

文章编号:1674-8190(2020)02-184-07

空中发射初始状态对运载火箭有效载荷的影响

蔡恒欲,林立辉,刘士阳,叶正寅

(西北工业大学 航空学院,西安 710072)

摘要:目前,国内外针对空中发射技术的研究多集中于火箭分离过程中的数值模拟和气动特性方面,而有关空中发射对运载火箭有效载荷影响程度的研究鲜少涉及。研究空中发射初始状态对运载火箭有效载荷的影响,通过对飞行轨道的模型简化,建立火箭飞行的数学模型,定量地分析发射高度和发射速度对火箭入轨后有效载荷的影响。结果表明:提高发射高度可以明显地增加有效载荷,但发射高度在 10 km 之上继续增加,对有效载荷的提升并无良好效果;提升发射速度可以显著地增加有效载荷,并且发射速度对有效载荷的影响更大。因此,考虑空中发射的经济性,设置初始发射高度约为 10 km,并尽可能提高初始发射速度的方案是较为合理的。

关键词:空中发射;运载火箭;有效载荷;发射速度;发射高度

中图分类号:V475.1;V554⁺.5

文献标识码:A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2020.02.005

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Effect of Initial State of Air-launch on Payload of Launch Vehicle

CAI Hengyu, LIN Lihui, LIU Shiyang, YE Zhengyin

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: At present, the research on air launch technology at home and abroad focuses on the numerical simulation and aerodynamic characteristics in the process of rocket separation, while the research on the impact of air launch on the payload of launch vehicle is rarely involved. The influence of the initial state of air-launch on the payload of the launch vehicle is studied. By simplifying the model of the flight orbit, the mathematical model of the rocket flight is first established and then the influence of the launch height and the launch velocity on the payload of the rocket after entering the orbit is quantitatively analyzed. The results show that increasing the launch height can effectively increase the payload, but if the launch height is increased beyond 10 km, the increase in payload is not as significant as before. Increasing the launch velocity can significantly increase the payload, and the launch velocity is more significant for the payload increase. Therefore, considering the economics of air-launch, it is more appropriate to set an initial launch height of 10 km and to increase the initial launch speed as much as possible.

Key words: air-launch; launch vehicle; payload; launch speed; launch height

收稿日期:2019-04-11; 修回日期:2019-07-30

通信作者:蔡恒欲,1362180147@qq.com

引用格式:蔡恒欲,林立辉,刘士阳,等.空中发射初始状态对运载火箭有效载荷的影响[J].航空工程进展,2020,11(2):184-190.

CAI Hengyu, LIN Lihui, LIU Shiyang, et al. Effect of initial state of air-launch on payload of launch vehicle[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(2): 184-190. (in Chinese)

0 引言

空中发射技术是指从空中发射平台(主要是飞机或者飞艇等航空飞行器)上发射携带任务载荷的运载火箭、巡航导弹和无人机等(统称为有效载荷)的技术^[1]。

从军事角度来看,火箭发射基地一般是战时敌方最先想要摧毁的地方,采用空中发射技术具有三方面优势:①使火箭发射具有极强的机动性和隐蔽性,在战时和应急情况下是相当重要的;②有利于减少火箭发射场地的数量、节约维护经费、缩短发射周期;③提高火箭的有效载荷,使小型火箭可以运载更多的有效载荷到轨道上^[1-2]。从民用角度来看,空中发射技术在商业方面也具有巨大潜力,例如,2013年初,维珍银河公司已有超过 575 名付费用户购买了用于乘坐“太空船 2 号”的太空旅行票,票价暂时稳定在 250 000 美元^[3]。

