



# SKYLON空天飞机和 吸气式火箭SABRE

西北工业大学 航天学院



1. 背景
2. SKYLON飞行器的技术特点
3. SKYLON飞行器的投资情况
4. SABRE发动机及其关键技术
5. SABRE发动机的研究情况
6. 总结



# 1. 背景

2004年美国布什政府宣布：2018年重返月球，2030年登陆火星。  
欧空局2004年对火星计划的框架进行了评估。

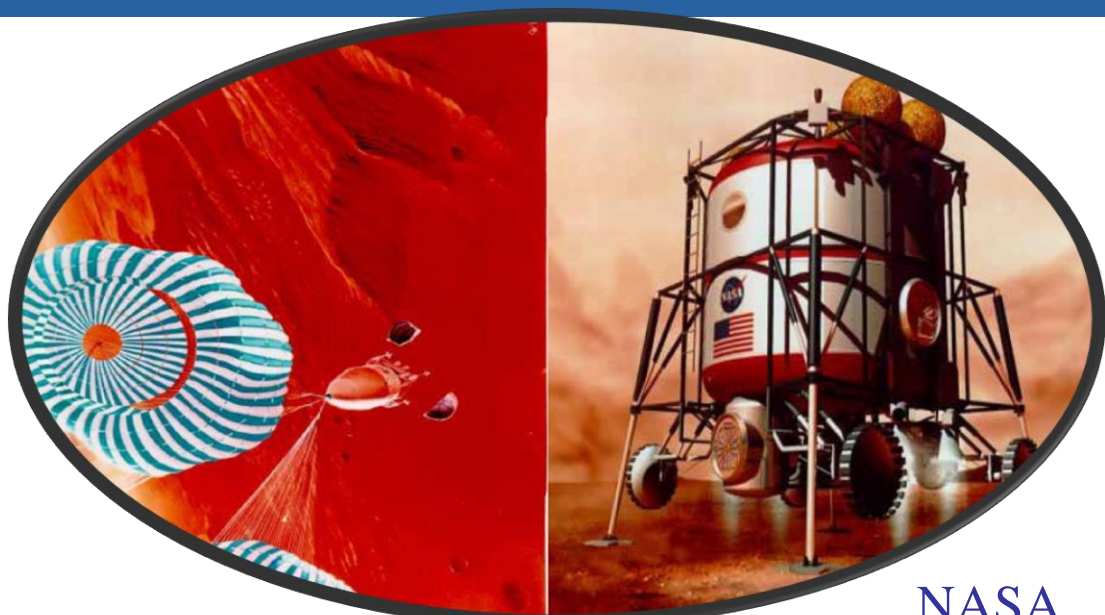
为了实现重返月球计划，NASA提出了航天飞机衍生运载方案。但是目前最先进的Delta 4型火箭和Atlas 5型火箭不能满足大载荷飞行器发射要求，必须进行重大改进，但是这需要极其巨大的经费，可行性不大。因而急需新型运输器的产生。

火星计划实现的前提是在月球建立固定基地，以此为基点再向火星进发，而且要实行火星任务，需要提供足够的基础设备物资来做后备，就需要不断用空天运输器向月球基站运送物资，这就急需降低空天运输的成本，和生产大载荷的可多次重复使用的空天飞行器来对此计划进行支持。



