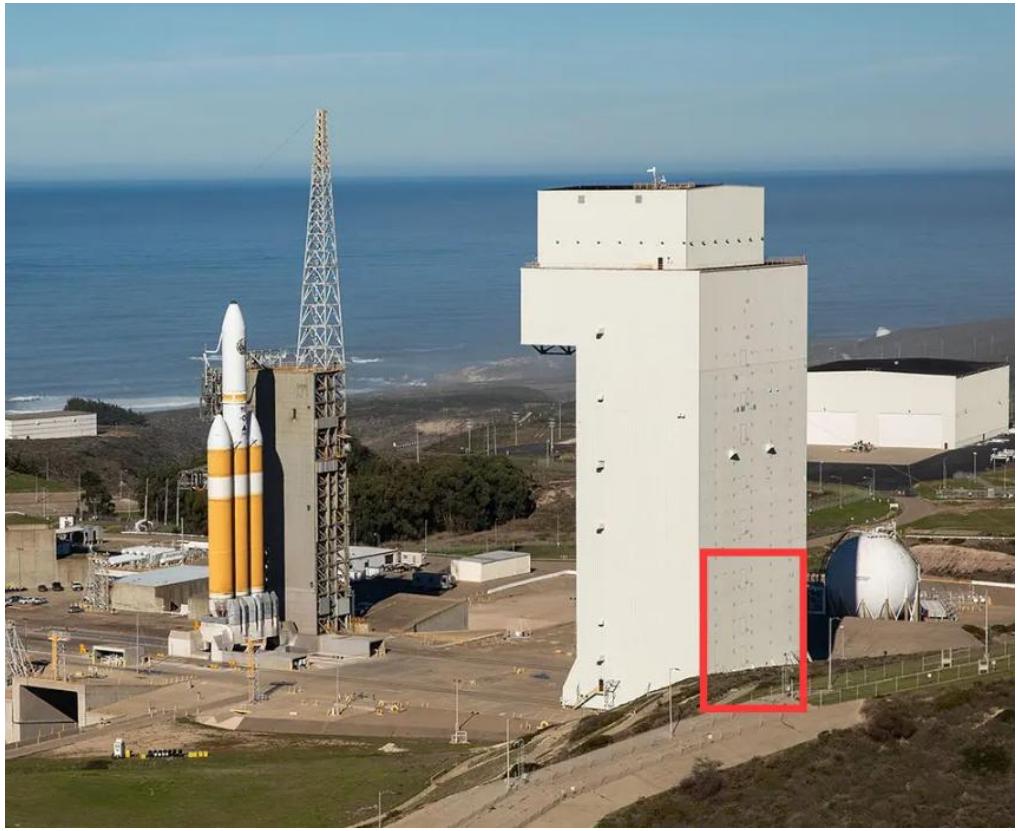
即将执行后撤动作的 MST

但东西海岸的两个 MST 设计并不相同。由于西海岸有 MAS，所以西海岸的 MST 并不需要后方开设通道，让载荷或固体助推器从后方吊起，装配到正面的火箭上。



从 SLC-37B MST 后方准备吊起的载荷/整流罩组合体（NROL-44 Mission）





但是西海岸的 SLC-6 的 MST 就没有，仅需将固推和载荷从 MAS 送入然后组装即可

【6】MAS

MAS (Mobile Assembly Shelter, 移动组装大楼) 是为了抵抗西海岸十分恶劣的天气和军方机密载荷的需要而建立的。MAS 可以为载荷装配、调试和检查提供更好的环境（用 Delta IV 在西海岸打的载荷没一个是普通玩意）。除此之外，Delta IV Medium+不需要再通过 MST 组装固推，仅使用 MAS 就可以。



