



# 升阻比对可重复使用运载器爬升特性影响

崔凯<sup>1,2\*</sup>, 徐应洲<sup>1,2</sup>, 李广利<sup>1,2\*</sup>, 肖尧<sup>1,2</sup>, 王浩祥<sup>1,2</sup>

1. 中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190;

2. 中国科学院大学工程科学学院, 北京 100049

\* E-mail: kcui@imech.ac.cn; liguangli11@mails.ucas.ac.cn

收稿日期: 2018-02-09; 接受日期: 2018-05-16; 网络版发表日期: 2018-12-24

国家自然科学基金(批准号: 11572333, 11372324)和高温气体动力学国家重点实验室项目资助

**摘要** 针对地面助推水平发射的两级入轨空天飞行器, 以一级可重复使用运载器气动特性和爬升弹道特性耦合研究为目标, 基于二维三自由度弹道方程, 通过计算较系统地分析了运载器升阻比对其分离点速度、高度、弹道倾角、动压、最大过载等一系列参数的影响, 并与垂直爬升弹道进行了比较. 计算结果表明升力爬升弹道较垂直爬升弹道可获得更高的分离点速度, 且在小推重比条件下差别尤为明显. 同时, 通过提高升阻比, 可有效提升分离点高度、减小分离点动压以及全弹道最大过载等, 并可大幅拓宽分离点弹道倾角的调节范围. 最后对地面助推水平发射方式及对应最佳弹道方案进行了讨论, 并提出了气动布局设计的关键需求.

**关键词** 可重复使用运载器, 水平发射, 两级入轨, 弹道分析, 升阻比

## 1 引言

航天运载器是空间探索和空间资源开发的主要工具, 目前主要分为单次使用运载器(expendable launch vehicle, ELV)和可重复使用运载器(reusable launch vehicle, RLV)两类. 相比之下, 尽管RLV比ELV的技术难度要大很多, 但其在降低发射费用、提高发射可靠性、缩短发射周期及灵活进出空间等方面的优势十分明显, 因此已成为重点发展方向之一<sup>[1]</sup>. RLV的长远发展目标为水平起降和单级入轨(single-stage-to-orbit, SSTO), 但本着循序渐进的发展思路, 将可重复使用运载器和轨道器相结合, 发展火箭动力<sup>[2]</sup>或各种类型组合动力的二级入轨(two stage to orbit, TSTO)空天飞行

器是整个发展历程中不可或缺的阶段<sup>[3]</sup>.

空天飞行器的发射方式主要包括垂直发射和水平发射两种. 垂直发射是目前最为常见, 也是最为成熟的发射方式. 这种方式与一般运载火箭发射相同, 主要用于发射可重复使用轨道器, 例如早期的航天飞机<sup>[4]</sup>和已实现长期间在轨运行的美国X-37B可重复使用轨道器<sup>[5,6]</sup>. 垂直发射方式的理论基础是著名的齐奥尔科夫斯基公式, 因此需要尽量提升火箭发动机的比冲, 同时尽可能减小结构质量比, 以获得足够的速度增量. 此外, 在爬升过程中, 自身重量和气动阻力均需要发动机推力来克服, 因此对推重比需求也很高, 一般更适合于大型发射. 垂直发射的运载器一般不可回收, 近年来随着美国“猎鹰-9”等可重复使用火箭的研制成功,

**引用格式:** 崔凯, 徐应洲, 李广利, 等. 升阻比对可重复使用运载器爬升特性影响. 中国科学: 技术科学, 2019, 49: 891–900

Cui K, Xu Y Z, Li G L, et al. Effects of the lift-to-drag ratio on climbing characteristics of reusable launch vehicles (in Chinese). Sci Sin Tech, 2019, 49: 891–900, doi: 10.1360/N092018-00034

运载器已成功实现重复使用,但其返回着陆点尚无法灵活选择,且技术难度极高<sup>[7,8]</sup>。

水平发射包括空射、跑道水平起飞和地面助推水平起飞等方式。空射方式以美国飞马座火箭为代表<sup>[9]</sup>。跑道水平起飞方式大多基于吸气式组合循环动力系统,如火箭基组合循环系统(RBCC)<sup>[10,11]</sup>、涡轮基组合循环系统(TBCC)<sup>[12,13]</sup>、采用预冷技术的协同吸气式火箭发动机(SABRE)<sup>[14,15]</sup>以及更加复杂的多模式组合循环系统等<sup>[16,17]</sup>。近年来,随着吸气式超燃冲压发动机技术不断获得突破,以其为基础的二级入轨空天飞行器方案研究已成为热点之一。地面助推水平起飞方式的提出最早可追溯至20世纪30年代由桑格所提出“银鸟”亚轨道飞行器<sup>[18]</sup>,20世纪80年代英国提出的HOTOL空天飞机方案(即Skylon飞行器的原准机)也采用地面跑车助推方式<sup>[19]</sup>。分析表明,地面助推方式可以利用助推获得初速度,并有效利用气动升力来降低火箭发动机的推重比,因此也可用于火箭动力的运载器<sup>[20~22]</sup>。