在国外,2004~2006 年间,Beggar 求解器被广泛用于诸如 F-15E、F-16、B-52 等空中发射平台的外挂物投放仿真^[4-6]。V. C. Nguyen 等^[7]分析了火箭系统发射阶段的鲁棒稳定性;E. Roosenboom 等^[8]利用实验方法,研究了重装空投货物出舱后机-物-伞系统的气动耦合特性。1990 年 4 月,美国“飞马座”火箭通过空中发射平台发射的空射型运载火箭,其总质量 18.3 t,可以发射 180~410 kg 的小型卫星^[9]。2018 年 10 月,英国维珍航空公司利用改装后的 747-400 在 9 144 m 高空成功实现二级运载火箭“LauncherOne”的发射。2019 年 4 月,“Stratolaunch”实现首飞,用于运载火箭空中发射,有效载荷可达 250 t^[10]。

目前,国内的研究主要集中于理论和数值模拟方面。唐志共等^[11]采用基于非结构重叠网格的挖洞技术求解 Euler 方程,数值模拟了外挂投放;肖中云等^[12]在并行环境下进行了外挂物动态分离过程的数值模拟;朱和铨等^[13]对仿真的火箭箭体进行了气动特性分析;高云逸等^[14]和杨磊^[15]分别研究了运载火箭在空中投放后的姿态控制。

各国研究者已对空中发射技术进行了大量研究,并取得了一些成就,但大都是研究火箭分离过程中的数值模拟和气动特性方面,对于具体的空中发射对运载火箭的有效载荷影响程度的研究很少,因此本文通过研究在不同的发射高度和速度下有

效载荷的变化情况,定量地给出空中发射对有效载荷的影响程度。

1 计算方法

为了便于研究发射高度和发射速度对火箭入轨后有效载荷的影响程度,对火箭运动轨迹(如图 1 所示)进行简化处理,火箭运动方式为:

(1) 在初始高度、初始速度下,火箭发动机点火,火箭开始进行爬升;

(2) 到达一定高度后,火箭发动机熄火,火箭依靠惯性继续爬升,直到火箭到达指定轨道,此时火箭速度基本为 0;

(3) 火箭到达轨道高度后发动机二次点火,产生的推力一方面与离心力一起平衡地球引力,另一方面对火箭进行加速,直到火箭达到轨道速度为止。

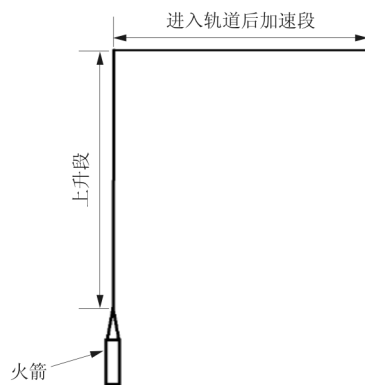


图 1 火箭运动轨迹

Fig. 1 Motion trajectory of rocket

为了简化计算,设定如下假设:

(1) 火箭发动机推力恒定,不对火箭发动机推力进行调整;

(2) 火箭发射不考虑地球自转问题;

(3) 运动过程中将火箭看成一个质点,不考虑火箭自身姿态改变问题;

(4) 箭体与载机分离后至转为垂直姿态开始点火,仅需数秒,期间火箭高度的变化忽略不计;

(5) 由于到 7×10^4 m 高度时大气密度数值在 10^{-4} kg/m³ 的量级,计算出来的气动阻力在 10^3 N 的量级,远小于由于重力引起的阻力,故假定火箭到达 7×10^4 m 高度后大气密度为 0。

火箭加速上升阶段的数学模型如式(1)所示。

$$\begin{cases} h_n = h_{n-1} + v_{n-1} dt \\ v_n = v_{n-1} + a_{n-1} dt \\ f_n = \frac{1}{2} \rho v_n^2 \cdot s \cdot C_d \\ m_n = m_{n-1} - dm \cdot dt \\ F_{Gn} = \frac{GMm_n}{(R+h_n)^2} \\ a_n = \frac{F - f_n - F_{Gn}}{m_n} \end{cases} \quad (1)$$

