

# 美国“快速抵达”空射运载火箭系统分析及启示

耿延升<sup>1\*</sup>, 郭兆电<sup>1</sup>, 周启发<sup>2</sup>

1 中航工业第一飞机设计研究院, 陕西 西安 710089

2 中国人民解放军驻西飞公司军事代表室, 陕西 西安 710089

**摘要:** 介绍了美国“快速抵达”空射运载火箭项目的背景、发射系统的组成单元以及各单元的功能和作用, 分析了该系统的发射原理和发射过程, 研究了该项目包括理论分析、计算仿真、地面试验和飞行试验等技术发展路线, 总结了该项目对发展空中发射运载火箭技术的几点启示。

**关键词:** C-17A载机; “快速抵达”运载火箭; 空中发射

中图分类号: V11 文献标识码: A 文章编号: 1007-5453 (2014) 03-0005-5

寻找一种成本低、机动灵活的空间载荷发射方式是空天技术发展的新热点。将运输机作为空中发射平台, 以一定的飞行高度和速度, 空中发射运载火箭, 可以增加火箭的运载能力, 摆脱火箭发射对地面设施的依赖, 降低发射成本, 是一种较为理想的小型载荷快速、有效进入空间的解决方案。

2003年6月, 美国国防先期研究计划局实施了名为“猎鹰”的研究计划, 以空中发射公司(AirLaunch LLC)为首的研究团队提出了一种以现役军用运输机为载机的空中发射方案, 并进行了一系列卓有成效的工程研究, 对其他空中发射系统的发展有很强的借鉴意义。

## 1 项目概况

“猎鹰”计划要求系统具有将直径1m、高度1.52m、重量450kg的有效载荷发射至185km轨道高度的能力, 同时轨道高度偏差小于25km、轨道倾角偏差小于 $0.1^{\circ}$ , 每次发射的总费用不超过500万美元, 并且系统能够在24h内从召集达到警戒状态, 从警戒状态开始2h内执行发射任务, 在24h内完成16

次发射的能力。

针对“猎鹰”计划的技术要求, 空中发射公司提出的以现役军用运输机为载机空中发射专用小型运载火箭(命名为“快速抵达”)的工程解决方案, 经大量的计算仿真、地面试验以及三次飞行试验, 证明了该方案能够满足“猎鹰”计划的全部技术要求。

## 2 空中发射系统

“快速抵达”火箭以C-17A为载机, 采用重力空投方式发射。火箭头部向前放置在存储/发射托架上。空中发射前, 飞机货舱地板保持 $6^{\circ}$ 左右的仰角, 接到发射命令后, 释放出牵引/稳定伞。火箭快速滑出货舱, 并将俯仰角调整至 $80^{\circ}$ 左右, 火箭发动机点火, 烧断伞绳, 实现空中发射。

### 2.1 系统构成

#### (1) 载机

空中发射公司研究了可装载“快速抵达”的四型运输飞机C-17A、C-5、An-124和C-141, 认为C-17A飞机最大载重

收稿日期: 2013-03-06; 退修日期: 2014-02-13; 录用日期: 2014-02-28

\*通讯作者. Tel.: 029-86832289 E-mail: laogeng280@sohu.com

引用格式: GENG Yansheng, GUO Zhaodian. Analysis and inspiration of the U.S. QuickReach air launch system[J]. Aeronautical Science & Technology, 2014, 25(03): 5-9. 耿延升, 郭兆电. 美国“快速抵达”空射运载火箭系统分析及启示[J]. 航空科学技术, 2014, 25(03): 5-9.

77.5t,货舱等直段长20.79m,货舱截面宽5.49m、高3.96m,能够装载两枚“快速抵达”火箭,具有一机两箭的发射潜力。另外C-17A仍在生产中,培训设施和备件比较完备和充足,因此被选作载机。

## (2) “快速抵达”运载火箭

“快速抵达”火箭长20.12m,直径2.21m,最大重量32.66t,由两级液体推进器组成,可将450kg的有效载荷送至低地球轨道。

## (3) 存储/发射托架

存储/发射托架的底座由铝合金制造,底座上面放置两列共84个飞机轮胎,轮胎直径0.44m,气压0.93Mpa。存储/发射托架由两部分构成,第一部分由27排54个轮胎组成,火箭平时就放置在轮胎中间以便于存储和运输,发射时作为传送托架;第二部分由9排双轮3排四轮共30个轮胎组成,这部分放置于C-17A的货桥上。存储/发射托架使得火箭不会受到集中应力,保证了火箭的存储运输安全,火箭出舱瞬间,头部的应力也不会太大。整个存储/发射托架重约3.7t。



图1 “快速抵达”运载火箭装机

Fig.1 Installation of QuickReach launch vehicle



图2 牵引/稳定伞

Fig.2 Traction/stable umbrella

## (4) 地面运输车

存储/发射托架放置在一辆2.6m宽和16.2m长的运输车上,如图1所示。该车能满足全美50个州的高速公路通行标准。运输车配有两套独立的抬升系统,可以将火箭与存储/发射托架在一分钟内抬升到1.63m货舱地板高度。运输车的地板设有两列滚棒,便于将存储/发射托架直接推入载机货舱内。