## 火星任务

利用现有的运载技术实现载人登陆火星，成本是关键问题之一。欧洲从财政上难以支持如此庞大的项目，独立观察人认为，美国也难以负担载人登陆火星。



NASA  
设想





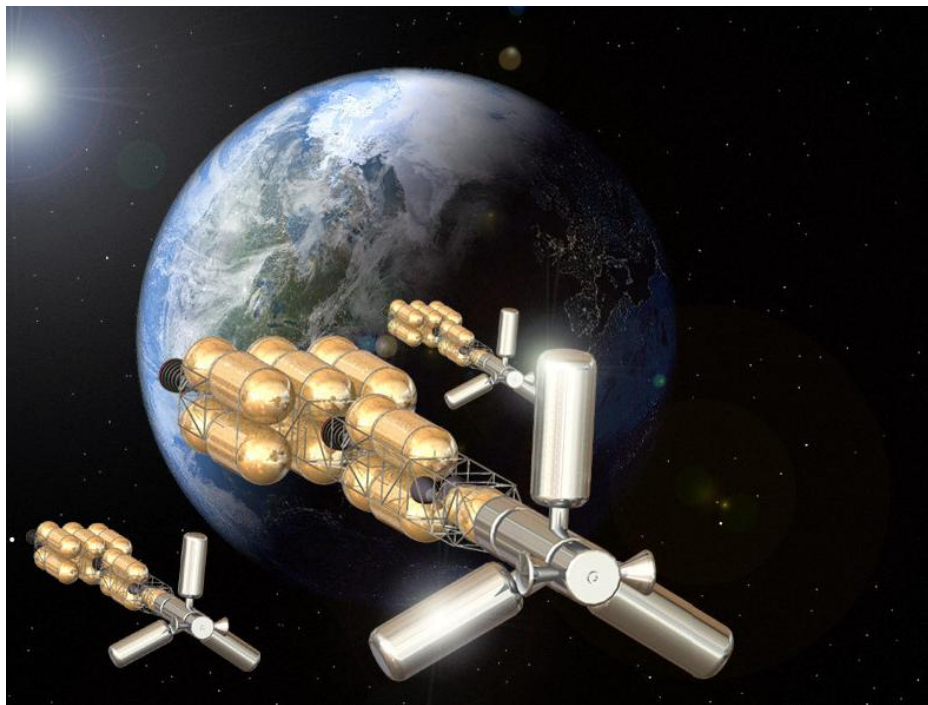
## 火星任务

Reaction Engines公司在欧空局火星计划的基础上，于2007年提出一个火星计划的框架，称为特洛伊计划（PROJECT TROY）主要特点如下：

（1）分阶段向火星运输。首先完成火星地面生活环境和能源设备运输（先驱任务），两年后在开展载人的任务（主要任务）；

（2）在近地轨道搭建操作基地（Operations Base Orbit），做为登陆火星的始发站；

（3）利用可重复使用的单极入轨运载器（至少200次）向近地轨道运输，降低成本。

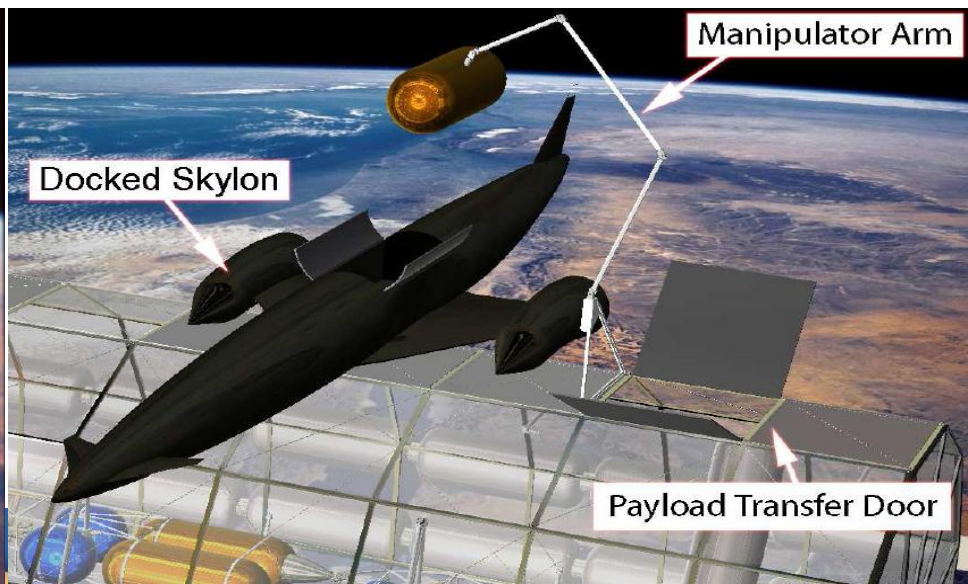
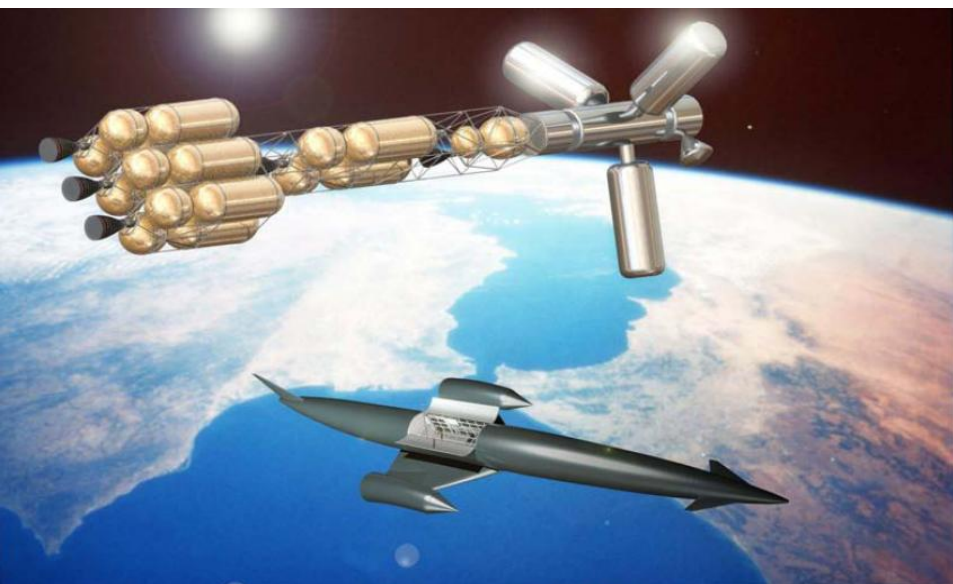






## 2. SKYLON空天飞机的技术特点

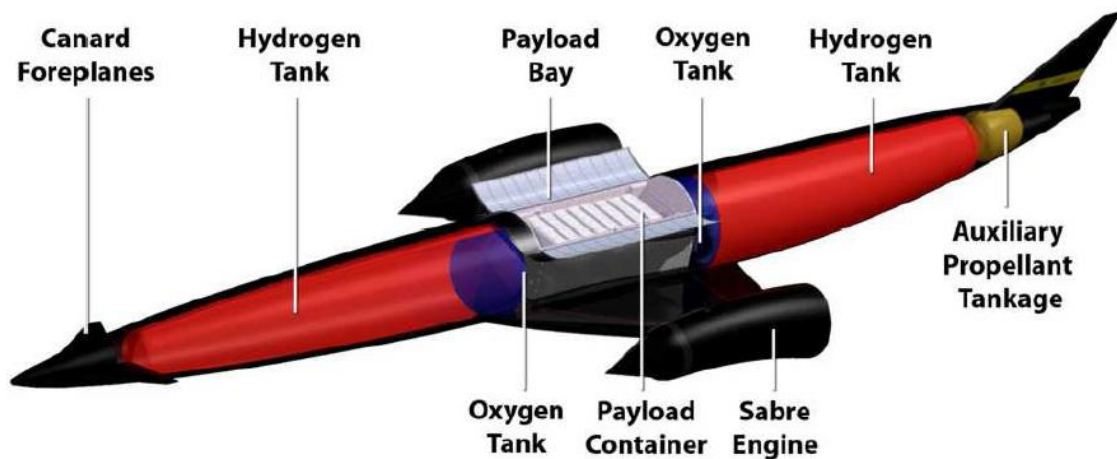
Skylon是一种可重复使用，单级入轨、有翼的空天飞机。其机动性强，可从常规跑道依靠自身起落架起飞降落。它机身细长，包括推进剂储箱和有效载荷舱，以及安装在机身中部的机翼，发动机对称安装于两翼尖下拱形发动机舱内。在大气中飞行时，前舵控制俯仰，副翼控制滚转，安装与机身尾部的尾翼控制偏航其构型定为83米长，翼展25米，最大起飞总重为275吨，其中220吨为推进剂。位于机身中部的有效载荷舱的直径尺寸为4.6米，长12.3米，它可以装载标准的航空运输集装箱，有效载荷的质量大小取决于轨道高度要求（12吨有效载荷运到300km近地轨道，10.5吨载荷运到460km近赤道空间站）。





## SKYLON构型特点

通过对载荷和燃料的安装位置分布解决了整个飞行器的平衡问题；由于平衡问题的解决，机翼结构质量得到减轻大大提升机翼升力；没有起落架安装舱减少了机身阻力大大提高了性能。Skylon在结构上还采用了独立环绕结构，其独特的优势和特点使飞行器更轻却不影响结构强度，并通过复合桁架结构加强了整个飞行器的结构强度。