较垂直发射运载器而言,水平发射运载器一般具有更好的气动性能,因此可大幅增加滑翔返回的机动距离,增大着陆地点的选择范围,乃至实现在发射地点着陆进场并再次发射。这是水平发射飞行器的主要优势之一。但为获得更好的气动性能,水平发射飞行器一般采用带翼构型,因此结构质量比也相应增加。近年来,随着高压捕获翼<sup>[23,24]</sup>等新概念气动布局的提出,飞行器在大容积率条件下,采用较小升力面积即可获得升阻比的有效提升,可使结构质量比有效减小。

有翼飞行器的升阻比与其滑翔飞行航程呈正比<sup>[25]</sup>,故高升阻比一般是各类飞行器气动设计的主要追求指标之一<sup>[26~28]</sup>。对于可回收运载器而言,增大滑翔距离有利于灵活选择返回地点,显然就这一点而言,高升阻比是有利的。但航天运载器的主要任务是将有效载荷运送至轨道,如果高升阻比不利于爬升,从系统角度而言其优势也无法体现。现有文献多针对特定任务,从总体设计和方案规划的角度来对轨迹进行分析和优化<sup>[15~17,29~32]</sup>,尽管初步研究表明,利用气动升力爬升可在一定程度上减少重力损耗<sup>[29]</sup>,但针对升力爬升弹道,从相对基础或一般性角度开展气动与弹道特性的耦合分析尚未见文献发表,本文研究主要基于这一出发点。

对于运载器而言,其主要追求目标是获得尽可能大的速度和高度增量,以利于二级飞行器的入轨。但同时还需考虑分离点的弹道倾角、动压、最大过载等一系列指标。在飞行过程中,也需考虑质量变化、速度变化、高度变化、姿态变化等因素的影响,因此十分复杂。对此,本文从二维三自由度弹道方程出发,首先通过合理简化,提取主要影响因素;之后通过给定不同升阻比和推重比进行计算;最后依据计算结果重点分析升阻比对前述参数的影响。结果表明,提高升阻比对于提升运载器的爬升能力是有利的。

## 2 弹道计算模型及方程

当不考虑离心力作用时,在速度坐标系下,火箭动力一级运载器的二维、三自由度爬升弹道方程如方程组(1)所示<sup>[33]</sup>。

$$\begin{cases} m \frac{dV}{dt} = P \cos \alpha - D - mg \sin \theta, \\ mV \frac{d\theta}{dt} = P \sin \alpha + L - mg \cos \theta, \\ \frac{dx}{dt} = V \cos \theta, \\ \frac{dH}{dt} = V \sin \theta, \\ \frac{dm}{dt} = \frac{P}{gI_{sp}}, \end{cases} \quad (1)$$

其中, $m$ 为运载器质量, $V$ 为速度, $P$ 为发动机推力, $\alpha$ 为飞行攻角, $D$ 为气动阻力, $\theta$ 为弹道倾角, $L$ 为气动升力, $x$ 为水平位置, $H$ 为海拔高度, $I_{sp}$ 为发动机比冲, $g$ 为重力加速度。其中气动升力和阻力采用如下公式计算:

$$\begin{cases} L = \frac{1}{2} \rho V^2 C_l \Delta S, \\ D = \frac{1}{2} \rho V^2 C_d \Delta S, \end{cases} \quad (2)$$

其中, $\rho$ 为当地大气密度, $\Delta S$ 为参考面积, $C_l$ 和 $C_d$ 分别为升力和阻力系数。给定初始条件及相应的控制律方程后,利用数值积分方法即可求解出飞行弹道。

基于本文的主要研究目标,为合理简化,假定发动机推力方向与速度方向时刻一致,即发动机推力仅对速度改变有影响,而不影响弹道倾角,这在实际中可通过摇摆发动机喷管方向或利用燃气舵实现。在此假定条件下,方程组(1)的 $\alpha$ 可相应固定为0。将其变形为

标准形式后, 方程组(1)可进一步表达为

$$\begin{cases} \frac{dV}{dt} = \frac{P}{m} - \frac{D}{m} - g \sin \theta, \\ \frac{d\theta}{dt} = \frac{L}{D} \cdot \frac{D}{m} \cdot \frac{1}{V} - \frac{g \cos \theta}{V}, \\ \frac{dx}{dt} = V \cos \theta, \\ \frac{dH}{dt} = V \sin \theta, \\ \frac{dm}{dt} = \frac{P}{g I_{sp}}. \end{cases} \quad (3)$$

从上式可见, 爬升弹道主要由比冲 $I_{sp}$ 、推质比 $P/m$  (或推重比)、阻质比 $D/m$ 和升阻比 $L/D$ 决定. 如果考虑垂直发射方式, 为便于比较, 假定运载器弹道一直垂直向上, 在水平方向没有位移, 则方程组(3)可进一步简化为

$$\begin{cases} \frac{dV}{dt} = \frac{P}{m} - \frac{D}{m} - g, \\ \frac{dH}{dt} = V, \\ \frac{dm}{dt} = \frac{P}{g I_{sp}}. \end{cases} \quad (4)$$

如果在方程组(4)中不考虑气动阻力和重力带来的速度损耗, 可直接积分得到速度增量, 即得到齐奥尔科夫斯基方程. 可见, 齐式方程是弹道方程的理想简化形式.

