

关于太空电梯的可行性分析

徐劳立 苏雪琼

(北京工业大学物理与光学工程学院, 北京 100124)

摘要 本文讨论了太空电梯设想的可行性。首先列出了环绕地球做稳定圆周运动卫星以及地球同步卫星的速度、轨道半径和机械能等基本运动公式,作为后续分析的基础。描述了现有星载卫星姿态和位置的调整机构。介绍了太空天梯的设想并计算了地球同步卫星与太空电梯组合系统在维持轨道位置时耗费的燃料。进而引出了配重卫星的必要性、工作原理、轨道半径和运行规则。最后指出太空电梯的设想所面临的两个难题。其一,卫星状态维持所需耗费的化学燃料量可能超出节能预期,其二,在随机的大气和宇宙环境扰动下,上述组合系统可能难以通过有效自动控制,实现在地球同步轨道上的稳定停留。

关键词 太空电梯;化学推进器;轨道维持

FEASIBILITY ANALYSIS OF SPACE ELEVATOR

XU Laoli SU Xueqiong

(School of Physical and Optical Engineering, Beijing University of Technology, Beijing 100124)

Abstract This paper explores the feasibility of the space elevator concept. It begins by presenting fundamental equations for satellites in stable circular orbits and geosynchronous orbits, covering their speed, orbital radius, and mechanical energy. These form the basis for subsequent analysis. The paper also reviews existing satellite attitude and position-adjustment mechanisms. Then, it introduces the space elevator concept and calculates fuel consumption for a combined geosynchronous satellite and space elevator system maintaining its orbital position. It goes on to discuss the necessity, working principle, orbital radius, and operation rules of counterweight satellites. Finally, the paper points out two major challenges for the space elevator concept. First, chemical fuel consumption for satellite state maintenance might exceed energy-saving expectations. Second, due to random atmospheric and cosmic disturbances, the combined system may struggle to stay stable in geosynchronous orbit via effective automatic control.

Key words space elevator; chemical thruster; orbit maintenance

著名的火箭科学先驱康斯坦丁·齐奥尔科夫斯基在受到埃菲尔铁塔的启发后,曾设想在地面上建设一座超高的铁塔,直抵地球同步轨道上的

太空站,并利用这座塔上的电梯作为通向太空站的运输通道。此塔高度约 35786 公里,相比较,地球直径是 12742 公里,可以想象建成后的通天塔

收稿日期: 2025-03-20

基金项目: 北京工业大学物理与光电工程学院-本科教学改革(校拨),2024 年北京高等教育学会面上课题(MS2024217)。

通信作者: 徐劳立, xulaoli@bjut.edu.cn。

引文格式: 徐劳立, 苏雪琼. 关于太空电梯的可行性分析[J]. 物理与工程, 2025, 35(4): 332-336, 342.

Cite this article: XU L L, SU X Q. Feasibility analysis of space elevator[J]. Physics and Engineering, 2025, 35(4): 332-336, 342. (in Chinese)

图景。另外,百度百科等资料中提到另一种说法,认为齐奥尔科夫斯基的设想是在地球静止轨道上建设一个太空城堡,并通过缆绳连接地面,通过缆绳上的电梯运送货物。

地球同步轨道 GEO (Geostationary Earth Orbit) 上的卫星运行周期与地球自转周期严格同步(约 24 小时),从地面上看,GEO 卫星始终固定在地球赤道上空的某一点。若太空电梯 SE (Space Elevator) 的设想是在 GEO 卫星上悬挂一条缆绳,其与 GEO 卫星到地心的径向直线 L 重合,该 L 线与地球赤道上的交点处建电梯基座,缆绳将电梯基座与太空中的 GEO 卫星连接起来,缆绳上移动的电梯往返运输物资,实现高效率的电驱动太空运输。当 SE 货物 m 以每秒 200 千米的匀速从地面上升到 GEO 上的太空站,路程约 36000 公里,需要约 180 小时即 7 天时间。本文从基础物理学的角度来讨论 SE 的运行中将遇到的问题以及可能的解决方案。

