

基于成本考虑的天地往返技术途径分析

晋晓伟, 李 平, 柳长安, 马 键
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 采用能量分析方法, 对天地往返成本的影响因素进行了分析。重点对入轨方式、发射方法和动力系统等因素进行了分析。提出了未来天地往返运输技术的研究设想。

关键词: 天地往返; 单级入轨; 两级入轨; 空中发射; 组合循环

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2013) 01-0008-07

Analysis of technologies for space transportation in consideration of cost

JIN Xiao-wei, LI Ping, LIU Chang-an, MA Jian
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: The factors affecting the cost of space transportation is analyzed with the energy analysis method. The injection orbit mode, launch method and propulsion system are analyzed emphatically. The development way of the space transportation technologies in future is proposed in this paper.

Keywords: space transportation; SSTO; TSTO; air launch; combined cycle

0 引言

从第一颗人造卫星发射以来, 降低天地往返成本一直是航天发射追求的重要目标。将有效载荷送入轨道, 目前主要是利用推进剂的化学能进行的。天地往返需要大推力和高可靠性的动力系统, 在新的能量技术(例如核能)成熟前, 化学能仍是天地往返系统动力的主要能量来源。利用目前的化学能火箭动力, 到达近地轨道(LEO)需要的能量约 45 MJ/kg 或 12.5 kWh/kg, 对应市电值为¥6.25/kg, 运载成本为\$ 9 000~50 000/kg。

因此, 目前的化学运载的成本还有改进空间。

目前, 天地往返主要采用多级运载火箭, 主流动力形式基本没有变化。经过多年发展, 当前的化学火箭动力效率非常高, 大约在 97%~98% 的量级。这意味着单纯提高火箭发动机性能效果非常有限, 且在这一颠峰水平方向提高性能通常要带来高额成本, 经济上不可行。目前一次性运载火箭运载效率不足起飞质量的 5%, 大型液体运载起飞质量达到 1 000 t 左右, 通过提高运载器规模, 减少分系统分摊成本负担的办法也似乎走到了尽头。这种较低的运载效率与较高的动力性能的矛盾, 说明降低天地往返成本需要新的解

收稿日期: 2011-08-24; 修回日期: 2012-12-06

基金项目: 国家 863 项目(2008AA705405)

作者简介: 晋晓伟(1982—), 男, 工程师, 研究领域为吸气式动力系统

决途径。

本文采用能量方法,分析了影响天地往返运输成本的因素,提出未来天地往返运输技术的研究设想。

1 运载成本影响因素

运载成本包括:研制成本、生产成本和运行成本等。这些成本大致可以分为两类:经常性和非经常性成本。非经常性成本主要是前期研制过程中的经费投入。运载成本的研究目标主要是通过各种措施降低经常性成本,从而降低总的运载成本。人们往往更关注单位质量载荷的运载成本。图1所示为国外目前常规运载系统单位质量载荷运载成本的情况。

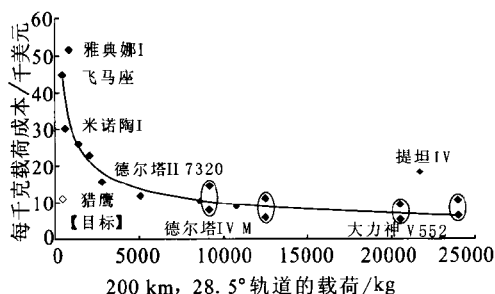


图1 传统空间运载系统的运载成本

Fig. 1 Costs of common space delivery systems

可以看出,单位质量运载成本随着发射载荷质量的增加而减少。其原因主要是,生产成本方面,运载器上相关设备的成本是相对固定的,对于一次性运载系统,发射过程中这些部分都要抛掉,其成本都转移到载荷的运载成本;运行成本方面,相同的发射方式下,单次发射服务和维护成本相差不大,随着载荷总质量的增加,单位质量分摊成本也相对降低。但是随着载荷总质量的增加,单位质量运载成本降低的趋势逐渐减小,10 t以上有效载荷的运载成本对运载器的规模已经不敏感。因此,降低运载成本迫切需要天地往返运输途径的创新。