对于方程组(2)~(4), 当给定升阻力系数、比冲等参数后, 给定如下初始条件:

$$\begin{cases} V = V_0, \\ \theta = \theta_0, \\ x = x_0, \\ H = H_0, \\ m = m_0. \end{cases} \quad (5)$$

即可求得整个飞行弹道. 本文后续算例主要基于方程组(2)和(3)计算, 通过方程组(2)和(4)得到的垂直弹道主要作为对比使用. 弹道方程的求解采用四阶三次龙格-库塔法.

### 3 算例设置、计算结果以及分析

#### 3.1 参数分析和设置

如前所述, 比冲、推重比、阻质比和升阻比均对弹道有影响. 发动机比冲所表征的含义是燃料所储存的化学能向机械能转化的效率, 因此越大越有利, 故在后续分析中可不作为变量考虑, 后续算例中参考一般液体火箭发动机, 将其固定为350 s. 除此以外, 其余3个参数存在相互耦合关系, 因此必须统一考虑. 一般来说, 飞行器的升力和阻力系数随飞行马赫数、飞行攻角和飞行高度的变化而变化, 其中在跨声速阶段变化十分剧烈, 进入超声速区域后一般随马赫数增加而缓慢下降, 但变化相对较小. 在一定飞行高度内, 尤其是在相对稠密的大气层内, 其变化相对较小. 但其随飞行攻角的变化十分明显. 为简化分析, 进行如下假定: (1) 假定整个爬升弹道内飞行攻角保持不变; (2) 假定起飞时运载器已具有一定初速度, 且为超声速. 通过上述假定, 升阻比可以采用全弹道内的平均值计算, 即作为恒定值考虑. 此外, 假定整个弹道内推力保持不变, 并且使用起飞推重比来进行无量纲表达.

基于上述假定, 当起飞推重比、升力系数和阻力系数在一定范围内变化时, 通过结果分析即可获得升阻比在不同条件下对爬升弹道参数的影响. 后续算例中, 对于升力爬升弹道, 相关参数给定如表1所示. 表中,  $TWR$ 为起飞推重比,  $m_f$ 为燃料质量, 其余参数的含义与方程组(2)和(3)的对应参数含义相同. 表中,  $TWR$ ,  $C_l$ 和 $C_d$ 分别给定相应的上下边界值, 后续计算中在这些范围内给定数值, 由此对应不同升阻比. 表中参数的选择基于相关文献的分析后设定, 用于计算气动升力和阻力的参考面积给定为 $8 \text{ m}^2$ , 一级结构质量及上面级质量总和为4000 kg (对应 $m_f=6000 \text{ kg}$ ).

垂直爬升弹道的计算参数与表1中的参数基本相同, 垂直爬升时不受气动升力干扰, 因此升力系数为0. 考虑到运载器在零升条件下的阻力系数相应降低, 为使比较更为合理, 计算时阻力系数 $C_d$ 选取为0.02. 此外, 垂直爬升弹道计算时初速度也给定400 m/s, 采

表 1 升力爬升弹道计算参数

$TWR$	$C_l$	$C_d$	$m_0$ (kg)	$m_f$ (kg)	$V_0$ (m/s)	$\theta_0$ (deg)	$x_0$ (m)	$H_0$ (m)
1.2~2.0	0.03~0.15	0.03~0.04	10000.0	6000.0	400.0	0.0	0.0	0.0

用这样的数值仅为保证计算结果的可比较性.

3.2 算例和结果

基于表1的计算参数, 进一步将起飞推重比、升力系数和阻力系数细分并计算, 计算时将上述3个参数分别在域内按等间距选择5个, 由此获得不同的组合形式, 具体如表2所示.

实际计算中, 将上述3个参数的取值遍历组合, 算例个数为 $5^3=125$ 个, 以保证计算结果的覆盖性. 基于上述升阻力系数, 所有算例中升阻比的变化范围为 $[0.75, 5]$ . 对于垂直爬升弹道, 仅考虑推重比变化, 故

表 2 起飞推重比、升力系数和阻力系数的给定参数

$TWR$	$C_l$	$C_d$
1.2	0.03	0.03
1.4	0.06	0.0325
1.6	0.09	0.035
1.8	0.12	0.0375
2.0	0.15	0.04

算例为5个. 计算中, 大气参数(密度、声速、重力加速度等)依据美国1976标准大气参数表通过公式拟合获得<sup>[34]</sup>, 计算终止条件为燃料耗尽, 积分步长为0.01 s.

采用升力爬升弹道时的计算结果如图1所示, 由于算例基于参数空间内所选择的典型样本, 无法绘制连续的曲线, 因此仅能以散点图的形式给出, 但从这些结果可以获得一些一般性的规律. 由于升阻比是本文主要研究的参数, 所以这里分别给出了其与分离点速度(图1(a))、分离点高度(图1(b))、分离点马赫数(图1(c))以及分离点弹道倾角(图1(d))的关系. 从图中可以看出, 升阻比对上述4个参数的影响均比较明显. 具体而言: (1) 升阻比较小(低于2)时, 分离点速度随升阻比增加迅速增大, 但当升阻比较高时, 分离点速度变化较小(图1(a)); (2) 分离点高度随升阻比的增加基本呈单调上升趋势, 即升阻比的增加可有效提高分离点高度(图1(b)); (3) 由于声速随高度变化, 分离点马赫数基本随升阻比的增加而增大, 但当升阻比超过3后变化较小(图1(c)); (4) 随升阻比增加, 分离点弹道倾角的散布区间不断增大(图1(d)).