式中： h_n 为火箭当前高度； h_{n-1} 为火箭上一时刻高度； v_n 为火箭当前速度； v_{n-1} 为火箭上一时刻速度； f_n 为火箭当前时刻所受气动阻力； m_n 为火箭当前质量； m_{n-1} 为上一时刻火箭质量； dm 为火箭发动机推进剂质量流量； F_{Gn} 为火箭当前时刻所受重力； G 为万有引力常量； M 为地球质量； R 为地球半径； F 为发动机推力； a_n 为火箭当前加速度； a_{n-1} 为火箭上一时刻加速度。

在计算火箭的飞行阻力时，阻力系数 (C_d) 的值随马赫数 (Ma) 的变化而变化。使用 RASAero 软件，建立火箭的简易模型，如图 2 所示；得到阻力系数的变化曲线，如图 3 所示。

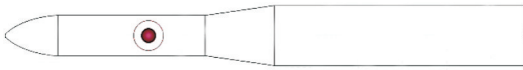


图 2 火箭外形

Fig. 2 The rocket shape

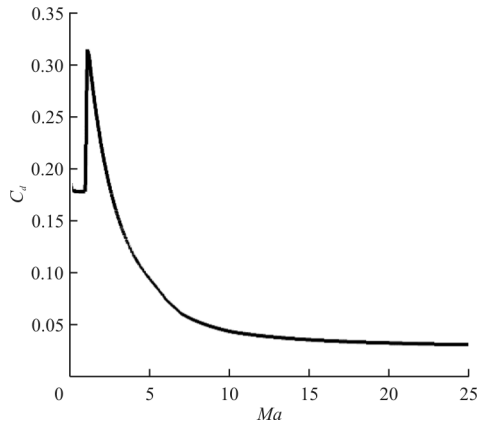


图 3 C_d 随马赫数的变化曲线

Fig. 3 Curve of C_d changed with Mach number

考虑到不同高度下，大气温度不同，声速也不同，故将大气模型加入到计算模型中。根据火箭当前高度，确定出当前高度下的大气温度，再计算出声速，根据火箭当前速度，即可求出火箭当前马赫数 Ma ，阻力系数 C_d 根据马赫数的值确定。

火箭进入轨道后进行加速阶段的数学模型如式(2)所示。

$$\begin{cases} v_n = v_{n-1} + a_{n-1} dt \\ m_n = m_{n-1} - dm \cdot dt \\ F_{fn} = \frac{GMm_n}{(R+h)^2} - m_n \frac{v_n^2}{R+h} \\ \theta = \arcsin\left(\frac{F_{fn}}{F}\right) \\ F_a = F \cdot \sin\theta \\ a_n = \frac{F_a}{m_n} \end{cases} \quad (2)$$

式中： F_{fn} 为火箭受到的万有引力与离心力的合力； θ 为火箭发动机推力方向的离轴角，用来使推力产生一个分力平衡万有引力与离心力的合力； F_a 为火箭发动机推力用来加速的分力；其他参数同式(1)。

采用上述一阶精度算法，能快速地定量分析火箭有效载荷随发射高度和发射速度的变化情况，从而更好地反映出初始发射状态对火箭有效载荷的影响程度。本文虽然采用的是较为简易的数学模型和一阶精度计算方法，但是对于研究不同初始发射状态对运载火箭有效载荷的影响，其结论不会产生影响。

2 火箭入轨模型

本文研究火箭在不同发射高度和不同发射速度下在指定轨道上有效载荷的变化情况，得出发射高度和发射速度对火箭入轨后有效载荷的影响程度。基于长征 6 号火箭部分参数构建火箭数学模型，指定火箭轨道高度为 100 km。

假定火箭起飞质量中除了结构质量外，其余质量全为火箭的推进剂。当火箭在轨道高度上速度达到轨道速度时，剩余的推进剂质量即为有效载荷。为了做到火箭完全回收，火箭采用长征 6 号火箭的参数，但在发射过程中不做分离，即看作是一个一级火箭，参数如表 1~表 2 所示。