一方面可以采用重复使用技术,通过部分或全部回收利用运载器,可以降低单位质量载荷所

对应的生产成本,也可以分摊研制费用等前期投入成本。另一方面,通过优化或改进入轨方式和发射方式,采用新的动力形式,提高能量利用效率,提高运载效率,从而降低运载成本。

如果将航天发射简单看作是将化学能转移成有效载荷动能和势能的方法,那么运载成本的绝对限制只是有效载荷附加这些能量的成本。

在一定的技术条件下,运载成本基本上与发射所消耗能量成正比。将有效载荷送入轨道,需要通过推进系统向运载火箭提供动能,火箭不断加速,最终有效载荷获得足够的速度增量进入轨道。考虑到发射平台的牵引作用、大气阻力、重力损失等因素。最终的速度为

$$V = \Delta V + V_0 - \Delta V_d - \Delta V_g \quad (1)$$

式中: V 为有效载荷最终速度; ΔV 为理想速度增量,是对火箭的做功能力要求,与运载成本密切相关; V_0 为发射平台给予火箭的初始速度,对于陆基固定发射平台,为发射架所在位置的地球自转速度; ΔV_d 为阻力带来的速度损失; ΔV_g 为重力场引起的速度损失。

利用典型火箭弹道到达近地轨道(LEO)需要总的速度增量 ΔV 大约 9.5 km/s,其中大约只有 1 km/s 是用来克服地球引力场的,大约 0.5~0.75 km/s 是消耗于空气阻力、飞行操纵和背压。

由于成本与 ΔV 相关,从式(1)中可以看出,要降低运载成本,可以通过提高初始速度、减小势能变化或减小阻力消耗,来减小发射有效载荷需要的 ΔV 。初始速度可以通过在低纬度利用地球自转或辅助发射技术获得,通过高处或高空发射可以获得一定势能,阻力消耗主要发生在低空大气层内,因此也可以通过高空发射减小阻力消耗。上述因素基本上与发射方式有关。

根据齐奥尔科夫斯基公式,运载火箭能够获得理想速度增量为

$$\Delta V = \sum_{i=1}^n I_{sp_i} \ln \frac{m_{0i}}{m_{ki}} \quad (2)$$

式中: I_{sp_i} 为第 i 级发动机比冲; m_{0i} 为第 i 级起飞质量; m_{ki} 为第 i 级停火质量; n 为火箭级数。假设各级比冲、子级结构系数和级间比相等,则

(2)式可以简化为

$$\Delta V = n I_{sp} \ln \mu \quad (3)$$

式中: $\mu = \frac{1}{\sigma \left(1 - E^{-\frac{1}{n}}\right) + E^{-\frac{1}{n}}}$, σ 为结构系数, 是某

子级除去推进剂后剩下的质量与该子级总质量之比; E 为载荷比, 是火箭起飞总质量与有效载荷质量之比。

增加级数或者提高比冲, 火箭运载性能提高。火箭级数与入轨方式有关, 而比冲则与动力系统和推进剂性能有关。因此, 选择合理的入轨方式和发射方式, 采用高性能动力系统, 可以有效减小发射所需速度增量, 从而降低单位质量载荷运载成本。

综合以上分析, 重复使用技术可以有效降低单位质量载荷运载成本, 是未来天地往返的重要途径。根据能量分析结果, 影响天地往返成本的主要因素包括: 入轨方式、发射方式和动力系统性能等。从降低单位质量载荷运载成本考虑, 下文重点对天地往返的入轨方式、发射方式和动力系统选择展开分析。

2 入轨方式分析

目前用于天地往返的运输工具, 除了一次性使用的运载火箭, 就是美国的可部分重复使用的航天飞机。可重复使用天地往返飞行器是未来实现便捷进入空间的重要途径。重复使用天地往返的主要争论在入轨方式。下面从能量效率角度对不同入轨方式进行简单比较。

2.1 单级入轨

一直以来, 人类梦想着像乘坐飞机一样实现天地往返, 这就是最早单级入轨天地往返的设想。航天器要进入轨道, 就必须获得一定的速度增量。根据公式 (3), 要实现单级入轨, 必然对发动机比冲和结构质量提出较高的要求。