1 地球同步轨道卫星

1.1 环绕地球作圆周轨道稳定运行的卫星

此时卫星受到的地球引力恰等于其做圆周运动时的向心力^[1]

$$\frac{GMM_E}{r^2} = M \frac{V^2}{r} \quad (1)$$

其中, G 为引力常数, M 为卫星质量, M_E 为地球质量, V 为卫星速度, r 为卫星到地心距离,由此得到卫星速度与轨道半径的关系

$$V = \sqrt{\frac{GM_E}{r}} \quad (2)$$

对于一系列不同半径的稳定圆周轨道上的卫星,圆周轨道的半径越大,卫星速度越小。当卫星轨道半径接近地球半径,卫星所受到的引力通常写为 Mg , g 为重力加速度, $g = GM_E/R_E^2$, 于是式(2)成为

$$V_1 = \sqrt{gR_E} \quad (3)$$

即第一宇宙速度, R_E 为地球半径。

做稳定圆周运动的卫星的机械能等于动能与引力势能的总和

$$E = \frac{1}{2}MV^2 - \frac{GMM_E}{r} \quad (4)$$

将(2)代入(4),可得系统总机械能为

$$E = -\frac{GMM_E}{2r} \quad (5)$$

由上式可见,卫星的机械能随着轨道半径增大而增加。

1.2 地球同步轨道 GEO 卫星

GEO 卫星除了要满足上面的式(1),同时还要满足:其绕地心运转的角速度 ω_G 等于地球自转角速度 ω_E , GEO 卫星绕地角速度为

$$\omega_G = \omega_E = \frac{2\pi}{T_E} \quad (6)$$

T_E 为地球自转周期,(6)代入(1)

$$\frac{GMM_E}{r^2} = Mr\omega_E^2 = Mr \frac{4\pi^2}{T_E^2} \quad (7)$$

由此可得 GEO 卫星的轨道半径

$$r_{\text{GEO}} = \sqrt[3]{\frac{GM_E T_E^2}{4\pi^2}} \quad (8)$$

代入有关物理常量,可得 GEO 的轨道半径 r_{GEO} 约为 42164 公里,减去地球半径 r_E (约 6378 公里, GEO 卫星相对于地球表面的高度 h_{GEO} 约为 35786 公里,将式(8)代入式(2)可得 GEO 卫星的轨道速度为

$$v_{\text{GEO}} = \frac{2\pi}{T_E} r_{\text{GEO}} = \sqrt[3]{\frac{2GM_E}{T_E \pi^2}} \quad (9)$$

代入有关数值,可得 v_{GEO} 约为 3.07 公里/秒。这个速度使得卫星的轨道周期与地球自转周期相同,实现卫星相对于地球表面的静止。

1.3 卫星姿态和位置维持机构

1.3.1 卫星姿态控制

姿态控制的目的是使得卫星天线准确指向地面(或其他)信号接收站和光伏发电板的法向指向太阳,等。姿态控制机构的工作基于角动量守恒原理,以及目标位置传感器,在测定卫星姿态偏离后,并通过电驱动改变系统角动量,达到调整卫星姿态。

姿态控制机构的功率与卫星大小有关。例如,某飞轮在最大转速时的静态功耗为 5.5 瓦,其用于克服摩擦和维持运行,动态功率发生在飞轮加速或减速过程中,峰值功耗可达 45 瓦。卫星姿态控制的能量可来自卫星系统自带的光伏发电板,不需要来自卫星系统之外的加注燃料。

1.3.2 卫星轨道位置控制

卫星通过全球导航卫星系统 GNSS (Global

Navigation Satellite System) 接收机接收 GPS/BDS 等信号, 结合星敏感器和陀螺仪的数据, 实时高精度测定自身的位置和速度等轨道参数, 根据这些数据, 轨道调整机构通过喷射物质产生的反向推力维持卫星的轨道高度或进行轨道转移。卫星轨道维持和调整的推进系统功率, 可以从几瓦(微小卫星)到数百千瓦(深空探测任务)不等。具体功率取决于任务需求、卫星规模和推进技术类型。

化学推进器 CT (chemical thruster) 使用化学燃料(如液氢、液氧或肼类燃料)燃烧产生推力, 其特点是推力大效率低, 主要用于大推力的轨道调整任务, 如卫星的初始入轨或大幅变轨, 也有应用于卫星的轨道调整、姿态控制和深空探测任务中。CT 喷射速度通常在 2~4 公里/秒, 最高值为 10 公里/秒。中国天宫空间站配备了 4 台 CT, 每台推力为 2500 牛(N), 主要用于轨道提升和紧急调整。国际空间站每年消耗约 8 吨燃料用于轨道维持, 燃料消耗的成本高达 8000 万美元, 即每吨 1000 万美元, 而运载火箭的液体燃料在地面的价格约为每吨 1000 美元。