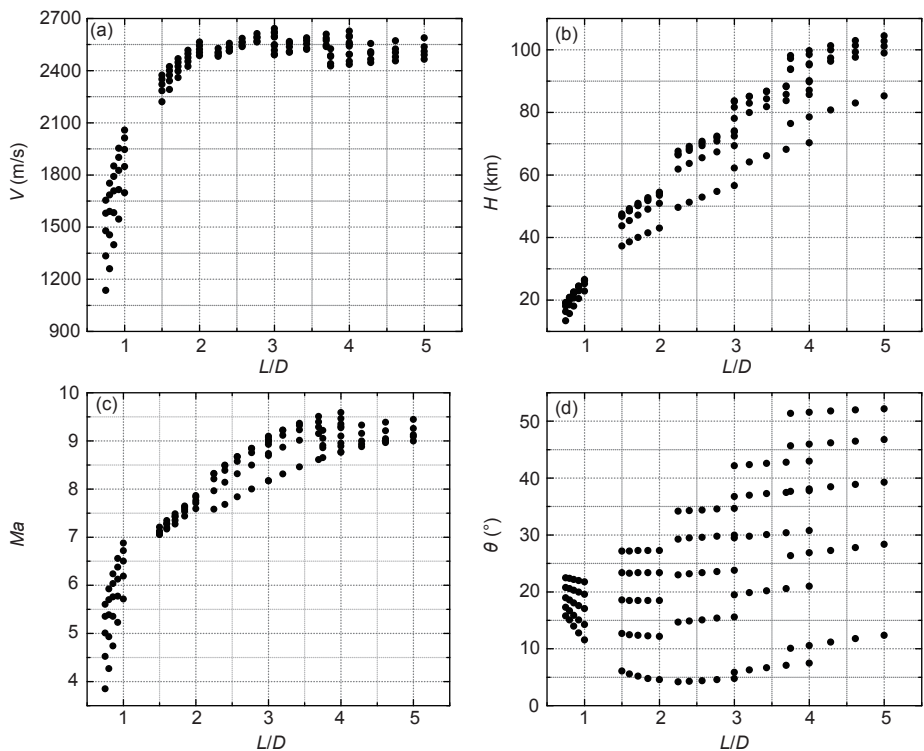


图 1 升力爬升弹道升阻比与分离点主要参数的关系

### 3.3 计算结果分析

从图1的结果中可以获得初步的定性结论. 为进一步分析, 在前述算例中选择阻力系数 $C_d=0.03$ , 升阻比 $L/D$ 分别为1, 2, 3, 4, 5, 初始推重比分别为1.2, 1.4, 1.6, 1.8, 2.0,

1.8和2.0的算例结果进行比较, 相关曲线如图2所示, 以下依次进行分析.