以 200 km 高度 LEO 为例, 单级入轨飞行器如果采用火箭发动机, 目前液氧煤油的比冲大致在 3 230 N·s/kg 左右, 通过理论计算, 箭体结构系数要低于 0.08 才能发射正的有效载荷, 而一般

液氧煤油发动机的箭体结构系统一般在 0.10~0.12, 因此无法实现单级入轨。即使采用目前比冲最高的氢氧发动机, 比冲可达到 4 410 N·s/kg, 要实现携带有效载荷单级入轨, 结构系数也要低于 0.14。而氢氧发动机的箭体结构系数一般在 0.14~0.19, 对于重复使用的单级入轨飞行器结构至少在 0.17~0.22。因此, 以火箭发动机为动力实现单级入轨效率非常低。

根据上述分析, 在动力系统比冲大幅度提高前, 无法实现有效的单级入轨。在化学推进领域吸气式动力的比冲远高于火箭发动机, 但是仅能在大气中工作, 因此可以考虑采用组合循环动力系统。此外, 还需研究轻质材料, 降低箭体结构系数。根据目前动力系统技术水平, 实现单级入轨还存在一定难度, 相当长时期内还无法实现低成本天地往返。

2.2 两级入轨

单级入轨对动力性能要求较高, 技术难度大。由公式 (3) 可看出, 增加运载火箭级数可以提高运载能力。以 200 km 高度的 LEO 为例, 典型的液氧煤油火箭动力系统比冲 3 230 N·s/kg, 假设运载器初始质量为 1 000 t, 结构系数为 0.1, 不同级数运载能力如图 2 所示。

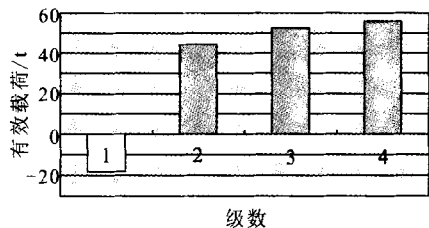


图 2 不同火箭级数的理论有效载荷

Fig. 2 Theoretical payload mass for number of various rocket stages

理论计算结果显示: 一级无法实现入轨; 两级载荷系数为 4.4%; 三级载荷系数为 5.3%; 四级载荷系数为 5.6%。从运载能力上看, 三级以上运载能力变化不大, 考虑到级数增加带来的可靠性降低, 生产成本和维护成本上升, 因此液体火箭一般选三级以下为宜, 在同样的比冲和结构系数下, 两级入轨是同时具有经济性和可行性的

有效的天地往返方式。

两级入轨系统下面级主要在大气中飞行, 如果采用火箭动力, 由于火箭比冲较低, 运载效率低, 转移到有效载荷上的能量较少。采用吸气式动力, 利用空气中的氧气作为氧化剂, 可以将飞行器携带的氧化剂换成有效载荷的质量, 提高载荷质量系数, 从而降低单位质量运载成本。

综合上述分析, 两级入轨原理上可行, 且具有成本优势。下面级采用吸气式动力, 能够进一步降低运载成本, 提高效能。

3 发射方式分析

运载器的发射方式有多种, 根据发射载体形式可以分为: 陆基发射、海基发射和空中发射。公式(1)指出, 提高初始速度和发射高度, 可以增加机械能, 减小火箭速度增量要求。

3.1 陆基发射

从地面发射, 不考虑损失, 圆形轨道不同高度单位质量消耗的化学能如图 3 所示。单位质量需要的总能量从 LEO 的 30 MJ/kg 到地球同步轨道 (GEO) 的 60 MJ/kg 之间。