电推进器通常利用太阳能供电, 所以称之为光伏电推进 SEP (Solar Electric Propulsion), 其特点是推力小而效率高, 以 NASA 的 X3 离子推进器为例, 它是一种霍尔推进器 (Hall Thruster), 其使用惰性气体(通常是氙气)作为推进剂, 其电离后在电磁场的作用下, 氙离子通过尾部的喷口高速喷出, 氙离子的速度可达 30000 米/秒, 电推进喷射速度可在 20~80 千米/秒, 离子喷出产生反作用力推动航天器前进。为了保持电荷平衡, 推进器尾部会注入电子, 与喷出的氙离子中和, 使其恢复为中性原子, 避免了航天器积累静电, 同时确保推进器的稳定运行。单个原子的推力很小(通常在毫牛顿级别), 但由于离子推进器可以长时间持续工作, 因此它常用于深空探测任务。X3 的功率可达 100 千瓦以上, 推力达到 5.4 牛顿, 是目前最强大的离子推进器之一。

1.3.3 GEO 卫星轨道维持的燃料和推进剂损耗计算

上面提到的推进系统工作的燃料和推进剂的损耗量 Δm_s 为流量 dm/dt 与工作时间 dt 的乘积

$$\Delta m_s = \int dm_s = \int \frac{dm}{dt} dt \quad (10)$$

根据动量定理

$$f dt = v dm \quad (11)$$

其中, f 为喷射物质的反冲力, v 为喷射物质的相对速度, 由(10)(11)两式, 可得

$$\int dm_s = \int \frac{f}{v} dt \quad (12)$$

2 SE 运行时 GEO 卫星的状态维持

2.1 条件设定

设 GEO 上的太空站系统质量为 M , 其包括太空站基站、缆绳电梯系统和其他与赤道基站连接的部分, 其质心位于 GEO 上; 被运送的货物的质量为 m , 缆绳连接赤道上的基座与太空站, 缆绳上仅存在沿缆绳的径向张力, 不考虑大气和宇宙环境中可能存在的对缆绳的横向外力作用, 从而理想化地假定, 在运货时, 地心、电梯基座和 GEO 卫星始终在一条直线 L 上, 缆绳始终与 L 线重合, 即缆绳为刚性线。

2.2 科里奥利力的影响

本文讨论问题时, 是处在地球自转轴坐标系中, 在此非惯性参照系中, 存在科里奥利力, 根据科里奥利力公式

$$f_c = 2mu \times \omega_E \quad (13)$$

其中, ω_E 是地球自转角速度, 自南极指向北极, u 为沿着缆绳上升的速度, 方向背离地心, 可知科里奥利力指向西方, 此力对地心的力矩对向东运动的太空站起到减速作用, 为维持方程组(1)(6)两式成立, 星载位置维持系统的发动机需要启动以抵消科里奥利力的力矩作用。设货物 m 为 100 公斤以每小时 200 公里的速度 u 上升(从地面到空间站需要约一周时间), 地球自转周期 24 小时 = 86400 秒, 此条件下科里奥利力大小为

$$f_c = 2mu\omega_E = mu \frac{4\pi}{T_E} \quad (14)$$

将已知数值代入计算, 可得 $f_c \approx 0.8$ 牛顿。 f_c 作用在刚性缆绳上运送的货物 m 上, 而推进器喷射燃料的反冲力 f 作用在 GEO 卫星上, 两个力对赤道上缆绳基座的力矩应当平衡, 即

$$f_c r = f r_{\text{GEO}} \quad (15)$$

将式(14)代入式(15)

$$f = mu \frac{4\pi r}{T_E r_{\text{GEO}}} \quad (16)$$

将式(16)代入式(12)

$$\int dm_s = \int mu \frac{4\pi r}{vT_E r_{GEO}} dt \quad (17)$$

考虑到

$$u = \frac{dr}{dt} \quad (18)$$

$$\int dm_s = \int_{r_E}^{r_{GEO}} \frac{4\pi m}{vT_E r_{GEO}} r dr \quad (19)$$

右端对 r 积分,从地球表面积分到 GEO,可得 SE 运输货物过程中,为抵消科里奥利力,消耗的推进剂的质量 m_s 与货物质量 m 之比

$$\frac{m_s}{m} = \frac{2\pi}{vT_E} \left(r_{GEO} - r_E \frac{r_E}{r_{GEO}} \right) \quad (20)$$