图2(a)给出了升阻比与分离点速度的关系曲线. 由图可知当升阻比较小时, 分离点速度明显下降, 低升

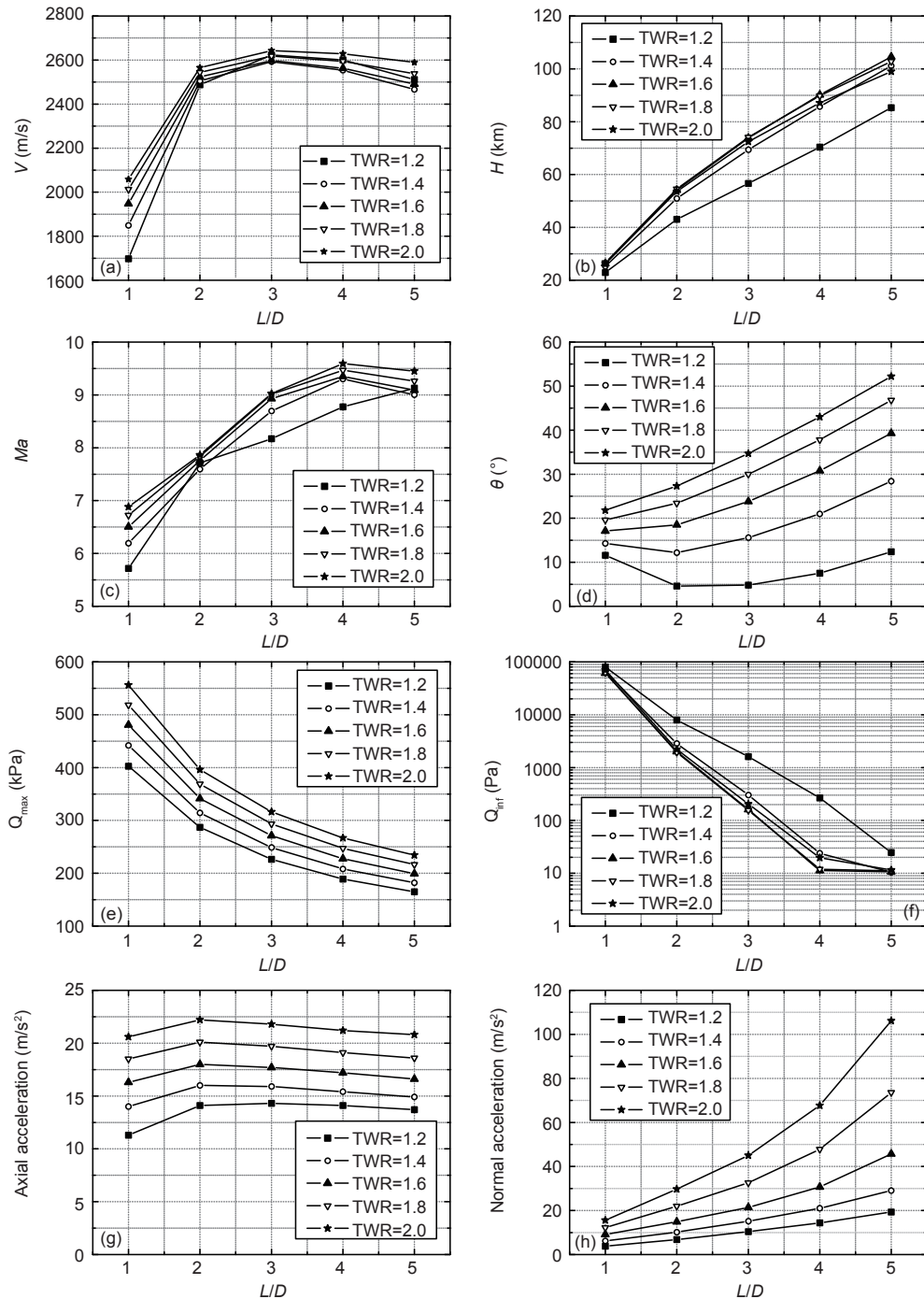


图2 采用升力爬升弹道升阻比与分离点主要参数的关系( $C_d=0.03$ )



阻比条件下随初始推重比增大, 分离点速度增加明显. 在高升阻比条件下, 分离点速度对升阻比及初始推重比的敏感度逐渐下降; 图2(b)给出了升阻比与分离点高度的关系曲线. 由图可知随升阻比的增加, 分离点高度单调上升, 且幅度可相差数倍. 同时推重比对其影响相对较小, 当推重比超过1.4后, 分离点高度几乎完全由升阻比决定; 图2(c)给出了升阻比与分离点马赫数的关系曲线. 由图可知马赫数随升阻比的变化趋势基本也呈正比. 这主要由于分离点高度随升阻比增加而增大, 进而导致声速变化. 此外, 分离点马赫数在高升阻比条件下对初始推重比变化不敏感; 图2(d)给出了升阻比与分离点弹道倾角的关系曲线. 由图可知初始推重比较小时, 分离点弹道倾角随升阻比变化不敏感, 随初始推重比增加, 分离点弹道倾角随升阻比的增大而增加. 在高升阻比条件下, 分离点弹道倾角对初始推重比的敏感程度逐渐增大. 因此, 实际中通过调节推力, 应可更加灵活地选择分离点弹道倾角; 图2(e)给出了升阻比与飞行弹道中最大动压值的关系曲线. 由图可知升阻比增加或初始推重比减小时, 都可导致最大动压值减小. 由此带来的好处是减小运载器结构载荷, 有利于运载器的减重设计; 图2(f)给出了升阻比与分离点动压值的关系曲线, 为清晰表达, 图中纵坐标采用对数坐标. 由图可知分离点动压值对升阻比的变化极为敏感, 同时对初始推重比的敏感度较小. 随升阻比增加, 分离点动压呈数量级减小. 由于可重复使用运载器一般采用有翼构型, 低分离点动压可有效减小分离过程的气动干扰; 图2(g)和(h)分别给出了升阻比与运载器最大轴向/法向加速度(过载)关系曲线, 由图可知升阻比对轴向最大加速度影响很小, 而对法向最大加速度的影响相对明显, 但在小推力条件下,

法向加速度随升阻比的变化并不明显.

综上结果及分析可知, 综合来看, 升阻比的增加对于运载器爬升性能十分有利. 升阻比的增加对分离点速度增量影响较小, 但可明显提升分离点的高度和马赫数, 同时使分离点弹道倾角的可调范围大幅拓宽. 提高升阻比还可以有效降低最大动压和分离点动压, 直接有利于结构减重和减小分离气动干扰. 此外, 采用高升阻比构型可大幅降低初始推重比的要求, 在小推重比工作条件下, 运载器的轴向和法向过载也可大幅降低, 这也有利于结构减重.

### 3.4 与垂直爬升弹道的比较

为进一步比较, 图3给出了不同初始推重比条件下升力爬升弹道(不同升阻比)和垂直爬升弹道(对应 $L/D=0$ 曲线)的分离点速度及分离点高度比较. 其中垂直爬升弹道对应的阻力系数为0.02, 约是升力爬升弹道对应值的67%. 所有算例的初速度均为400 m/s. 从图中可以看出, 垂直爬升弹道的分离点速度与高度对发动机推重比十分敏感, 且仅在极低升阻比( $L/D=1$ )条件下优于升力爬升弹道. 该图也再一次表明较高升阻比条件下, 分离点速度受推重比影响较小, 同时分离点高度与升阻比呈正比.