表 1 火箭主要参数

Table 1 Main parameters of rocket

参 数	数 值
火箭起飞质量/kg	103 000
火箭结构质量/kg	100 00
火箭推进剂质量/kg	93 000
火箭全长/m	29.287
箭体直径/m	3.35

表 2 1 个标准大气压下火箭发动机参数
Table 2 Rocket engine parameters(1 atm)

发动机型号	发动机推力/kN	发动机比冲/(m·s ⁻¹)	发动机推进剂流量/(kg·s ⁻¹)
TF-100	1 199.190	2 942	409.7

首次计算后发现在 0 高度、0 速度状态下发射,即地面发射,火箭能到达轨道,但在推进剂全部消耗完之后速度为 3 699.58 m/s,小于轨道速度 7 840.3 m/s,即火箭无法真正意义上进入轨道。之后将发射高度定为 20 000 m,发射速度定为 250 m/s,结果在推进剂耗尽前仍无法将火箭在轨道上加速到轨道速度。

考虑到火箭的全重,一般将大型飞机作为空中发射平台,而计算结果表明,即使通过飞机进行空中发射,火箭也无法真正进入 100 km 轨道,故这种方案在一级火箭模型下不可行。

鉴于一级火箭无法达到轨道速度,将火箭改为二级火箭,当一子级用完其全部推进剂后脱离,之后由二子级进行推进,而火箭主要参数不改变,包括火箭起飞质量、火箭结构质量、推进剂质量等,火箭各子级参数如表 3~表 4 所示。

表 3 火箭一子级参数

Table 3 First stage parameters of rocket

参 数	数 值
推力(1 atm)/kN	1 199.190
发动机比冲/(m·s ⁻¹)	2 942
推进剂质量/kg	76 000
发动机推进剂流量/(kg·s ⁻¹)	409.7
结构质量(估算)/kg	8 270

表 4 火箭二子级参数

Table 4 Second stage parameters of rocket

参 数	数 值
推力(真空)/kN	180
发动机比冲(真空)/(m·s ⁻¹)	3 349
推进剂质量/kg	17 000
发动机推进剂流量(估算)/(kg·s ⁻¹)	54.023
结构质量(估算)/kg	1 730

注:火箭二子级使用的发动机参考长征 6 号二子级发动机。

火箭各子级的空重是通过推进剂占比估算得到的。此外,在火箭一子级中,发动机比冲和推进剂流量的乘积所得到的推力为 1 205.337 4 kN,而给出的发动机推力为 1 199.190 kN,故通过两者

的比值和火箭二子级发动机推力,可估算出火箭二子级发动机的推进剂流量。

计算结果表明,在初始发射高度为 0,初始发射速度为 0,火箭在 100 km 轨道上可达到轨道速度,此时有效载荷为 213.32 kg。表明选用二级火箭模型为基本的计算模型,火箭能携带一定的有效载荷进入 100 km 轨道,该方案可行。

3 初始发射状态对入轨有效载荷的影响

选取二级火箭模型为基本计算模型,用于分析初始发射状态对有效载荷的影响。首先,在 0 高度、0 速度下,火箭在 100 km 轨道高度上达到轨道速度,此时的质量为 1 943.32 kg,有效载荷为 213.32 kg。在该发射状态下,火箭进入轨道前火箭高度、质量、速度随时间的变化如图 4~图 5 所示。图 4 中横坐标为火箭发射后的时间,左边纵坐标为火箭的质量,右边纵坐标为火箭距地面的高度;图 5 横坐标为火箭发射后的时间,左边纵坐标为火箭的速度,右边纵坐标为火箭距地面的高度。

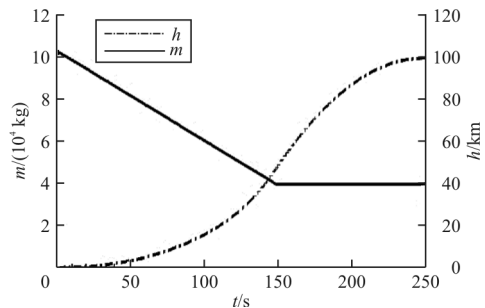


图 4 火箭入轨前高度、质量随时间的变化
Fig. 4 The height and quality of the rocket changed with time before entering the orbit