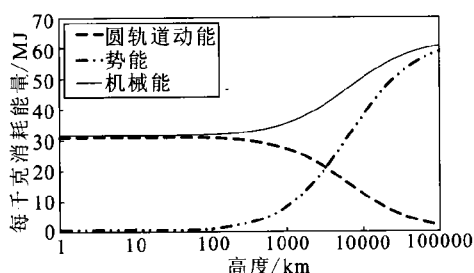


图 3 圆轨道单位质量能量

Fig. 3 Energy per unit mass for circular orbit

提高运载火箭的初始速度, 可以利用地球自转速度和发射平台的运动速度。利用地球自转最大可以获得 0.1 MJ/kg 动能增益。采用陆基固定发射方式受地理位置限制, 我国酒泉卫星发射场 (北纬 41°) 可以获得 0.061 MJ/kg, 距离赤道最近的文昌发射场 (北纬 19°) 可以获得 0.096 MJ/kg 动能增益。利用陆基移动发射平台的移动也可以提高火箭的初始速度。例如, 采用高速车辆可以

获得 244 km/h ($Ma=0.2$) 的初速, 采用高速列车可以获得 360 km/h ($Ma=0.3$) 的初速, 采用磁悬浮列车可以获得 484 km/h ($Ma=0.4$) 的初速, 最大动能增益仅 0.009 MJ/kg。

通过增加发射高度可以提高势能, 有利于减小速度增量要求。对于陆基发射, 地面最高海拔珠穆朗玛峰仅 8.85 km, 产生的势能增益不到 0.087 MJ/kg。

综合上述分析, 利用陆基平台最多获得的能量增益不到 0.2 MJ/kg。对于 LEO 发射任务, 单位质量能量增益不到总机械能的 0.7%。因此, 不增加特殊成本情况下, 目前只有近赤道陆基发射得到应用, 这些发射场还有一点考虑就是落区比较安全, 射向容易选择。

3.2 海基发射

利用海基发射平台, 最大的优势是可以自由选择射向和发射纬度, 因此可以充分利用地球自转, 但其发射高度限定在海平面, 无法获得有效势能增量。因此, 利用海基发射最多仅可以获得大约 0.1 MJ/kg 能量增益。

3.3 空中发射

空中发射, 便于选择合适发射地点, 以一定速度和高度进行发射。在赤道上空发射, 利用地球自转可以获得 0.1 MJ/kg 动能增益。此外, 利用载机速度也可以提供一定的动能增益。以安-124 空中发射平台为例, 载机飞行速度为 700 km/h, 获得动能增益为 0.019 MJ/kg。空中发射还可以提供一定的势能增益, 例如飞马座运载系统在 12.2 km 高度发射, 比在海平面发射增加单位势能 0.12 MJ/kg。对于 LEO 发射任务, 上述单位质量总能量增量不到总机械能的 1%, 但一般大于 0.7%。

空中发射属于部分可重复使用的航天运载系统, 其载机是可重复使用的第一级。第一级采用航空飞行器, 其成本远低于完全重复和一次性使用的运载器。空射系统目前主要的应用是空射火箭, 美国的飞马座是目前唯一实用的空射运载火箭。目前实用和在研的空射火箭大多采用大型运输机发射平台, 如美国的 C-17 和俄罗斯的安-124, 投放高度一般在 10~20 km, 投射速度一般

在 100~200 m/s, 所获得的能量增益有限, 一般仅用于小型运载火箭低轨道发射。要实现大型火箭的载机空中发射, 还需要创新的超轻航空飞行器设计, 以获得更多的初始机械能收益。

天地往返运输时, 在大气中阻力带来的能量损失不可忽略 (大约 0.5~0.75 km/s)。大气密度和压力随着高度升高迅速减小, 15 km 大气压力比海平面大气压力低一个量级, 18 km 大气密度比海平面低一个量级, 见图 4。因此飞行器在大气中能量损失主要集中在低空大气层中。通过高空 (20 km 以上) 投放可以极大减小大气阻力的损失和大气压力的影响。虽然火箭气动特性比较简单, 这一损失比较固定, 但考虑起来复杂得多, 吸气式动力尤其如此, 也更加重要。

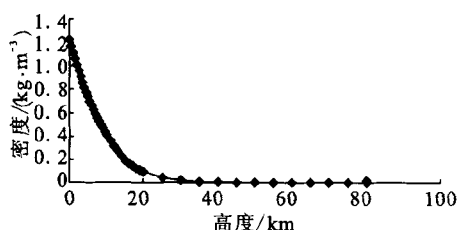


图 4 大气密度随高度变化情况

Fig. 4 Variation of atmosphere density with altitude

从上述分析可以看出, 空中发射具有以下特点: 1) 可以为上面级提供一定能量增益; 2) 减少在低空大气中的能量损失; 3) 具有重复使用的特点。上述特点使得空中发射技术在实现便捷天地往返及降低运载成本上具有明显优势。