## 4 讨论

### 4.1 地面助推水平发射方式

前述计算和分析中, 假定飞行器离地时已具有一定的初始速度, 这可以采用地面助推方式获得, 即采用地面助推水平发射方式. 如果发射方式不具有实际意义, 那么前述计算也没有实际意义, 因此本小节主

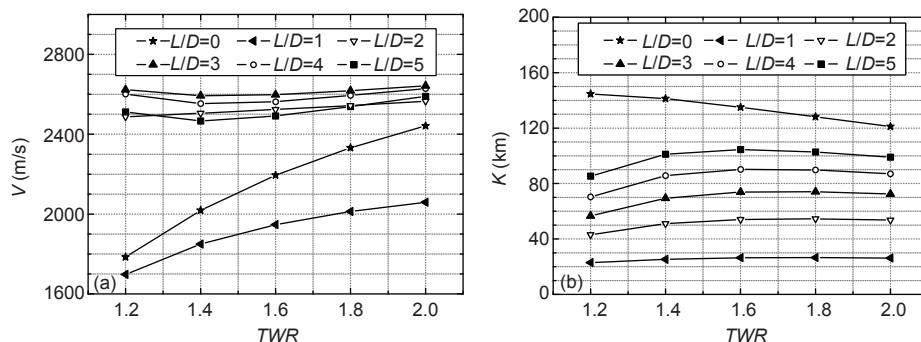


图3 升力爬升弹道和垂直爬升弹道主要参数对比曲线

要对这一发射方式进行相关讨论. 广义而言, 地面助推的水平发射方式相当于在地面再增加一个助推级, 使运载器获得一个初始速度, 因此可在一定程度上减少运载器及轨道器的燃料消耗或增加有效载荷质量. 从实用角度看, 地面助推级的动力可采用火箭发动机, 即基于目前成熟的火箭撬技术; 伴随其他先进发射技术的不断进展, 未来也可采用磁悬浮<sup>[35]</sup>或电磁推进<sup>[36]</sup>等更为经济且快捷的发射手段, 实现地面助推级的完全重复使用, 有效降低成本. 在此基础上, 亦可考虑舰载海上发射, 以进一步提高发射地点选择的灵活性.

从前面分析看, 地面助推水平发射方式主要依靠气动升力产生高度增量, 且在稠密大气区域飞行时间长、速度/高度跨度大, 因此对运载器的气动外形要求较高, 必须在全速域条件下均具有高升阻比并保持稳定飞行. 采用有翼构型时结构质量比会明显增大, 这也要求必须有全新概念的气动构型设计. 地面助推级的分离速度应以超音速为宜, 这样可跨越声障附近的高阻力系数区域, 但不宜过高, 否则在地面加速时会产生很大的法向振动过载损伤运载器和轨道器.

## 4.2 最佳爬升弹道曲线

基于前述分析可知, 采用升力爬升策略可有效减小对发动机推重比的需求, 为进一步分析和讨论, 图4给出了小初始推重比( $TWR=1.2$ )条件下, 升阻比不同时的爬升弹道曲线比较, 同时给出了动压随水平距离的对应变化曲线以便分析. 从图中可以看出, 尽管弹道差别较大, 但基本都接近于“S”形, 并可分为3个主要阶段: 从起飞位置开始, 运载器首先以小弹道倾角、接近水平方式加速飞行, 此时重力完全由气动升力平

衡; 随运载器不断加速, 动压迅速增加, 气动升力增加, 弹道倾角逐渐增加, 运载器开始向上爬升, 且升阻比越大, 弹道倾角增加率越大, 运载器在此段越接近垂直状态. 在爬升过程中, 随弹道倾角增加, 重力在垂直方向的分量越大, 因此加速度相对较小; 当运载器加速至一定高度后, 由于空气密度减小, 动压开始下降, 导致气动升力下降, 在重力作用下弹道倾角逐渐减小, 但运载器的速度和高度均相应增加, 直至燃料耗尽并到达分离点.

从图4的结果可以看出, 较高的升阻比有利于运载器的迅速爬升并脱离稠密大气区, 并可明显减小最大动压值. 采用升力爬升时, 近似于“S”形的弹道是各个外力综合作用下的必然结果, 同时也应是最好的方式选择. 在本文的计算中, 升阻比的数值取为固定值, 但在实际中, 随飞行攻角变化, 运载器的升阻力系数均可调节, 即升阻比可变. 同时, 发动机的推力大小和方向也可改变, 因此针对特定发射任务, 有目标的开展弹道优化是十分必要的. 显然, 若采用适宜的高升阻构型, 将可有效拓宽优化空间, 进而寻得综合指标最优的弹道方案.

## 4.3 对运载器气动构型的设计需求

本文的计算和分析并不涉及具体的气动构型, 但基于前述结果, 可以提出气动构型设计的一些关键需求, 具体如下: 首先, 运载器应在全速域飞行条件下均具有较高的升阻比. 从目前研究看, 低马赫数条件下获得高升阻比较容易, 因此后续的关键问题应在于提高运载器在高马赫数条件下的升阻比; 其次, 如果运载器以火箭发动机为动力, 由于须携带大量氧化剂, 运