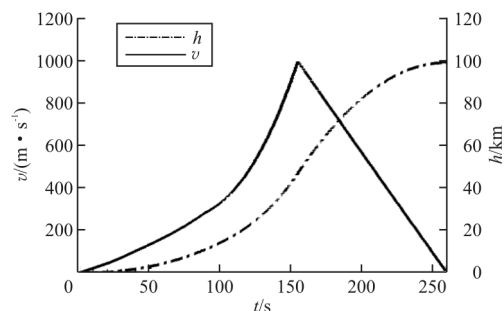


图 5 火箭入轨前高度、速度随时间的变化
Fig. 5 The height and speed of the rocket changed with time before entering the orbit

火箭入轨前阻力系数、马赫数随时间的变化曲线如图 6 所示,横坐标为火箭发射后时间,左边纵坐标为火箭当前马赫数 Ma ,右边纵坐标为阻力系数 C_d 。

从图 4~图 6 可以看出:由于火箭一开始质量较大,加速度较小,速度曲线开始时变化较为平缓,但总体上加速度有增长的趋势;在火箭发射后 100 s 左右,由于火箭马赫数接近 1,此时火箭进入跨声速阶段,激波的产生使火箭的阻力系数剧增(如图 6 所示);之后随着马赫数的增加,阻力系数下降,且火箭自身的质量在不断减少,故火箭的加速度不断增加;在火箭发射 155 s 后,火箭发动机熄火,火箭开始减速,相对于火箭所受到的引力,火箭的气动阻力为小量,即火箭的减速上升运动近似为匀减速上升运动。

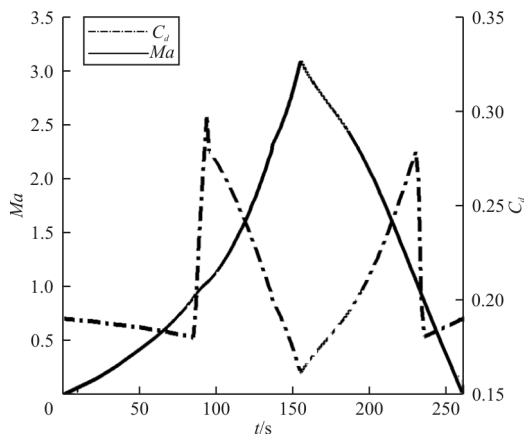


图 6 火箭入轨前 C_d 、 Ma 随时间的变化

Fig. 6 The C_d and Ma of the rocket changed with time before entering the orbit

火箭在上升阶段不同高度下的速度、质量和推进剂所耗占比(所耗推进剂与一、二级火箭总推进剂的比值)如表 5 所示,高度选取为 5 000.16、10 000.20、15 000.30、20 000.20、25 000.20 和 30 000.50 m,可以看出:由于初始加速度较小,当火箭到达 5 000.16 m 时,火箭速度达到 $0.55Ma$ 左右,但此时火箭已经消耗了 25.5 t 的推进剂,占总推进剂质量的 27.4%;而当火箭到达 30 000.50 m 时,火箭速度为 $2.14Ma$ 左右,此时火箭已经消耗 58.7% 的推进剂。表明提高发射高度和发射速度,可以明显节省推进剂的使用或增加有效载荷。

表 5 上升段时不同高度下火箭的速度、质量和推进剂所耗占比

Table 5 Ratio of the speed, mass and propellant consumption of the rocket at different heights during the ascending segment

火箭当前高度/m	火箭当前速度/($m \cdot s^{-1}$)	火箭当前质量/kg	推进剂所耗占比/%
5 000.16	176.633	77 538.4	27.4
10 000.20	267.218	68 215.2	37.4
15 000.30	341.991	61 454.0	44.7
20 000.20	434.897	56 137.7	50.4
25 000.20	538.180	51 907.1	54.9
30 000.50	644.678	48 433.3	58.7