正在 MAS 内吊装的 GEM-60 固体助推器





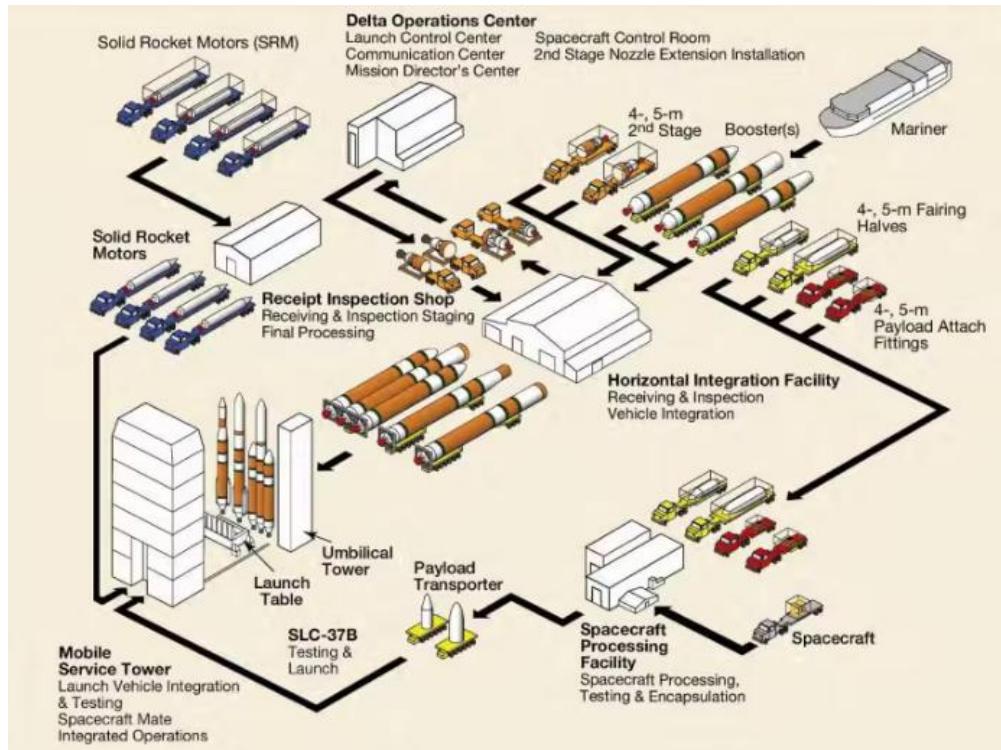
正在运往 MAS 的载荷/整流罩组合体（NROL-25 Mission）



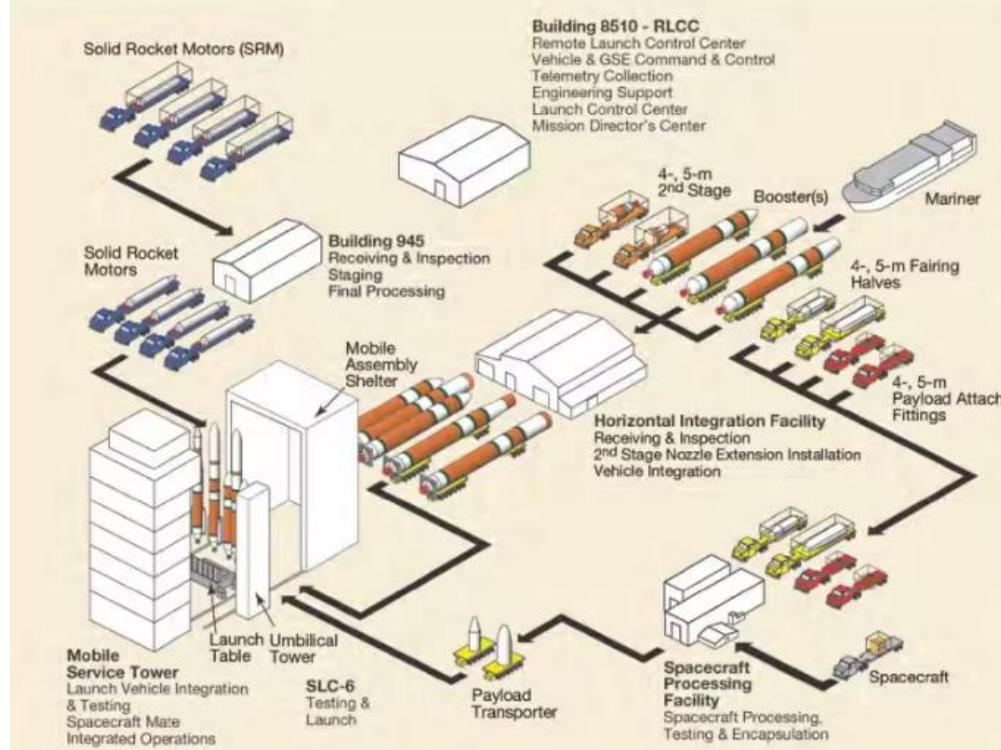
正在 MAS 内吊装的载荷/整流罩组合体（NROL-47 Mission）



【7】东/西海岸 Delta IV 发射准备流程



东海岸 SLC-37B Delta IV 准备流程



西海岸 SLC-6 Delta IV 准备流程



【8】SLC-37B 发射复合体

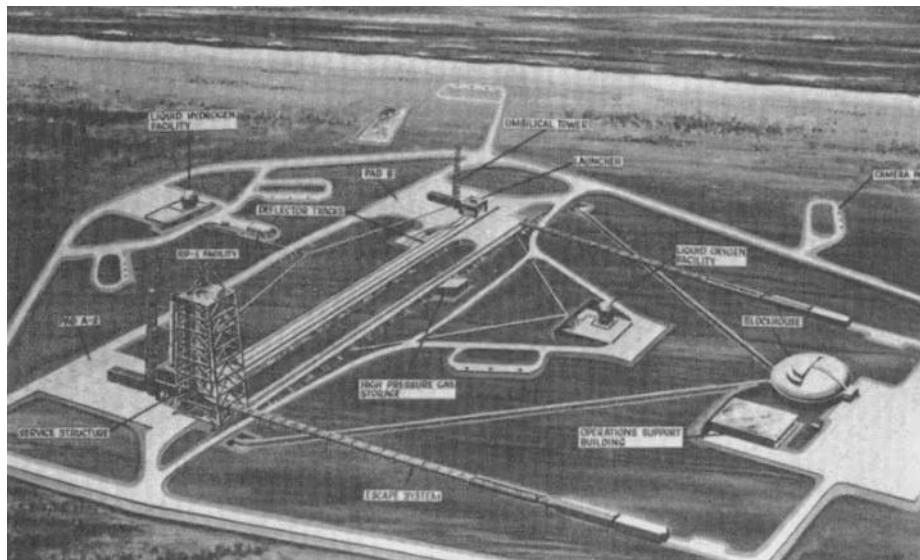
SLC-37B 发射复合体(SLC-37B, Space Launch Complex 37B)原名为 **LC-37B 发射复合体**(LC-37B, Launch Complex 37B)，位于佛罗里达州卡纳维拉尔角太空军基地。整个 SLC-37 从 1959 年开始建设，但其中 LC-37A 从未被使用过，LC-37B 发射过 6 枚土星 1，并发射了 2 枚土星 1B。由于土星 1(B)家族的退役，SLC-37B 也在 1972 年被弃用。2001 年，该发射设施重新启用，以支持 Delta IV 运载火箭的发射。



1968 年 Saturn 1B-Apollo 5 Mission, Saturn 1B 在 SLC-37B 发射台上

其实在 SLC-37 的规划之初，SLC-37A 和 SLC-37B 是“一体”的。何为一体？是指两个发射平台共用一个 MST，每个发射台、运载火箭都有自己的准备周期，但是勤务塔基本可以做到“无限上班”，也就是说发射台会每发射一发火箭就休息一阵子，而勤务塔可以 24 小时对火箭进行总装和其他的准备工作。所以这种设计既照顾到了 SLC-37A 和 SLC-37B 的准备周期，也大大提高了 MST 的工作效率。





但考虑到发射频率不会很高，所以 SLC-37A 没有正式投入使用，目前仅留下了 SLC-37B 至今仍在工作。



【9】SLC-6 发射复合体

SLC-6 发射复合体 (SLC-6, Space Launch Complex 6) 位于加尼福利亚范登堡空军基地。SLC-6 本将会用于泰坦 3 运载火箭和航天飞机的发射，但没有这么做。LC-37B 也发射过 4 枚雅典娜系列运载火箭 (2 发雅典娜 1, 2 发雅典娜 2)。



1985 年 2 月，企业号航天飞机试验机在 SLC-6 进行合练，但 SLC-6 从未发射过航天飞机