4 天地往返方式未来发展

单级入轨 (SSTO) 天地往返难度大、效率低, 在高性能的动力技术成熟前, 重复使用两级入轨 (TSTO) 方式是未来一种可靠的低成本天地往返形式。空中发射作为未来重复使用 TSTO 的过渡, 可以提供一定的能量增益, 实现部分重复使用, 为 TSTO 天地往返进行技术积累。

空中发射技术通过采用航空飞行器载机实现了部分重复使用, 但其上面级仍采用一次性使用的运载火箭。随着运载火箭的回收技术和重复使

用技术的逐渐成熟, 未来重复使用运载火箭 (RLV) 代替一次性火箭将成为空中发射技术的一个重要发展方向。

由于常规航空涡轮发动机可达到的高度和速度有限, 因此难以实现地面与地球轨道间的 TSTO 天地往返。以 200 km 高度的 LEO 发射为例, 假设空射高度 20 km, 上面级火箭动力比冲为 3 230 N·s/kg, 子级结构系数取 0.1, 即使利用地球自转的动能增益, 要实现发射有效载荷入轨, 载机空射初速至少也需要达到 8.5 Ma, 这是目前涡轮动力的航空飞行器难以实现的。因此基于涡轮动力的空中发射不能实现 TSTO, 空射/RLV 组合中的运载火箭至少应当是两级。

要实现空射 TSTO, 必须提高载机的速度。目前吸气式动力只有冲压发动机可以实现高马赫数飞行, 但无法实现零速启动。涡轮发动机和冲压发动机的组合形式即涡轮基组合循环 (TBCC) 动力可以满足载机从零速到高马赫数飞行的要求。因此, TBCC/RLV 组合的发射方式将成为空基/RLV 的一个重要发展方向。

重复使用运载火箭虽然实现了回收利用, 但无法实现自主返回。以火箭基组合循环 (RBCC) 动力代替火箭作为上面级动力, 形成 TBCC/RBCC 组合发射方式, 将具有里程碑式的意义, 最终实现真正意义上的重复使用 TSTO。

随着高性能组合循环动力技术的发展, 尤其是满足全空域、全速域要求的 RBCC 动力技术的成熟, 最终将实现 TSTO 到 SSTO 的跨越。

5 先进动力系统

从公式(2)可以看出, 发动机比冲 I_{sp} 对天地往返运输效率影响较大。传统运载火箭需要携带推进剂, 很大一部分能量用来加速推进剂。如果动力系统利用空气中的氧气作为氧化剂, 通过将携带的氧化剂替换成有效载荷质量 (至少部分), 可以明显提高运载效率。

未来先进的天地往返动力系统的几个重要因素包括: 高性能、全空域和全速域。在特定的马赫数范围内, 吸气式动力系统和火箭发动机相

比, 具有明显的比冲优势。图 5 所示为吸气式动力和火箭动力比冲性能的比较。常规航空发动机性能高, 但难以适应高空高速; 冲压发动机具有较高性能和飞行马赫数, 但需要解决低速启动问题; 火箭发动机能够在整个马赫数和高度范围内工作, 但比冲性能偏低。由此导致了多种推进技术集成的组合循环动力。