火箭从地面发射,到 10 000.20 m 高度时,已消耗 34 784.8 kg 的推进剂,此时火箭速度为 267.218 m/s。若由空中发射平台将火箭带到 10 000.20 m 高度,并赋予火箭 267.218 m/s 的初速度,火箭的质量可由 103 000 kg 减少到 68 215.2 kg。

从工程实践角度出发,由于推进剂的减少,火箭结构质量可以相应减少,故假定火箭一子级的结构质量(发动机的质量除外)与其推进剂的质量成线性关系,并规定火箭的二子级参数不改变。根据假定,由空中发射平台搭载的火箭,其一子级全重 49 485.2 kg,其中推进剂质量 43 905.25 kg,结构质量为 5 579.95 kg(发动机质量为 1 900 kg)。此时,该火箭由空中发射平台在 10 000.20 m 初始高度、267.218 m/s 初始速度下发射,在轨道上的有效载荷为 426.41 kg,比从地面发射到达轨道的有效载荷(即 213.32 kg)增加了近 1 倍。

同理,若空中发射平台将火箭带到 30 000.50 m 高度,并赋予火箭 644.678 m/s 的初始速度,火箭质量由 103 000 kg 减少到 48 433.3 kg。同样,基于之前的假设,火箭一子级的全重为 29 703.3 kg,其中推进剂质量 25 633.16 kg,结构质量为 4 050.14 kg(发动机质量为 1 900 kg)。此时,该火箭由空中发射平台在 30 000.50 m 初始高度、644.678 m/s 初始速度下发射,在轨道上的有效载荷为 799.28 kg,比从地面发射到达轨道的有效载荷(即 213.32 kg)增加了 1.7 倍。

综上所述,空中发射不仅可以减少火箭的质量和尺寸,还可以增加火箭的有效载荷。

初始发射速度分别为 0、300、500、700 和 1 000 m/s 情况下,有效载荷随高度的变化曲线如图 7 所示,横坐标为初始发射高度,纵坐标为入轨的有效载荷。

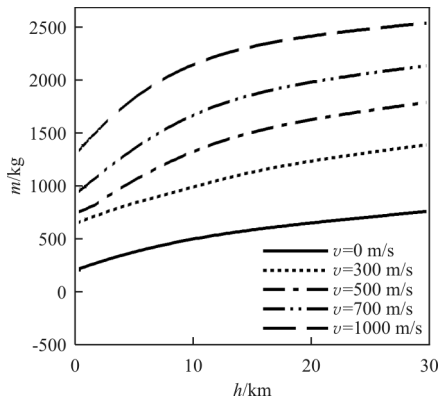


图 7 在不同速度下有效载荷随高度的变化
Fig. 7 The change of payload with emission height

从图 7 可以看出:当初始发射速度为 0 时,发射高度从 0 变化到 30 km,有效载荷从约 213.32 kg 增加到约 765.59 kg,增加了 2.59 倍,表明有效载荷随着发射高度的增加而增加;当发射速度为 0,发射高度由 0 增加到 10 000 m 时,有效载荷增加了 290.37 kg;当发射速度为 1 000 m/s 时,发射高度由 0 增加到 10 000 m 时,有效载荷增加了 834.93 kg,表明随着发射速度的增加,会显著提升发射高度对有效载荷的影响程度。