GEO 卫星相对于地球表面的高度 $r_{GEO} - r_E$,约 35786 公里,地球自转周期 T_E 为 8.640×10^4 s,地球半径是 6371 公里,将数值代入式(20)可得

$$\frac{m_{耗}}{m} = \frac{1}{v} 2526 \quad (21)$$

讨论:

a. 空间站若启动 SEP 来产生反向力,设氙离子的喷射速度 v 为 30 千米/秒,则 $m_{耗}$ 约为 m 的百分之八。

b. 空间站若启动 CT 来产生反向力,设喷射速度 v 为 3000 米/秒,则 $m_{耗}$ 约为 m 的百分之八十,即消耗的推进剂质量与运送货物的质量相当。

2.3 GEO 卫星要为缆绳张力提供支撑力

货物匀速提升时,缆绳上张力与 m 受到的引力平衡,绳上张力作用在 GEO 卫星上,须启动星载 CT 推进器,其喷射燃料的反冲力 f 给缆绳张力提供反向支撑,因为太空站悬空,不是安装在埃菲尔铁塔的顶端。下面对 CT 的燃料损耗做一个估算。

设 SE 的货物以匀速 u 上升,拉力与引力 $f(r)$ 平衡,而反冲力 f 与 SE 电梯拉力平衡,所以反冲力与 r 有关, $f=f(r)$,随着 m 的上升 $f(r)$ 逐渐减小,由(12)和(18),可得

$$\int dm_s = \int \frac{f(r)}{vu} dr \quad (22)$$

由于喷射反力 f 与 m 受到的引力平衡,引力做的功等于引力势能增量的负值,喷射反力 f 做的功(相当于作用在上移的质心上)与引力的功反号,所以(22)的积分为

$$\begin{aligned} \int m_s &= \int \frac{f(r)}{vu} dr = \frac{1}{vu} \left(\frac{GmM_E}{r_E} - \frac{GmM_E}{r_{GEO}} \right) \\ &= \frac{GmM_E}{vur_E r_{GEO}} (r_{GEO} - r_E) \end{aligned} \quad (23)$$

上式说明,电梯提升货物时,CT 为了提供支撑力所消耗的燃料与提升的货物质量和行程的乘积成正比,与喷射速度和运货速度的乘积成反比。

取 CT 的典型的喷射速度 $v=3000$ 米/秒,货物 m 为 100 千克, u 为每小时 200 公里,以及有关物理常量和式(8)的计算结果,根据 CT 的燃料损耗计算公式(23),可计算出 m 提升过程中 CT 消耗的燃料为

$$\int m_s = \frac{GmM_E}{vur_E r_{GEO}} (r_{GEO} - r_E) \approx 3.1 \times 10^5 \text{ Kg} \quad (24)$$

即运送 100Kg 货物需要消耗约 310 吨燃料来提供支撑力,这个方案显然不可接受。于是又产生了一种利用配重卫星,亦称天顶锚^[2],的缆绳拉力来替代 CT 反推力的设想。

3 添加配重卫星拉力的同步轨道卫星

3.1 配重卫星工作原理

根据公式(1),绕地圆周运动的卫星满足:万有引力=卫星圆周轨道向心力,由此得出公式(2),即:对于一系列不同半径的稳定圆周轨道上的卫星,圆周轨道的半径越大,卫星速度越小。

所以,若在 GEO 卫星上方更高的绕地球的圆周轨道上放一个与 GEO 卫星相对静止即角速度相同的配重卫星,就必须使该配重卫星加速,从而施加更大向心力,现在设想将上述配重卫星与 GEO 卫星用缆绳连接起来,两者的连接缆绳张力对配重卫星的作用是指向地心,对 GEO 卫星的作用方向背离地心,恰能给提升货物 m 的拉力提供支撑。显然,配重卫星不能解决科里奥利力之类的横向力引起的推进剂损耗。