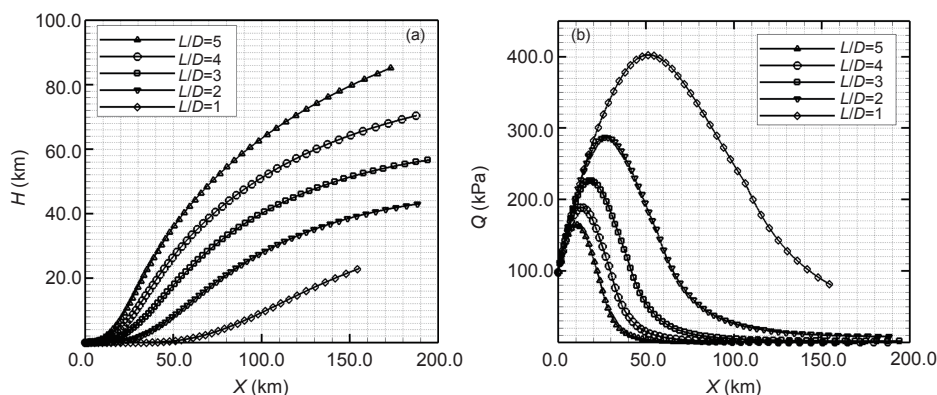


图4 不同升阻比条件下爬升轨迹(a)和动压(b)比较(初始推重比为1.2)

载器的容积和自重都会大幅增加, 因此高升阻比构型必须满足容积率需求方具有实际意义, 同时运载器升力也应尽量提升以平衡重力. 从系统角度看, 提高升力的另一个好处是运载器在返回时可增加滑翔飞行高度, 使其飞行动压减小, 不但可有效缓解再入的热防护压力, 也利于结构减重; 第三, 运载器构型应尽量紧凑以减小结构质量比; 最后, 运载器应在全速域条件下均能保持稳定飞行.

## 5 结论

基于本文计算结果, 通过分析和讨论, 可以获得如下结论: 首先, 高升阻比气动构型无论是对于运载器的爬升还是回收都是有利的, 但构型在满足容积率、自重、稳定性等约束条件下方具有实际意义. 其次, 地面助推水平发射方式具有对火箭推重比要求低、发射灵

活性好等优势, 如地面助推级可实现重复使用, 还可有效降低发射成本, 具有更加明显的优势. 最后, 在前述两个条件下, 爬升弹道基本呈类似“S”的曲线形状. 在实际应用中应综合考虑速度、高度、弹道倾角、动压和过载等相关目标, 对升阻比、推重比、比冲等输入参数及其变化策略进行合理选择, 进而开展弹道优化.

需要说明的是, 为突出主要问题和特性, 本文的建模工作进行了大幅简化. 例如, 假定升力和阻力系数在一定范围内不随高度及马赫数的改变而变化, 同时也没有考虑飞行器姿态变化等因素, 这都是在实际方案设计中必须考虑的问题. 以此为基础, 一方面考虑更多因素并引入相应参量, 开展更加详尽的分析; 另一方面结合典型的实际案例, 将气动参数和轨迹参数统一考虑, 优化使用整个飞行轨迹的升阻比和推重比等主要参数, 开展系统级优化并使其综合性能获得提升, 是后续即将开展的研究工作.

## 参考文献

- 1 刘竹生, 孙伶俐. 航天运输系统发展及展望. 中国科学: 技术科学, 2012, 42: 493-504
- 2 杨勇. 我国重复使用运载器发展思路探讨. 导弹与航天运载技术, 2006, 4: 1-4
- 3 秦旭东, 龙乐豪, 容易. 我国航天运输系统成就与展望. 深空探测学报, 2016, 3: 315-322
- 4 Boltz F W. Space shuttle family: Shuttle II, Mini shuttle, and Micro shuttles. J Spacecraft Rockets, 1998, 35: 852-855
- 5 孙宗祥, 唐志共, 陈喜兰, 等. X-37B的发展现状及空气动力技术综述. 实验流体力学, 2015, 29: 1-14, 24
- 6 Grantz A. X-37B orbital test vehicle and derivatives. In: AIAA SPACE 2011 Conference & Exposition. Long Beach, 2011. AIAA Paper 2011-7315
- 7 于霞, 孙伶俐, 单文杰. 国外可重复使用运载器发展现状和趋势. 国际太空, 2012, 2: 2-6
- 8 徐大富, 张哲, 吴克, 等. 垂直起降重复使用运载火箭发展趋势与关键技术研究进展. 科学通报, 2016, 61: 3453-3463
- 9 Ziraksaz M H. Combining the cruise and pegasus missiles for spy micro-satellite launching (Part two: Primary sketch). In: 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Hartford, 2008. AIAA Paper 2008-5058
- 10 Shi L, He G, Liu P, et al. A rocket-based combined-cycle engine prototype demonstrating comprehensive component compatibility and effective mode transition. Acta Astronaut, 2016, 128: 350-362
- 11 张蒙正, 李斌, 王君, 等. 关于RBCC动力系统的思考. 火箭推进, 2013, 39: 1-7
- 12 Dissel A F, Kothari A P, Lewis M J. Comparison of horizontally and vertically launched airbreathing and rocket vehicles. J Spacecraft Rockets, 2006, 43: 161-169
- 13 刘赵云. 国外TBCC组合循环发动机方案及发展浅析. 推进技术, 2013, 7: 94-97
- 14 Mehta U, Aftosmis M, Bowles J, et al. Skylon aerospace plane and its aerodynamics and plumes. J Spacecraft Rockets, 2016, 53: 340-353
- 15 Hellman B M, Bradford J, Germain B S, et al. Two stage to orbit conceptual vehicle designs using the SABRE engine. In: AIAA SPACE 2016. Long Beach, 2016. AIAA Paper 2016-5320
- 16 Zhou J X, Xiao Y T, Liu K, et al. Preliminary analysis for a two-stage-to-orbit reusable launch vehicle. In: 20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Glasgow, 2015. AIAA Paper 2015-3536
- 17 Zhang H W, Guo J, Xu Y S, et al. Research on TSTO reusable launch vehicle powered by turbo-aided RBCC engine. In: 21st AIAA International Space Planes and Hypersonics Technologies Conference. Xiamen, 2017. AIAA Paper 2017-2372