## (5) 牵引/稳定伞

牵引/稳定伞连接在火箭的尾喷管上,如图2所示。其有两个作用:一是伞产生的牵引力帮助火箭迅速出舱;二是火箭出舱后由于自身重力的作用,会产生头部向上的俯仰运动,牵引/稳定伞可阻止火箭俯仰运动。设计合理的牵引/稳定伞可以使火箭在接近竖直时的俯仰角速率为零,此时火箭达到最佳发射姿态。根据发射重量的不同,“快速抵达”火箭选用了直径4.57m和5.79m的两种外形的伞。

## (6) 系留系统

“快速抵达”火箭放置在存储/发射托架上,托架通过标准接口与飞机地板连接,火箭由链式系留方式固定在货舱内,如图3所示。链式系留采用气泵解锁,气泵的阀门由电信号控制,货运员有一个手动控制按钮作为备份。整个系统包括12个系留点,火箭每侧6个。系留系统满足美军标Mil 1791中关于固定翼飞机货舱空投物载荷设计要求:向下4.5g,向上2g,横向1.5g,火箭轴向3g。

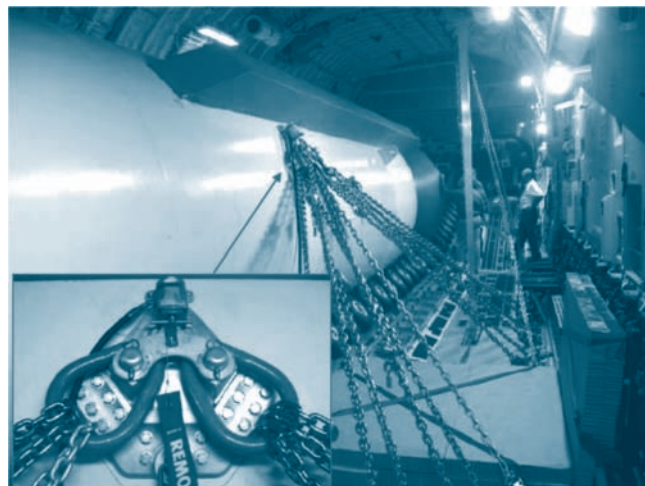


图3 货舱内的系留系统

Fig.3 The mooring system in cargo

## 2.2 空中发射过程

C-17A飞机携带“快速抵达”火箭到达指定空域后,打开前缘缝翼,此构型飞机的失速迎角为 $17^{\circ}$ ,然后将货舱地板调整至 $6^{\circ}$ 左右仰角,货舱泄压后,打开货舱门。火箭点火发射前

15s, 连接在火箭喷管附近的牵引/稳定伞打开。待牵引/稳定伞充分展开并接到发射命令后, 系留装置解锁, 火箭在重力和牵引力的作用下4s内出舱, 并以约9m/s的相对速度离开飞机。火箭的重心超过飞机的货桥后端后, 在重力作用下头部上仰, 最大俯仰角速率 $30^{\circ}/s$ 。系留装置解锁6.3s后, 火箭的俯仰角达到 $80^{\circ}$ , 俯仰角速率在牵引力的作用下为零, 此时火箭在飞机下方30m、后方15m处, 火箭点火, 烧断牵引绳。由于“快速抵达”火箭的一级推进器的推重比较小, 火箭会继续下降至载机下方229m左右, 点火后6s, 火箭停止下降, 开始爬升。整个空中发射过程如图4所示。

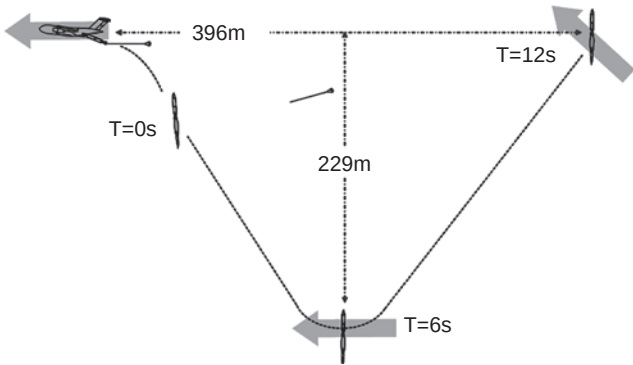


图4 空中发射过程

Fig.4 The process of air launch

3 技术发展路线

空中发射“快速抵达”火箭的技术目标是以C-17A飞机为载机, 在9750m高度和617km/h的飞行速度, 投放32.7t的火箭。C-17A飞机只进行过低空最大单件重量27.2t的空投, 空投件最大长度9.75m, 仅是“快速抵达”火箭长度的一半。因此, “快速抵达”项目团队开展了计算分析, 飞行模拟器试验, 地面试验以及三次飞行试验, 以验证项目的可行性。