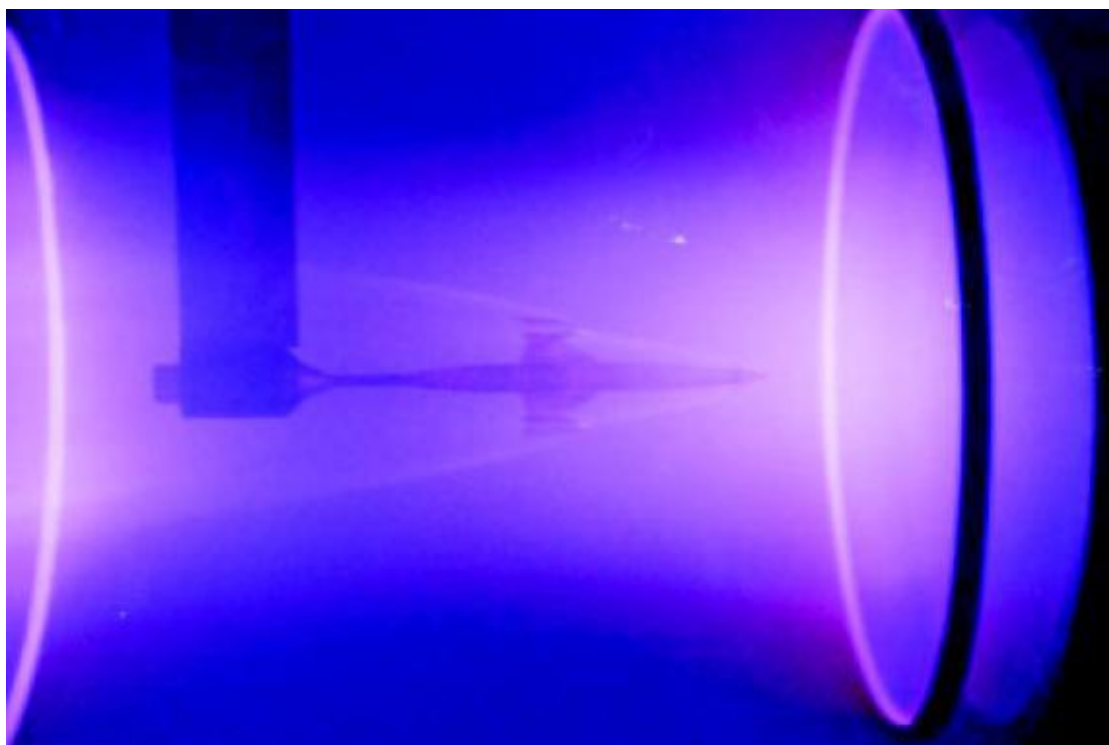


Skylon SSTO Vehicle Configuration



## SKYLON构型风洞试验

整个SKYLON的结构设计非常合理，空间波阻很小，具有良好的气动特性。



SKYLON空天飞机在飞行速度为12Ma时的波形结构





### 3. SKYLON飞行器的投资情况

研发成本和时间：100亿美元，含建造30架空天飞机，7~10年的时间。

2000年向英国政府寻求资助，未获得；

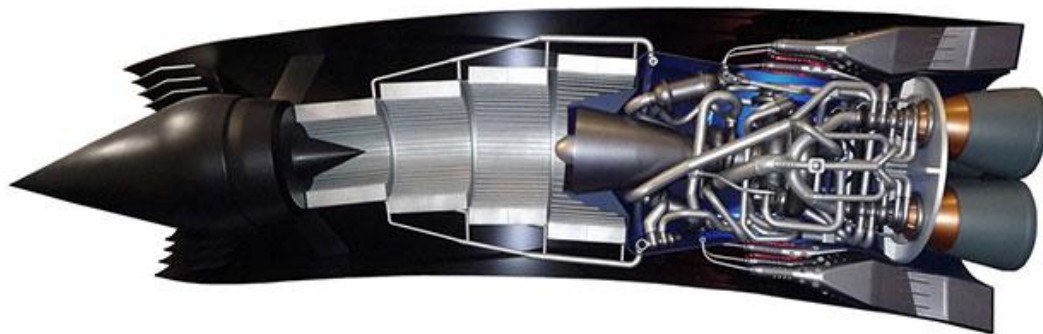
2009年2月：英国国家航天中心（BNSC）、欧空局（ESA）和Reaction Engines公司共同投资100万欧元，用于研究发动机技术（SABRE）；

现阶段目标：2011年能够生产演示验证发动机。

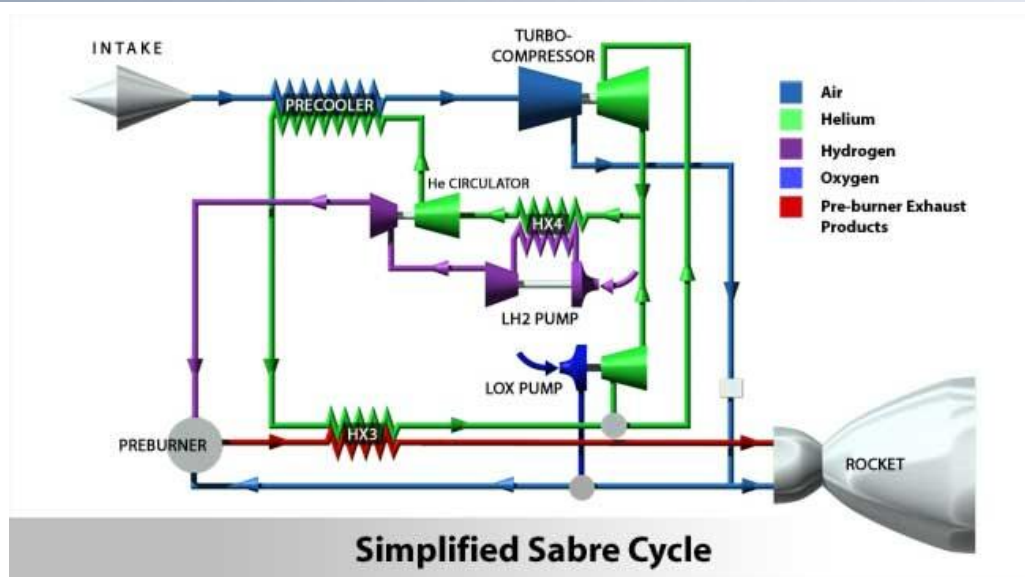


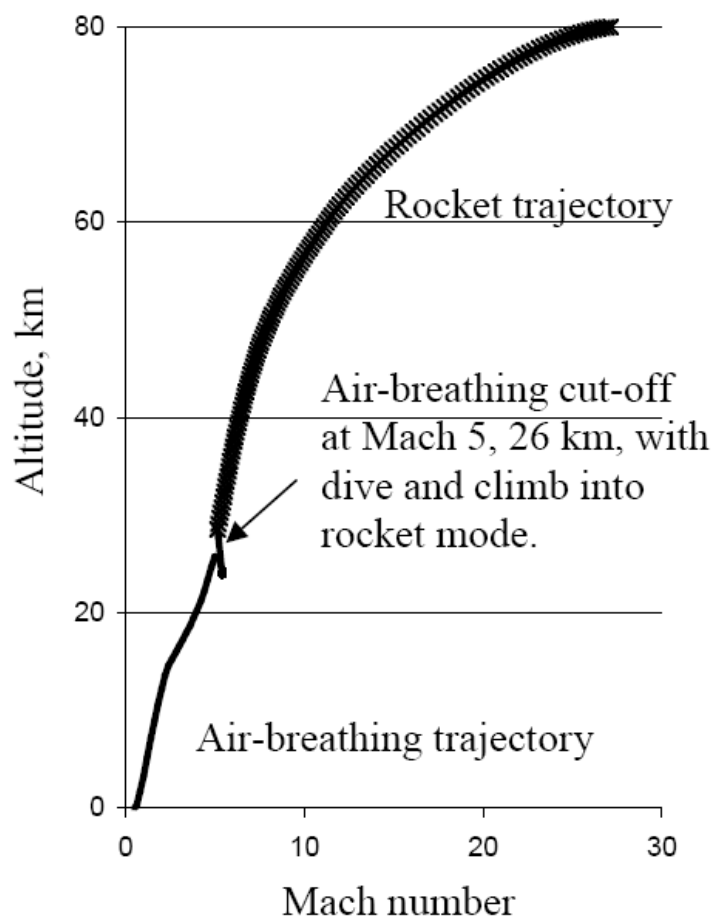
## 4. SABRE发动机及其关键技术

SABRE: Synergistic Air-Breathing Rocket engine  
发动机是一种带有预冷涡轮压缩机的吸气式，高推重比，高比冲的闭式循环火箭发动机。它能从零速度加速，爬升阶段加速到5.5Ma，此过程自身携带燃料与大气中汲取的氧气进行燃烧，产生推力，当高空空气密度降低时切换成纯火箭模式，燃烧自身携带的氢气和氧气。