初始发射高度分别为 0、10、20 和 30 km 情况下,有效载荷随速度的变化曲线如图 8 所示,横坐标为初始发射速度,纵坐标为入轨的有效载荷。

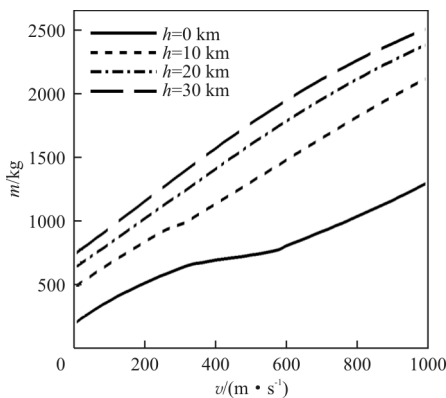


图 8 不同高度下有效载荷随速度的变化
Fig. 8 The change of payload with emission speed

从图 8 可以看出:当发射高度为 0 时,发射速度从 0 增加到 1 000 m/s,有效载荷从约 213.32 kg

增加到约 1 326.89 kg,增加了 5.22 倍;发射高度从 0 提升到 10 km 时,有效载荷有较为显著的提升;若发射高度从 10 km 继续增长,对有效载荷的提升并无良好效果,而且若要继续增加发射高度,对载机平台的设计要求将更加严苛,因此初始发射高度设置在 10 km 左右较为合适;当发射高度为 0 时,发射速度由 0 增加到 1 000 m/s 时,有效载荷增加了 1 113.57 kg,当发射高度为 10 000 m 时,发射速度由 0 增加到 1 000 m/s 时,有效载荷增加了 1 158.13 kg,表明发射高度的增加不会显著提升发射速度对有效载荷的影响程度,但发射速度的增加则会显著提升发射高度对有效载荷的影响程度,即发射速度对有效载荷的影响更为突出。

为了更好地反映发射高度、发射速度对有效载荷的影响,给出有效载荷随发射高度、发射速度变化的三维图,如图 9 所示。

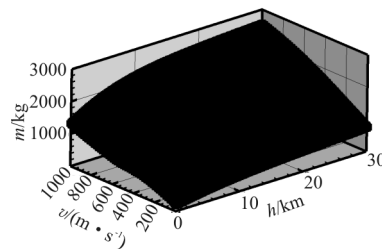


图 9 有效载荷随发射高度、发射速度的变化
Fig. 9 The change of payload with emission height and emission speed

从图 9 可以看出:当从初始发射高度和速度都为 0,增加到 30 km 高度并且速度达到 1 000 m/s 下发射时,有效载荷从约 213.32 kg 增加到约 2 554.78 kg,增加了 10.98 倍。

火箭要携带更多的有效载荷,空中发射平台就需要飞的更快、更高。但考虑空中发射平台在提升发射高度后,其本身由于高空空气稀薄,升力会相对下降,而火箭本身起飞质量不会发生变化,并且提升发射高度对有效载荷的提升影响较小,故将提高发射速度作为第一考虑因素,提升发射高度仅作为提升发射速度的一种手段,这种做法更为经济,也对有效载荷的提高更加有效。