3.2 配重卫星的轨道半径

记配重卫星的质量为 M_P ,其受到的向心力等于地球引力加上缆绳拉力 F ,有

$$\frac{GM_P M_E}{r^2} + F = M_P r \frac{4\pi^2}{T_E^2} \quad (25)$$

其中, T_E 为地球自转周期, F 也是牵引货物 m 的拉力,由上式可解出配重卫星运行的圆周轨道的半径。通常上式仅有数值解,若缆绳拉力 F 远远小于配重卫星受到的引力,上式的近似的符号解可由微扰法求出,设式(23)的解形如

$$r = r_0 + \delta \quad (26)$$

其中, r_0 为

$$r_0 = \sqrt[3]{\frac{GM_E T_E^2}{4\pi^2}} \quad (27)$$

式(27)是 $F=0$ 时的解, 即 GEO 轨道半径, δ 为由微小 F 引起的小修正量, 将式(26)代入式(25)并展开至一阶小量, 可得

$$\delta \approx \frac{T_E^2 F}{3M_P 4\pi^2} \quad (28)$$

因此, 式(25)的近似解析解为

$$r_P \approx \sqrt[3]{\frac{GM_E T_E^2}{4\pi^2}} + \frac{T_E^2 F}{3M_P 4\pi^2} = \sqrt[3]{\frac{GM_E T_E^2}{4\pi^2}} + h \quad (29)$$

上式给出配重卫星到地心的距离, 其右端第一项为 GEO 轨道半径, 第二项为配重卫星在 GEO 轨道卫星上方的相对高度 h 。

3.3 配重卫星径向位置的调整

式(29)说明, 当不同的 SE 载荷 m 所需拉力 F 不同的时候, 就需要调节配重卫星高度 h , 为此, 需要配重卫星上的燃料释放的化学能, 使配重卫星机械能 E 改变, 其改变量 ΔE 可根据式(5)算出如下:

$$\Delta E = E_{P_t} - E_{P_0} = -\frac{GM_P M_E}{2r_t} + \frac{GM_P M_E}{2r_0} \quad (30)$$

3.4 配重卫星和 SE 系统运行的恒定载荷规则

上面的利用调节 h 方式来应对 SE 负载的变化方案, 在节能方面不可取。

另一个经济上可取的解决办法是: SE 运行中永远保持总载荷不变。这可能将是未来的 SE 系统的运行规则。下面设想一个简单的机构, 从原理上说明如何实现 SE 的恒定载荷:

在赤道上的基座与 GEO 卫星之间采用双缆绳方式连接。一缆绳上悬挂一水箱, 其对 GEO 卫星的拉力为 $m_T g$, 另一缆绳上悬挂载货电梯, 其对 GEO 卫星的拉力为 $m_E g$, 合力 $m_T g + m_E g$ 作用在 GEO 卫星, 与配重卫星对 GEO 卫星的拉力平衡。SE 在运行时要保证 $(m_T + m_E)g = \text{恒定值}$, 当电梯载荷增加时, $m_E \uparrow$, 则技术上使 $m_T \downarrow$; 当电梯加速上升时, 电梯缆绳上张力增加, 则要求水箱缆绳上张力减小, 即技术上使 $m_T g \downarrow$; 随着货物的上升, 其受到的引力将逐渐减小, 使货物匀速上升的拉力也逐渐减小, 此时技术上应使 m_T 逐渐增多。

可见此系统从原理上能免除 SE 运行时对 GEO 卫星及 SE 组合系统的径向平衡位置的扰动, 而不增加位置调控机构的燃料耗费。

3.5 GEO 卫星与配重卫星组合系统的横向位置的调控仍需要耗费燃料

大气层内气流的随机横向扰动以及科里奥利力的影响, 将会影响 GEO 空间站和配重卫星的平衡状态, 这就需要在 GEO 空间站和配重卫星上分别配置 CT 和 SEP 系统以应对, 维持 GEO 轨道运动条件的成立, 这将需要持续地消耗燃料和推进剂。那么, 配重卫星的燃料如何补充呢? 如果是采用电梯方式运送, 配重卫星就要对提升货物的拉力提供反向支撑力, 结果导致推进剂或燃料的消耗量可用类似于式(23)的方式计算。在式(23)中, 运货的起点是 r_E , 终点是 GEO 的 r_{GEO} , 现在运货的起点是 GEO 的 r_{GEO} , 终点是配重卫星到地球中心的距离 r_P , 所以从 GEO 卫星向配重卫星用电梯运货时, 配重卫星上的 CT 为提供反向支撑力时所耗费的燃料为

$$\Delta m = \int \frac{f(r)}{vu} dr = \frac{GmM_E}{vur_P r_{GEO}} h \quad (31)$$