- 18 Sanger-Bredt I. The silver bird story: A memoir. In: Proceedings of the Third Through the Sixth History Symposia of the International Academy of Astronautics, volume I. Washington DC: NASA, 1977. 195–228
- 19 Conchie P. The HOTOL space transportation system. 1986, AIAA Paper 1986-786
- 20 朱森元. 单级入轨运输器的发射技术研究. 导弹与航天运载技术, 2001, 5: 1–5
- 21 朱森元. 论单级入轨火箭运载器的发展途径. 导弹与航天运载技术, 2002, 5: 11–14
- 22 白晨, 董云峰. 单级入轨飞行器水平发射的优势. 导弹与航天运载技术, 2008, 1: 8–11, 45
- 23 Cui K, Li G L, Xiao Y, et al. High-pressure capturing wing configurations. AIAA J, 2017, 55: 1909–1919
- 24 崔凯, 李广利, 胡守超, 等. 高速飞行器高压捕获翼气动布局概念研究. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2013, 43: 652–661
- 25 Ernst H H, Claus W. Selected Aerothermodynamic Design Problems of Hypersonic Flight Vehicles. Berlin: Springer, 2009. 189–192
- 26 Ding F, Liu J, Shen C, et al. Novel approach for design of a waverider vehicle generated from axisymmetric supersonic flows past a pointed von Karman ogive. Aerospace Sci Tech, 2015, 42: 297–308
- 27 Huang W, Ma L, Wang Z, et al. A parametric study on the aerodynamic characteristics of a hypersonic waverider vehicle. Acta Astronaut, 2011, 69: 135–140
- 28 Huang W, Li S B, Liu J, et al. Investigation on high angle of attack characteristics of hypersonic space vehicle. Sci China Tech Sci, 2012, 55: 1437–1442
- 29 Lewis M J. TSTO airbreathing propulsion analysis with lift and drag. In: 12th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies. Norfolk, 2003. AIAA Paper 2003-7020
- 30 Mehta U B, Bowles J V. Two-Stage-to-Orbit spaceplane concept with growth potential. J Propulsion Power, 2001, 17: 1149–1161
- 31 Renganathan S A, Mavris D N. Conceptual design of a two stage runway based space launch system. In: 51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Orlando, 2015. AIAA Paper 2015-3980
- 32 Sippel M, Bussler L, Kopp A. Advanced simulations of reusable hypersonic rocket-powered stages. In: 21st AIAA International Space Planes and Hypersonics Technologies Conference. Xiamen, 2017. AIAA Paper 2017-2170
- 33 Rafique A F, LinShu H, Kamran A, et al. Multidisciplinary design of air launched satellite launch vehicle: Performance comparison of heuristic optimization methods. Acta Astronaut, 2010, 67: 826–844
- 34 杨炳尉. 标准大气参数的公式表示. 宇航学报, 1983, 1: 83–86
- 35 胡振娴, 张艳清, 尹军茂, 等. 空天飞行器磁悬浮电磁助推发射技术综述. 飞航导弹, 2016, 12: 54–59
- 36 马伟明, 鲁军勇. 电磁发射技术. 国防科技大学学报, 2016, 38: 1–5

## Effects of the lift-to-drag ratio on climbing characteristics of reusable launch vehicles

CUI Kai<sup>1,2</sup>, XU YingZhou<sup>1,2</sup>, LI GuangLi<sup>1,2</sup>, XIAO Yao<sup>1,2</sup> & WANG HaoXiang<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup> LHD of Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

<sup>2</sup> School of Engineering Science, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China

This study aims at climbing characteristics investigation of the first-stage reusable launch vehicle in small Two-Stage-To-Orbit (TSTO) systems adopting ground boosting, horizontal take-off strategy. On the basis of the two-dimensional, three degree of freedom ballistic equations, the impact of the lift-to-drag ratio of the vehicle on some key performance parameters, which include the velocity gain, the height gain, the trajectory inclination angle, the dynamic pressure, and the maximal overload, etc are systematically analyzed under different thrust-weight ratios. In addition, a comparison study by taking a vertical launch trajectory as a reference is carried out. The results clearly show that the velocity gain in the lift-assistance climbing trajectory is larger than that in vertical trajectory. Moreover, a high lift-to-drag ratio is not only propitious to elevate the height of separation, but also conducive to reduce the dynamic pressure as well as the maximal overload, especially in small thrust-weight ratio conditions. The adjustment range of the trajectory inclination angle is significantly extended due to a high lift-to-drag value simultaneously. Finally, both the advantage of the ground boosting launch strategy for vehicles using rocket engines and a rational ballistic are discussed based on the results. Furthermore, some critical requirements of aerodynamic configuration design are proposed.

**reusable launch vehicle, horizontal take-off, two-stage-to-orbit, ballistic analysis, lift-to-drag ratio**

doi: 10.1360/N092018-00034