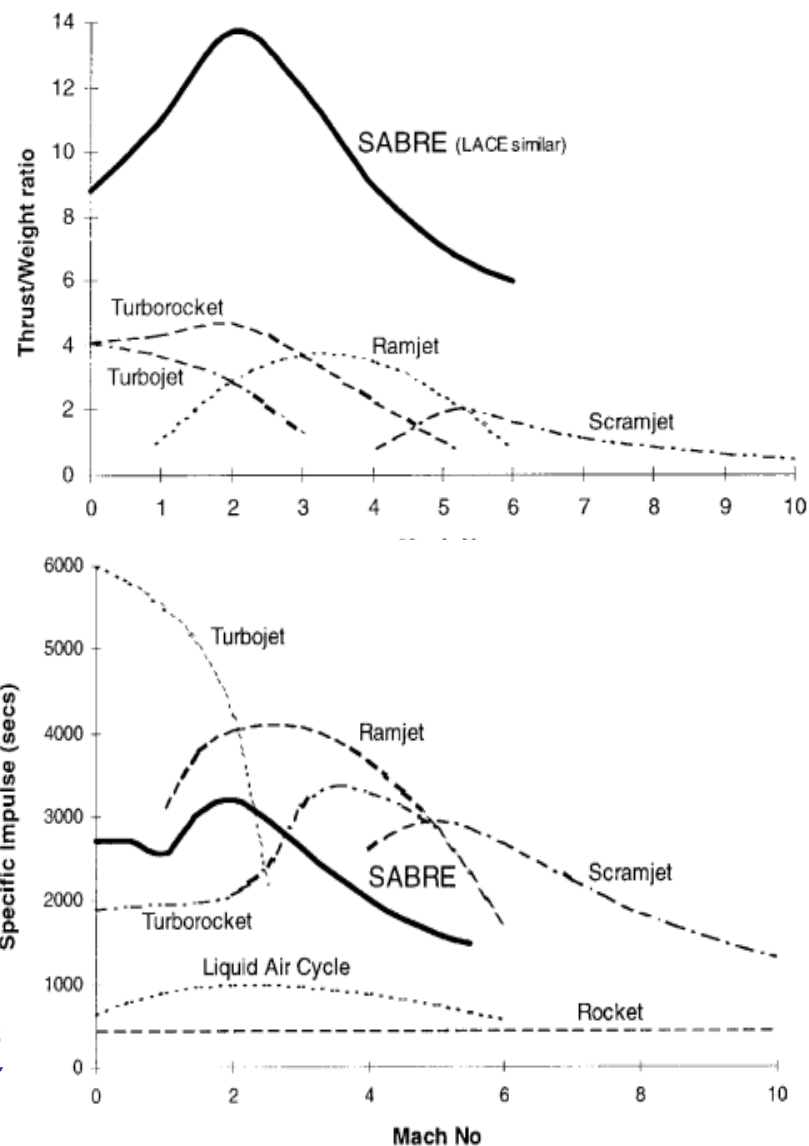


Model of the Sabre Engine





吸气式模式承担1500m/s的轨道速度和1200m/s的轨道损失。





## 发动机的关键技术

- (1) 高效热循环技术；
- (2) 高效传热技术；
- (3) 空气冷却过程中霜的控制；
- (4) 材料和加工技术；
- (5) 高效喷管技术。

SABRE首先是一台闭式循环的液氢/液氧发动机。

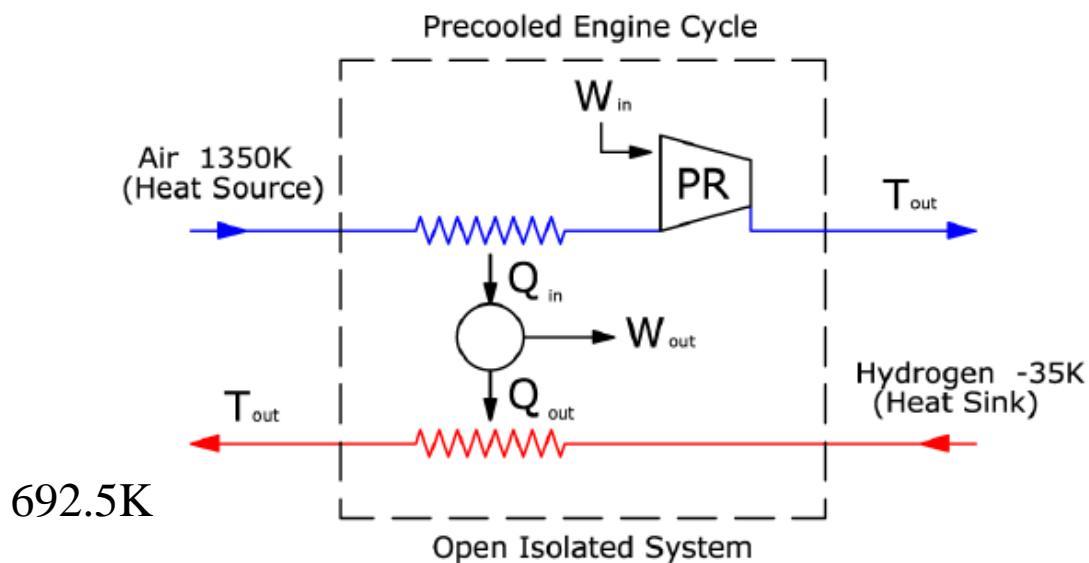




## SABRE 热力循环过程：预冷发动机循环

预冷发动机循环：发动机入口空气的热量一部分传递给吸热工质氢气，另一部分驱动涡轮做功，涡轮推动压气机对空气进行增压。

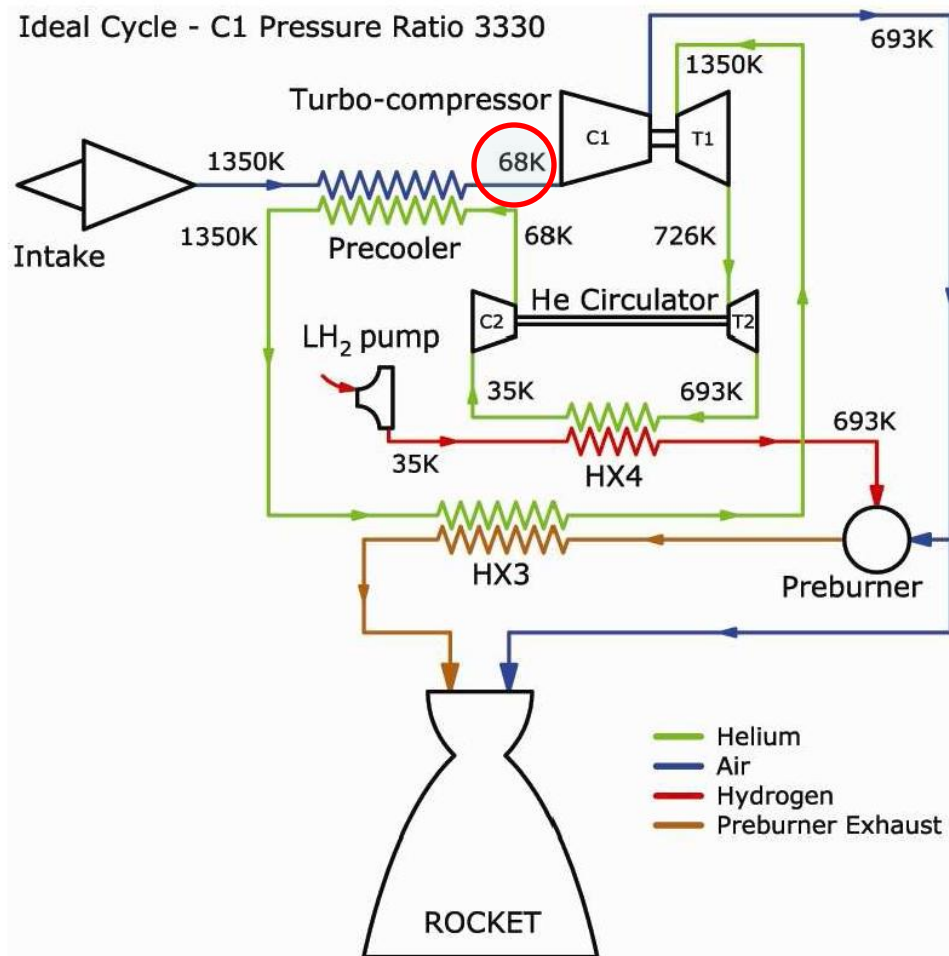
$$(\dot{m}c_p)_{H_2}(T_{out} - 35) = (\dot{m}c_p)_{air}(1350 - T_{out})$$





## SABRE 热力循环过程：理想循环

经过进气道压缩的高温气体通过与氦气进行热交换温度降到 $-140^{\circ}\text{C}$ ，吸收高温热量的氦气对T1做功，获得功的T1做功于压气机C1对冷却气体进行压缩，并带动涡轮T2工作，不但通过HX4对液氢加热，提高预燃效率。进一步带动压气机C2工作为氦气的循环利用提供动力。HX3是预燃后的气体对循环氦气提供循环温度，促进其循环过程预冷却后的空气分为两路，一路参与预燃，一路直接进入主燃烧室参与反应。实际空气压缩比能达到202，但比理想等熵循环（3330）要小的多。





## SABRE 热力循环过程：理想循环

等熵循环可以获得最大的空气增压比。

$$s_2 - s_1 = c_p \ln\left(\frac{T_2}{T_1}\right) - R \ln\left(\frac{P_2}{P_1}\right)$$

$$0 = \Delta S = \dot{m}_{air} \left( c_p \ln\left(\frac{T_{out}}{T_{in}}\right) - R \ln\left(\frac{P_{out}}{P_{in}}\right) \right)_{air} + \dot{m}_{H_2} \left( c_p \ln\left(\frac{T_{out}}{T_{in}}\right) - R \ln\left(\frac{P_{out}}{P_{in}}\right) \right)_{H_2}$$