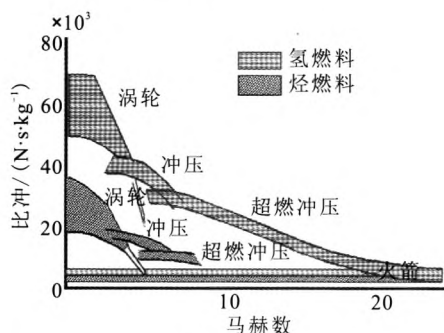


图 5 不同动力系统性能与马赫数的关系

Fig. 5 Different dynamic system performance versus Mach number

设定一理想组合动力系统, 在 $Ma=0\sim3$ 时以涡轮方式工作, $Ma=3\sim5$ 时以冲压方式工作, $Ma=5\sim8$ 时以超燃冲压方式工作, $Ma>8$ 时以火箭发动机方式工作。燃料选择烃类, 不考虑能量损失的情况下, 发射至 200 km 圆轨道的末质量和初始质量比达到 0.17。而单独采用火箭发动机, 到达同样轨道末质量和初始质量比只有 0.08。因此, 如果不考虑其它因素造成的结构质量增加和能量损失, 组合动力系统存在明显的优势。

组合循环动力是实现低成本的天地往返的关键技术之一。目前组合动力循环技术主要包括: 火箭基组合循环 (RBCC)、涡轮基组合循环 (TBCC) 和空气涡轮火箭 (ATR)。

RBCC 基本特点是利用空气中的氧气使吸入的空气与火箭发动机相互作用, 产生推力增益。典型的组合形式是火箭与冲压发动机结合的组合循环动力系统。在飞行过程中, 根据飞行马赫数的变化, 推进系统的工作模式分为: 火箭引射模式、亚燃冲压模式、超燃冲压模式和纯火箭模式。在 $Ma=0\sim3$ 时, 采用火箭引射模式, 利用火箭产生推力, 通过吸入空气提高比冲。速度在

$Ma=3\sim6$ 时, 发动机以亚燃冲压模式工作, 火箭发动机保持小流量或关闭; 速度在 $Ma=6\sim8$ 时, 发动机工作在超燃冲压模式; 速度达到 $Ma>8$ 时, 发动机处于纯火箭模式; 飞行器飞出大气层后, 动力系统完全以火箭模式工作, 实现飞行器的加速入轨。

TBCC 主要特点是利用空气中的氧气和自身携带的燃料, 通过不同模式, 实现不同速率的动力飞行。工作模式包括: 涡喷模式、冲压模式和混合模式。在低速飞行时, 冲压发动机通道关闭, 发动机完全以涡轮模式工作, 此时发动机具有加力涡轮发动机的特性。在高马赫数时, 涡轮发动机通道关闭, 发动机以冲压模式工作。为了避免动力系统推力剧烈波动, 两种模式之间存在一个过渡段, 两种发动机共同工作。

ATR 是一种特殊的涡轮基组合动力, 也是利用空气中的氧气和自身燃料实现动力飞行的。与常规 TBCC 不同的是, ATR 利用独立的富燃燃气发生器, 驱动涡轮带动压气机工作, 以大推重比实现加速爬升, 在 $Ma=6$ 时转换到冲压模式工作, 实现经济巡航和加速, 与火箭发动机相比可以有效减少推进剂携带量且具有较高比冲。空气涡轮火箭推重比大于涡轮发动机, 由于涡轮介质独立于来自压气机的空气, 其结构复杂程度也低于现有常规涡轮发动机。

性能方面, 几种组合循环各有优缺点。RBCC 结合了火箭发动机加速性好的优点和吸气式发动机比冲高的优势, 实现了优势互补, 可以同时在大气和真空中工作, 具有广泛的空域适应能力。TBCC 比冲性能高, 利用涡轮发动机的特点, 在低马赫数时比火箭具有明显的经济性, 但推重比低, 由于涡轮特性限制, 无法实现高空高速的飞行, 其高度上限在 30~35 km, 速度上限在 $Ma=6$ 时, ATR 的工作范围与 TBCC 基本相同, 也具有较高的比冲。对于天地往返运输系统, RBCC 是单级入轨较为理想的动力系统, 也可作为重复使用两级入轨的第一级和第二级, 而 TBCC 和 ART 适合于未来天地往返的一级动力。

技术方面, 几种组合循环技术基础有所差异。我国 RBCC 发展的基础相对好一些, RBCC

的发展面临着氧化剂选择、火箭重复使用、大范围变工况以及与冲压发动机一体化设计等问题,工程上面临的问题(例如热防护等)也比想象的要困难得多。TBCC除了涉及到一体化进气道技术和冲压发动机技术等与RBCC共同的关键技术外,还涉及高性能涡轮压气机技术、燃烧控制技术和模态转换技术等。TBCC的核心是航空发动机技术,我国在这方面基础相对较为薄弱,ATR对航空发动机技术要求相对较低,根据我国目前的技术基础,优先发展ATR是实现组合动力技术突破的一项重要措施。