以 CT 喷射燃料的反力作用的方式来调节卫星系统的位置, 在经济上耗费巨大, 例如, 低轨道 LEO (LOW Earth Orbit) 空间站上的燃料的运费大约是燃料自身价格的一万倍, 可以想像燃料运到高轨道 GEO 卫星上的经济成本了。

4 前景

上面讨论了 GEO 空间站、配重卫星和 SE 组合系统需要持续地消耗燃料或推进剂, 来维持系统在 GEO 上的稳定, 所耗费的化学燃料量可能超出太空电梯的节能预期。另一个必须关注的问题是, CT 或 SEP 提供的平衡反力是否能够及时进行调整, 使载人空间站、太空电梯和配重卫星系统构成一个稳定的万无一失闭环控制系统, 这一点的重要性高于节能性。对于一个载人的机电系统, 稳定性和安全性总是放在第一位的。

考虑到发射成本、辐射安全和任务需求等因素, 目前的空间站都是位于数百公里高的近地轨道 LEO 上, 而不是在三万五千公里高的同步轨道 GEO 上。对于 90 分钟绕地球一周的 LEO 空间

(下转第 342 页)

3.4.3 产品开发指导

在蜂蜜衍生品(如饮品、化妆品)配方中,可根据目标黏度需求调整含水量(如 $\varphi = 80\% \sim 90\%$ 时黏度适中),或通过温度控制实现理想质构。

4 结语

本研究通过系统实验探究了南京同仁堂百花蜂蜜的流变特性,揭示了其黏度与温度、含水量之间的定量关系,并验证了 Arrhenius 模型在蜂蜜黏度预测中的适用性,为相关产业提供科学依据。

致谢: 本项工作受无锡市科学技术局、无锡市滨湖区人民政府、无锡市滨湖区科学技术局提供的“未来技术太湖创新基金”项目资金支持,在此

一并予以感谢。

参 考 文 献

- [1] GB 14693—2011, 食品安全国家标准 蜂蜜[S].
- [2] 闫玲玲, 杨秀芬. 蜂蜜的化学组成及其药理作用[J]. 特种经济动物, 2005(2): 40-42.
- [3] 赵亚周, 田文礼, 国占宝, 等. 蜂蜜结晶的影响因素及评价指标[J]. 中国农业科技导报 1994, 10(2): 114-117
- [4] 潘君拯, 谭群. 蜂蜜的流变特性[J]. 自然杂志, 1991, (6): 476-477.
- [5] 杨前浩, 袁媛, 李红艳, 等. Arrhenius 模型模拟蜂蜜黏度-温度-含水量变化规律[J]. 南昌大学学报(理科版), 2018, 42(4): 364-368.
- [6] 陆则坚, 郑宝东, 陈丽娇. 蜂蜜流变特性及其质量鉴定[J]. 农业工程学报, 1994, (2): 114-118.

(上接第 336 页)

站来说无法使用太空电梯。

为了减小太空运载火箭的发射成本, 正在实验探索火箭的回收使用, 如 SpaceX 猎鹰 9 号的一级火箭重复使用 10 次的话, 单次发射成本可以降低 50%, 中国长征 8 号改进型, 计划在 2030 年之前实现一级火箭和助推器垂直回收, 计划将成本降低 30%~50%。还有电磁+化学混合推进系统, 前段在地面上运用电能以电磁弹射方式加速飞船, 后段用火箭方式推进飞船, 以求减少化学燃料的消耗。

参 考 文 献

- [1] 张三慧. 力学, 大学物理学(第一册)[M]. 北京: 清华大学出版社, 1999: 188.
ZHANG S H. Mechanics, university physics (Volume 1)[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 1999: 188. (in Chinese)
- [2] 中国运载火箭技术研究院. 一种地球天梯系统: CN106005477A [P]. 2016-10-12 [2025-03-20]. <http://www2.drugfuture.com/cnpat/search.aspx>
China Academy of Launch Vehicle Technology. An Earth's ladder system: CN106005477A[P]. 2016. 2016-10-12 [2025-03-20]. <http://www2.drugfuture.com/cnpat/search.aspx>