$$PR_{ideal} = \left(\frac{P_{out}}{P_{in}}\right)_{air} = \left(\frac{T_{out}^2}{T_{H_2in} T_{airin}}\right)^{\left(\frac{\gamma}{\gamma-1}\right)_{air}} = 3330$$



## SABRE 热力循环过程：理想循环

为了避免材料的氢脆（hydrogen embrittlement），同时保证氧化剂和燃料之间的安全，选择氦气作为热交换的中间介质。这是因为氦气是惰性气体，并且它的比热容介于空气和氢气之间，这使得与真实发动机循环中的换热器流量匹配变得简单。单原子氦气具有高比热比，降低了循环增压比。同时氦气工作在高压条件下，组件紧凑，而且氦气在跨越空气和氢之间的温差时不会出现凝结。





## SABRE 热力循环过程：真实循环

实际存在诸多的熵增因素（压强损失、涡轮和压气机的效率等）。

压气机：  $\frac{P_2}{P_1} = \left(\frac{T_2}{T_1}\right)^{\eta_c(\frac{\gamma}{\gamma-1})}$        $\frac{\Delta S}{\dot{m}} = c_p \ln\left(\frac{T_2}{T_1}\right)(1 - \eta_c)$

涡轮：  $\frac{P_2}{P_1} = \left(\frac{T_2}{T_1}\right)^{\frac{\gamma}{\eta_T(\gamma-1)}}$        $\frac{\Delta S}{\dot{m}} = c_p \ln\left(\frac{T_2}{T_1}\right)\left(\frac{\eta_T - 1}{\eta_T}\right)$

$$PR_{\text{REAL}} = PR_{\text{IDEAL}} \exp\left(-\frac{\gamma_{\text{air}}}{\gamma_{\text{air}} - 1} \frac{\Delta S}{\dot{m} c_p}_{\text{air}}\right)$$

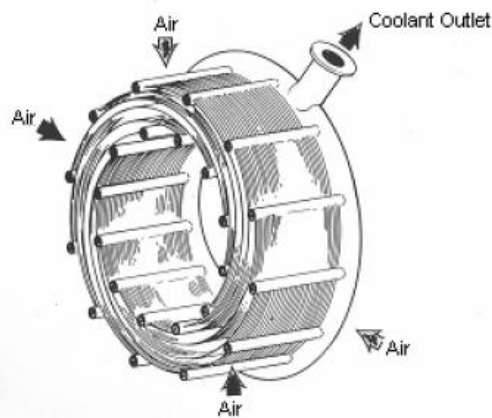




## 5. SABRE发动机的研究情况

### SABRE预冷换热器

预冷换热器是SABRE发动机的关键部件，冷却进气道吸入的空气。它是由一系列以螺旋方式环绕的“模块”组成，并交叉逆流排列。从入口到出口沿着螺旋路径，氦气与正放射装向内穿过管子表面流动的空气相向流动。对于维修和替换，这样的模块排列也是很理想的。预冷换热器的**制造和控制霜冻堵塞**一直是关键技术问题。而目前经过研究和制造工艺的提高这两个技术问题都已经被攻破。