正在 SLC-6 上准备的 Athena 2



在 SLC-6 起飞的 Delta IV Heavy-NROL-71 Mission



● 该退休了

作为一款家族血液从 20 世纪流淌至今的老家族，Delta 还有 4 发就将退出历史舞台了，且剩余的这 5 次发射均为 Delta IV Heavy。它的继任者呢？额.....其实它的继任者之前还在的.....



没想到吧，又是我

你可能会说他的继任者是火神，实则不然。从定位上来讲，Atlas V 的继任者才是 Vulcan，Vulcan 在早期甚至想直接命名为 Atlas VI，但后来决定用 Vulcan。Omega A 无论是从运力、构型还是运力衰减，都与 Delta IV 如出一辙，但不巧的是.....谁知道事情会闹到这地步呢.png

话题回到 Delta IV，Delta IV Heavy 退役后，其大部分附加产线产品可能都会随之退役，而不是留下一些子产品供新火箭使用。火神使用了 Delta IV 的部分技术不假，但是使用的 Delta IV 的产品屈指可数，大部分生产线下架也是情理之中。

其实 ULA 也曾想过“抢救”Delta IV，也就是大量生产 Delta IV 从而压低报价，极端情况下削减甚至退役掉 Atlas V，也顺便解决依赖俄罗斯 RD-180 火箭发动机的目的，甚至提出了 Delta IV 发射 Starliner 的设想。



当然，除了中间那个都被 ban 了.....

Delta IV 也到了该退休的年纪。20 世纪的大家族，走到现在属实不易，还保持着除 Delta IV



Heavy 首飞部分成功外，其他发射全部成功的记录。但到了晚年，费用飙升也是重大的缺点之一。由于生产减缓，发射频率降低，以及发射设施的老化，都带来了一笔不小的额外开销，Delta IV Heavy 的基础报价为 3.5 亿美元，**现在的一发 Delta IV Heavy 甚至可以达到 3.9 亿甚至更高的天价**（NROL-44 任务甚至创下了 5.1 亿美元的最高值）。这一现象在即将退役的火箭上广泛存在。NROL-44 多次推迟，很大一部分的原因就是发射设施的老化，ULA 的 CEO Tory Bruno 也表示，在发射完 NROL-44 后已经对 SLC-37B 进行大修，大幅减少了类似 NROL-44“飞不起来”的尴尬事件。



起飞失败的 Delta IV Heavy NROL-44 Mission

浴火飞翔，肩抗美国军星大任，前无古人的氢氧火箭教主——Delta IV！

【全文完】