综合以上分析,组合动力是未来天地往返运输动力重要的选项。其中,RBCC可以满足单级入轨和两级入轨的动力要求,TBCC和ATR适合作为天地往返运输的一级动力。ATR的技术难度相对小于其他组合形式,可以作为重复使用天地往返动力的突破方向。

6 结束语

天地往返是一项技术复杂耗费巨大的航天任务,发展至今人类能够进行地面与地球轨道间的往返,实现了地面到月球的往返,未来将实现地球到太阳系其他行星,甚至更远空间的飞行。航天发展过程中,低成本天地往返一直是人类航天的重要目标。综合本文分析结果,实现低成本天地往返运输应从以下几个方面入手:

1) 天地往返运输成本与发射过程的能量消耗密切相关,应尽量降低单次发射中单位质量载荷的能量消耗。

2) 重复使用两级入轨方式是未来一种可靠的低成本天地往返形式。空中发射作为传统运载和未来重复使用两级入轨的过渡,可以提供一定的能量增益,实现部分重复使用,降低天地往返成本,为两级入轨天地往返进行技术积累。

3) 组合循环动力能够实现动力性能的较大提高,是未来天地往返动力的重要选项。组合循环动力在大气层内具有明显性能优势,而RBCC

是单级入轨的最有效动力方式。为满足未来重复使用天地往返对高性能动力系统的需求,应加快开展组合循环动力的工程化研究。

参考文献:

- [1] KETSDEVER A D, YOUNG M P, MOSSMAN J B, et al. Overview of advanced concepts for space access [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2010, 47(2): 239-240.
- [2] 朱森元. 论单级入轨火箭运载器的发展途径[J]. 导弹与航天运载技术, 2002 (5): 11-14.
- [3] 余梦伦. 两级入轨重复使用运载器的方案探讨[J]. 装备指挥技术学院学报, 2006, 17(1): 1-5.
- [4] SARIGUL-KLIJN M, SARIGUL-KLIJN N. A study of air launch methods for RLVs, AIAA 2001-4619[R]. USA: AIAA, 2001.
- [5] 王晓青, 王小军, 王国辉. 空射运载火箭方案研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2008 (3): 1-5.
- [6] 张蒙正, 李平, 陈祖奎. 组合循环动力系统面临的挑战及前景[J]. 火箭推进, 2009, 35(1): 1-8.
- [7] 果琳丽, 朱永贵. 空间站天地往返运输系统初探[J]. 导弹与航天运载技术, 2000 (1): 7-11.
- [8] DISSEL A F, KOTHARI A P, RAGHAVAN V. System analysis of launch transportation options for crew exploration vehicle, AIAA 2005-4366[R]. USA: AIAA, 2005.
- [9] DISSEL A F, KOTHARI A P, LEWIS M J. Weight growth study of reusable launch vehicle systems, AIAA 2005-4369[R]. USA: AIAA, 2005.
- [10] KOTHARI A P, LIVINGSTON J W, TARPLEY C. Rocket based combined cycle hypersonic vehicle design for orbital access, AIAA 2010-2338[R]. USA: AIAA, 2010.
- [11] KOTHARI A P, LIVINGSTON J W, TARPLEY C. A reusable, rocket and airbreathing combined cycle hypersonic vehicle design for access-to-space, AIAA 2010-8905[R]. USA: AIAA, 2010.
- [12] 朱森元. 单级入轨运输器的发射技术研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2001 (5): 1-5.
- [13] 陈宏, 何国强. RBCC和TBCC组合发动机在RLV上的应用[J]. 火箭推进, 2008 (3): 39-43.
- [14] 詹浩, 孙得川, 邓阳平. 基于RBCC的天地往返运载器动力方案研究[J]. 固体火箭技术, 2008 (4): 353-357.

(编辑: 陈红霞)