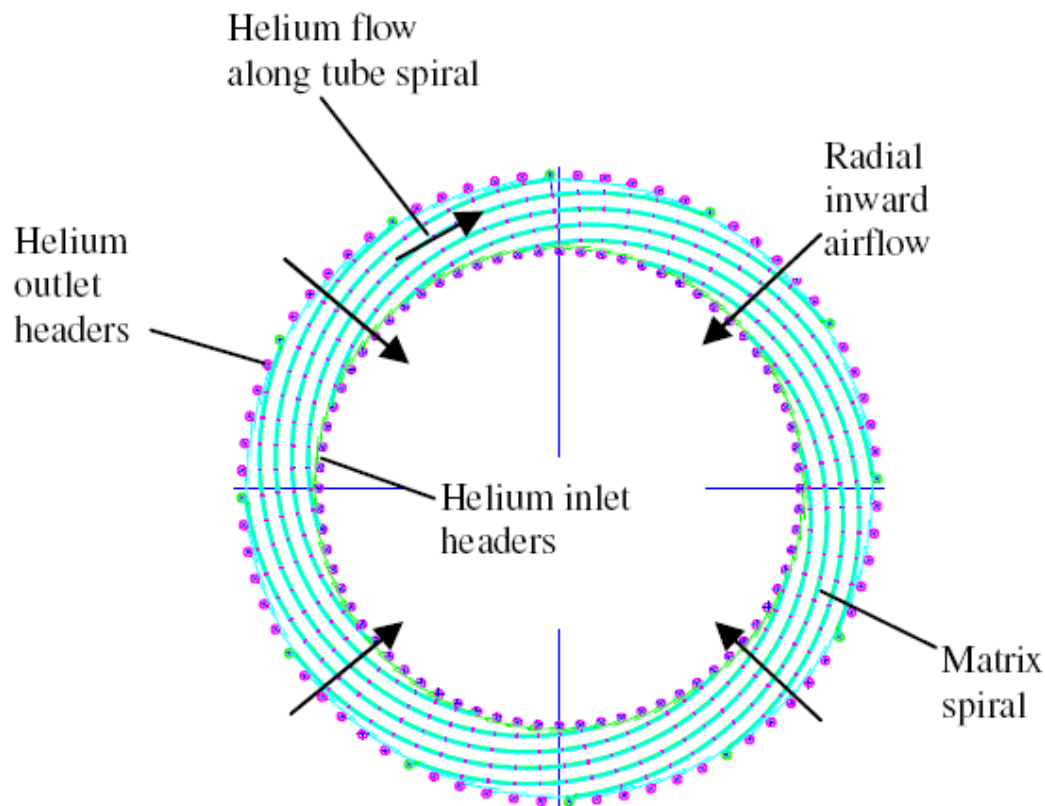




## 5. SABRE发动机的研究情况

### SABRE预冷换热器

镍718合金管，孔径0.88毫米，壁厚40 $\mu\text{m}$ 。







## SABRE预冷换热器实验研究

在一个风洞中放置一个150mm的方形试验部件，里面插入换热器模块，风洞空气流量为0.3kg/s，控制空气温度和湿度，模拟飞行条件。换热器以气态氮冷却，气态氮热容与实际发动机的氦气相当。因而可以用来模拟高空预冷换热状态。

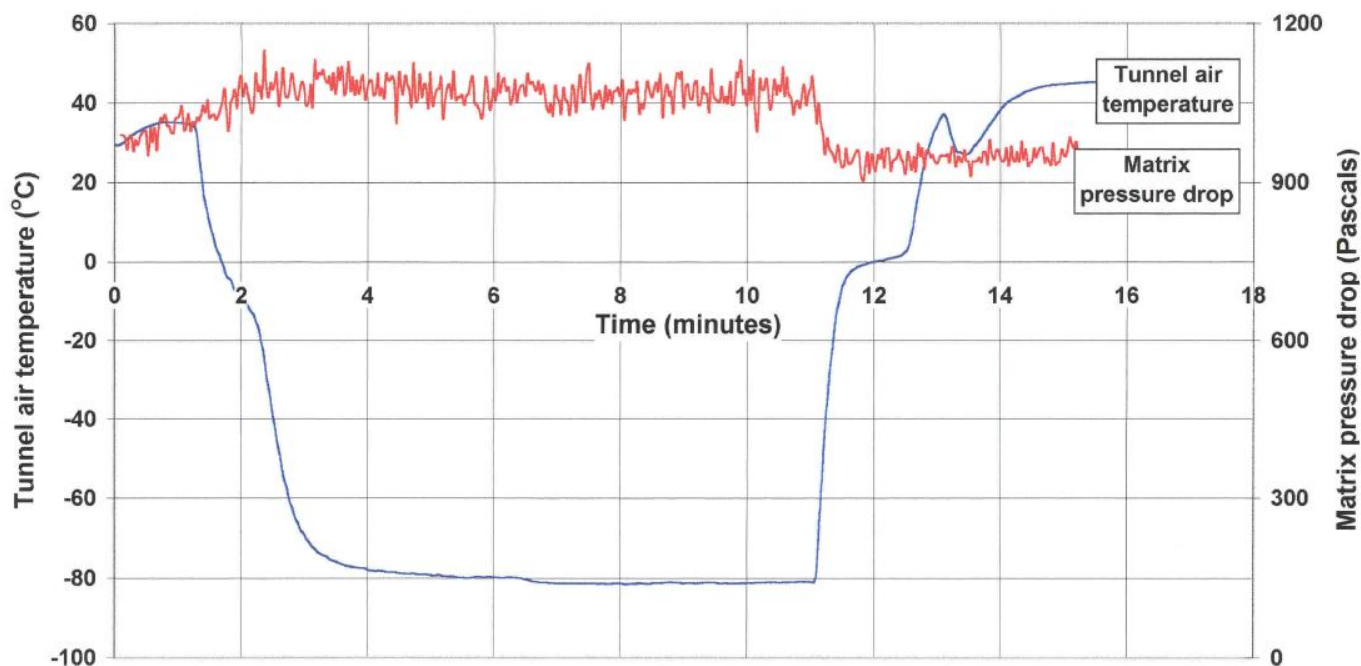


换热器原理实验



## SABRE预冷换热器实验研究

预先冷却的目的是让经过进气道压缩后温度高达 $1000^{\circ}\text{C}$ 的气体冷却到 $-140^{\circ}\text{C}$ ，此过程中水蒸气的冻结可能阻止空气流动，实验发现控制霜冻堵塞就能实现预冷却的稳定工作。实验结果在 $-80^{\circ}\text{C}$ 下进行六分钟以上，但换热器压降仍保持不变，初步换热器技术方案的可行性。