4 结 论

(1) 发射高度在 10 km 以上继续增加,对有效载荷的提升并不明显,而且因为发射高度的增加,

对载机平台的设计将提出更为苛刻的要求,因此初始发射高度设置在 10 km 左右较为合适。

(2) 通过不同发射高度、不同发射速度对有效载荷的变化进行数据对比,可知发射速度对有效载荷的影响更为突出。

(3) 若考虑空中发射的经济性,设置初始发射高度为 10 km 左右,并尽可能提高初始发射速度的方案是较为合理的。

参考文献

- [1] 杨华保, 马新, 李军鹏, 等. 空中发射及其关键技术[J]. 火力与指挥控制, 2008, 33(9): 15-17.
YANG Huabao, MA Xin, LI Junpeng, et al. Air launching technology and its key technologies[J]. Fire Control and Command Control, 2008, 33(9): 15-17. (in Chinese)
- [2] 姜进晶, 汪民乐. 国外空射弹道导弹发展现状及启示[J]. 飞航导弹, 2018(12): 37-40.
JIANG Jinjing, WANG Minle. Development status and enlightenment of air-launched ballistic missile abroad [J]. Aerodynamic Missile, 2018(12): 37-40. (in Chinese)
- [3] ROSE G. Virgin orbit completes successful captive carry test flight with “flying launchpad”[EB/OL]. [2019-04-11]. <https://www.virgin.com/news/virgin-orbit-completes-successful-captive-carry-test-flight-flying-launchpad>.
- [4] LEE J M, DUNWORTH K S, ATKINS D J. Studies of combined use of CFD and wind tunnel test approaches to simulate a store separation from F-15E using efficient CFD database generation[C]//22nd Applied Aerodynamics Conference and Exhibit. Rhode Island: AIAA, 2004: 1-7.
- [5] SNYDER R C, ROBERTS W E. Application of platform knowledge and adaptation of store separation analysis and testing to multiple-carriage weapon suspension systems: a case study in F-16/BRU-57 [C] // 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Nevada: AIAA, 2006: 454-455.
- [6] FREEMAN C J. Applied computational fluid dynamics for aircraft-store design, analysis and compatibility[C]//44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Nevada: AIAA, 2006: 456-460.
- [7] NGUYEN V C, MARINO R, DAMM G. Robust stabilization of an air-launch system after launching phase[C]//2012 IEEE 51st IEEE Conference on Decision and Control. Maui: IEEE, 2013: 1-10.
- [8] ROOSENBOOM E, SCHRÖDER, ANDREAS, et al. Experimental investigation of the flow field topology for several cargo drop configurations[C]//28th Aerodynamic Measurement Technology, Ground Testing, and Flight Testing Conference. Louisiana: AIAA, 2006: 3198-4002.
- [9] 刘琳, 马保海. 国外空射运载火箭的发展与启示[J]. 航天系统与技, 2016(9): 45-50.
LIU Lin, MA Baohai. Development and enlightenment of foreign air-launched launch vehicles[J]. Space System and Technology, 2016(9): 45-50. (in Chinese)
- [10] FlightGlobal. Stratolaunch becomes world’s largest aircraft to fly[EB/OL]. [2019-04-11]. <https://www.flightglobal.com/news/articles/stratolaunch-airborne-in-first-flight-of-worlds-lar-457453/>.
- [11] 唐志共, 李彬, 郑鸣. 飞行器外挂投放数值模拟[J]. 空气动力学学报, 2009, 27(5): 592-596.
TANG Zhigong, LI Bin, ZHENG Ming. Store separation simulation using overset unstructured grid[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2009, 27(5): 592-596. (in Chinese)
- [12] 肖中云, 江雄, 牟斌. 并行环境下外挂物动态分离过程的数值模拟[J]. 航空学报, 2010, 31(8): 1509-1516.
XIAO Zhongyun, JIANG Xiong, MOU Bin. Numerical simulation of dynamic process of store separation in parallel environment[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(8): 1509-1516. (in Chinese)
- [13] 朱和铨, 张登成, 屈亮. 基于数值仿真的火箭箭体气动特性分析[J]. 弹箭与制导学报, 2012, 32(1): 142-145.
ZHU Hequan, ZHANG Dengcheng, QU Liang. Analysis of aerodynamic characteristics of launch vehicle’s body based on numerical simulation[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2012, 32(1): 142-145. (in Chinese)
- [14] 高云逸, 康永来. 空射运载火箭点火姿态对运载能力影响的研究[J]. 航天控制, 2013, 31(2): 23-27.
GAO Yunyi, KANG Yonglai. The study of ignition attitude influence on capacity of air-launch vehicle [J]. Aerospace Control, 2013, 31(2): 23-27. (in Chinese)
- [15] 杨磊. 空中发射分离过程的动力学问题研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2018.
YANG Lei. Study on the dynamic problems of air-launch in separation process[D]. Xi’an: Northwestern Polytechnical University, 2018. (in Chinese)

作者简介:

蔡恒欲(1996—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞行力学。
林立辉(1995—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞行力学。
刘士阳(1996—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞行力学。
叶正寅(1963—),男,博士,教授、博导。主要研究方向:气动弹性力学。

(编辑:马文静)