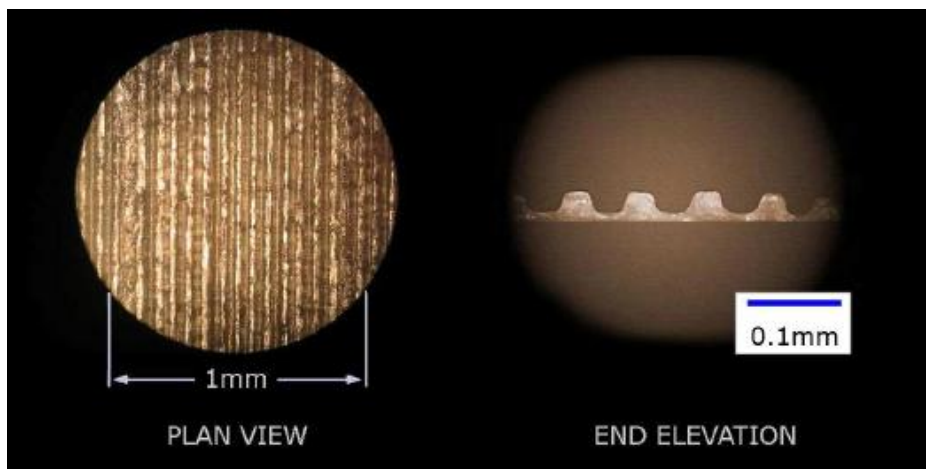




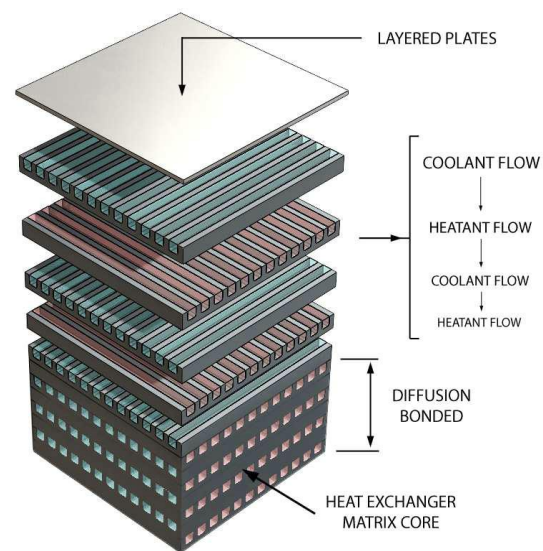
## HX4换热器（氢冷却氦）

高压（200bar）保证流动过程中压降小，要达到高的换热效率，需要采用极其微小通道（流体通道20~50微米，通道壁厚10微米）。

制造工艺：激光存在性价比问题，化学腐蚀可能形成不了想要的轮廓，可以采用机械冲压方法。



Magnification on pressed Micro-Channels in aluminum







## HX3换热器（低速条件下提高氦的温度）

高温（1650），富氧环境。

制作HX3的材料要求在富氧高压高温环境有很高的耐熔性要求，而碳化硅正是具有很强的抗氧化能力和高耐熔性。通过无压烧结技术、化学蒸汽沉积技术，石墨液态硅转变技术，反应粘合技术可实现所需碳化硅材料制造，而这些技术目前正在探索之中。



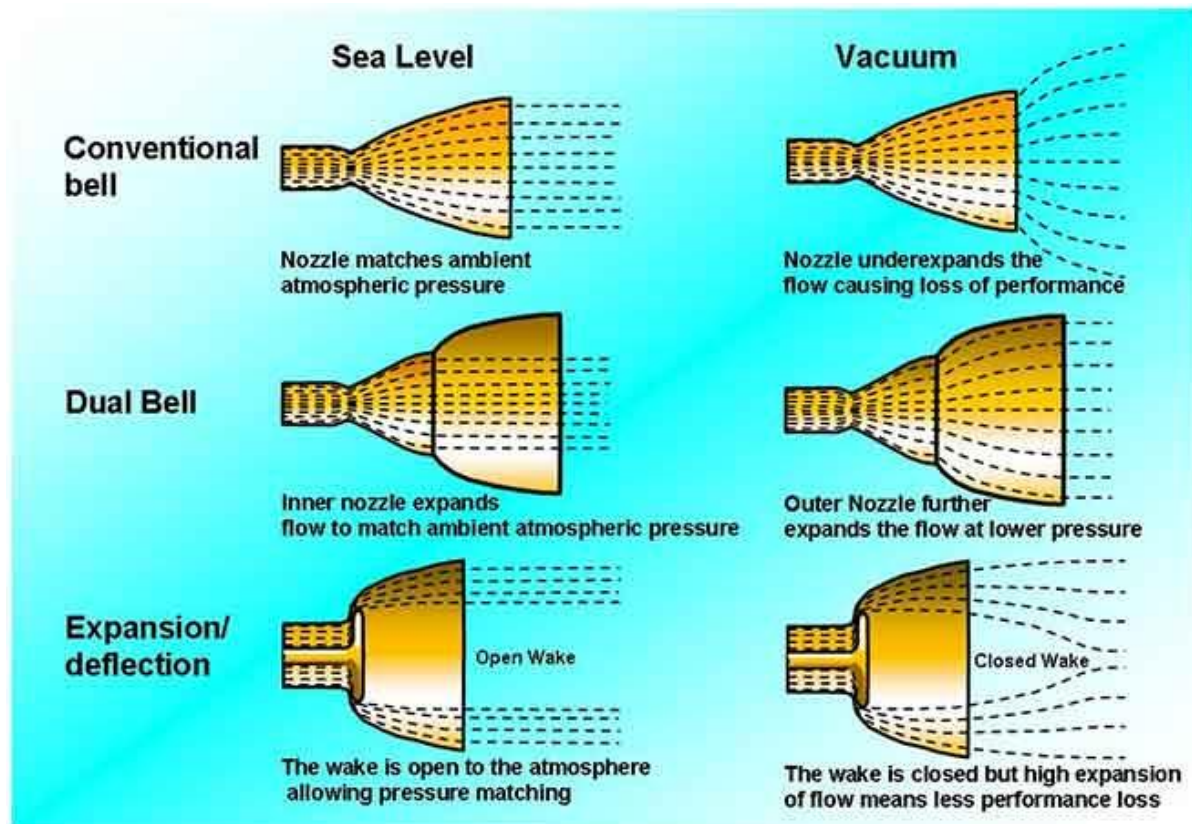
Sintered SiC tubes OD 2.0mm, wall 0.35mm





## 强致偏流喷管

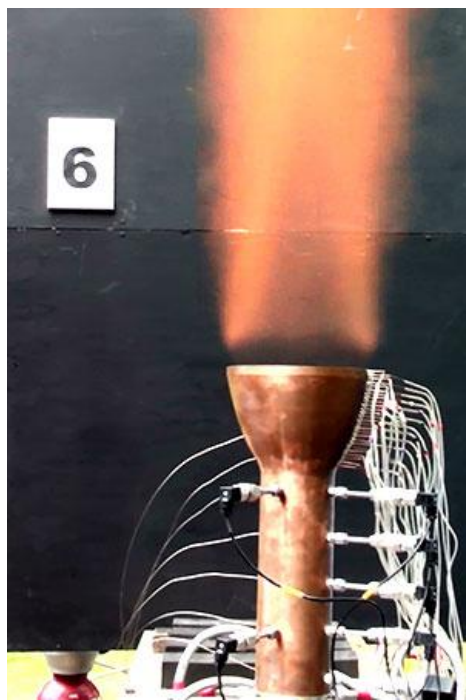
C1构型的SABRE上有四个常规的钟形喷管，这种喷管兼顾了海平面上过度膨胀和真空中不完全膨胀情况。因为推力损失使的起飞距离增加500米，真空中不完全膨胀导致的比冲损失使有效载荷减少0.5吨。不过通过技术处理SABRE发动机能从过度膨胀的喷管中获得较好的真空性能。强致偏流喷管室目前看来最有希望的一种技术。





## 强致偏流喷管实验研究

强致偏流喷管已有8次成功的点火实验，虽不能过早下结论，但有一点可以肯定，高扩展率喷管的高度补偿是可以实现。

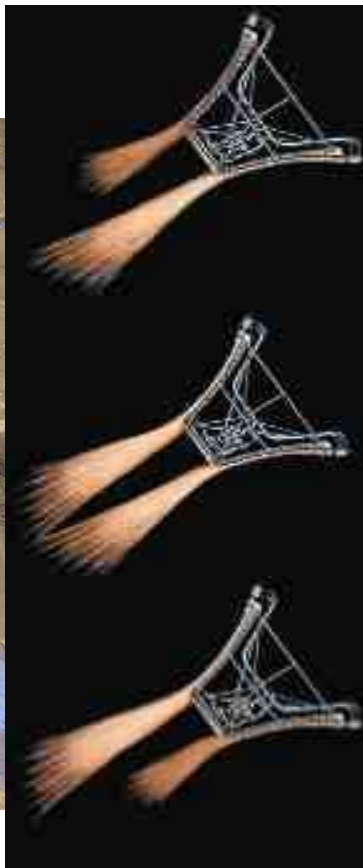






## 高度补偿技术：塞式喷管

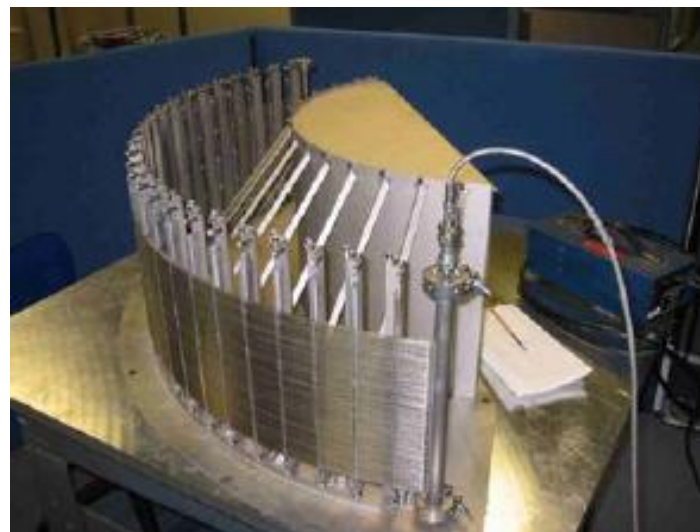
塞式喷管技术也许可以焕发新的生机。





## 欧洲LAPCAT计划中的TBCC组合发动机

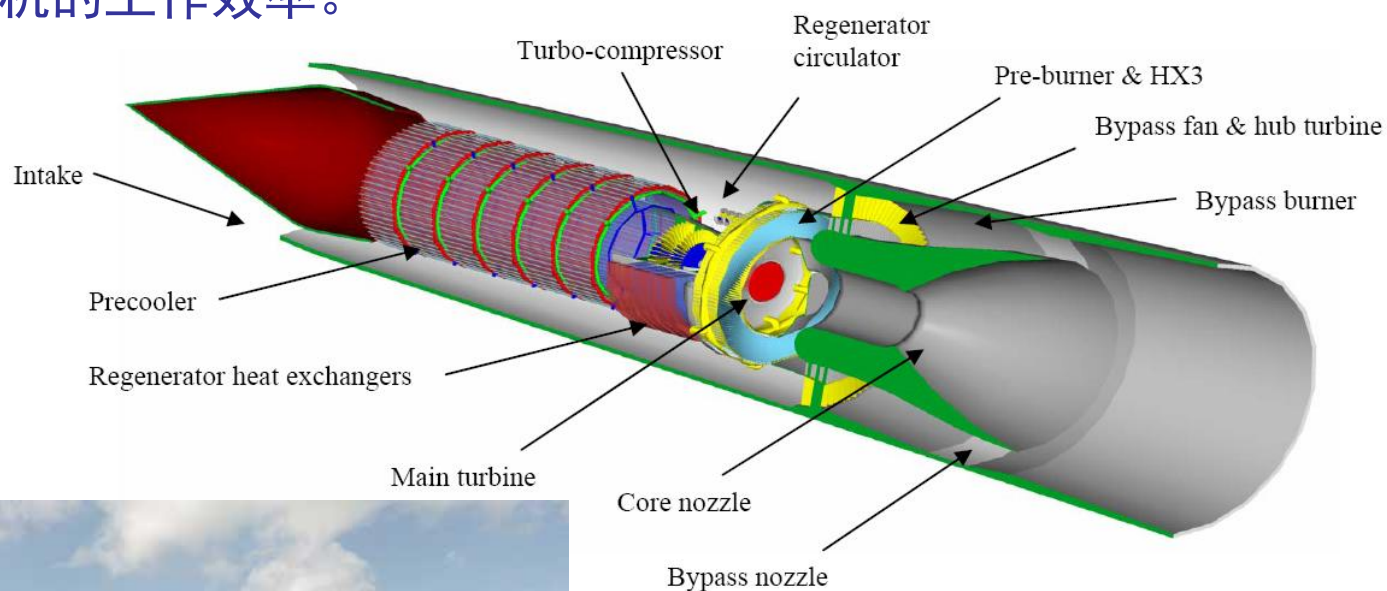
欧洲航天局(ESA)于2005年制定长期先进推进概念和技术研究计划(Long-Term Advanced Propulsion Concepts and Technologies LAPCAT)。其中TBCC采用预冷涡扇冲压组合形式，预计目标为氢燃料5马赫巡航，煤油4.5马赫巡航的可重复使用飞行器。





## SCIMITAR

SCIMITAR发动机是SABRE发动机的衍生物，用于Ma5巡航，其大部分技术与SABRE相同，但是其使用寿命更长且其更是采用了对转技术提高整个发动机的工作效率。



A2飞机







Reaction Engines的实验基地



## 6. 调研总结

- (1) 可重复使用运输技术是降低月球和火星登陆成本的关键；
- (2) 技术分析和初步验证实验表明，Skylon计划中的技术设想是可以实现的，但是还需要较大的投资和长期的研究；
- (3) 可靠、高效的冷却设计和制造技术是SABRE发动机的关键；
- (4) 尽管相对于LACE所需的液氢已大幅度减少，但是SABRE发动机吸气式工作状态的所需的液氢依然是恰当比状态下的4倍；
- (5) 有必要进一步对SABRE方案进行充分的分析和计算。



**谢谢， 请批评指正！**

**2009年5月19日**