项目团队首先对火箭地面运输方式, 火箭在载机货舱的装载方式、出舱方式以及空中姿态控制方式等多个方面进行了对比研究; 因为空中发射“快速抵达”火箭的技术目标超



图6 出舱过程地面试验

Fig.6 Ground test of egress process

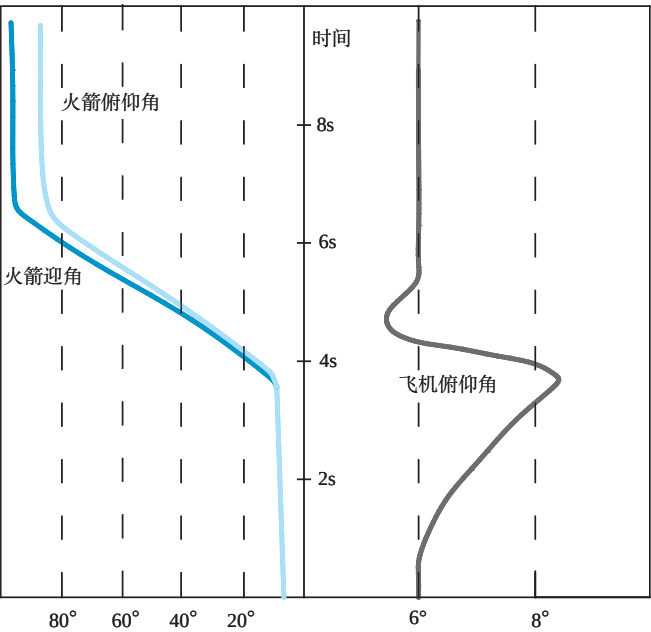


图5 空中发射时飞机俯仰角、火箭俯仰角以及迎角随时间变化曲线

Fig.5 Change curve of airplane pitching angle, launch vehicle attack angle and pitching angle over time when air launch



图7 缩比模型空中投放试验

Fig.7 Air delivery test of scaled model



出了C-17A飞机的空投包线,波音公司进行了理论分析,仿真计算和飞行模拟器试验,空中发射时载机俯仰角、火箭俯仰角以及迎角的变化过程如图5所示;为研究大尺寸火箭出舱时与飞机舱门的几何兼容性,进行了地面出舱模拟试验,如图6所示;为研究火箭出舱后,牵引/稳定伞的拉力对火箭空中姿态的影响情况,采用1:3缩比模型吊挂在“Proteus”飞机上进行了飞行投放试验,如图7所示。

2005年9月25日,C-17A飞机第一次采用重力空投空中发射“快速抵达”火箭模型,如图8所示。飞机的前缘缝翼打开,襟翼收起。此次空射高度2680m,空射总重22.7t。火箭出舱时间约4s,然后在牵引/稳定伞的拉力作用下,俯仰角达到 $67^\circ$ ,俯仰角速率为零,此时切断伞绳,抛开牵引/稳定伞。火箭出舱过程中由于全机的重心后移,飞机抬头,机身俯仰角从 $6^\circ$ 增加至 $9^\circ$ ,随着火箭出舱,很快恢复至初始姿态。但是在抛伞前1s,火箭开始向左偏转,最终在点火前达到 $18^\circ$ 偏航角。经分析,产生偏航的原因有3个:第一,为使火箭在小迎角时有向左转向的能力,“快速抵达”火箭的喷管向左偏转;第二,火箭头部右侧的一个未关闭的口盖在大于 $70^\circ$ 迎角时,产生了向左的偏航力矩;第三,迎角 $40^\circ \sim 70^\circ$ 范围内,火箭头部产生的不对称涡带来了偏航力矩。



图8 空射系统飞行试验

Fig.8 Flight test of air-launched system

10个月之后,进行了第二次飞行试验,投放总重29.5t,飞行高度8990m;5周后在9750m高度进行了第三次试验,投放总重32.7t。这两次试验都很成功,特别是第三次试验中,由于在火箭头部安装了扰流板,有效地减小了点火时火箭的偏航角,使火箭处于几乎垂直的姿态。

## 4 对国内发展启示

空中发射火箭,是空天技术的结合,具有成本低、有效载荷大、发射机动灵活、任务响应迅速等优点,在军民应用领域都有广阔的应用前景。总结美国“快速抵达”火箭空中发射系统的技术特点和发展进程,可以得到以下几点启示:

(1) 内置式空射大重量和大尺寸运载火箭,火箭快速出舱并调整至接近竖直的理想点火状态时发射成功的关键技术之一。“快速抵达”空射系统采用合理设计的牵引/稳定伞,既可以利用牵引力使火箭快速出舱,又可以实现对火箭空中点火姿态的控制,是一种合理可行的工程解决方案;

(2) 与低空低速的空投相比,空中发射运载火箭具有投放物重量大、尺寸长、投放高度高、飞行速度快等特点,一般会超出载机的空投包线。需要对载机空投构型的高空高速气动特性,火箭出舱时的重心后移对飞机的操稳特性影响以及火箭与货舱的动态几何兼容性等关键技术开展专门的研究,并开展相应的验证试验,以有效攻克关键技术,降低工程研制风险;

(3) 空中发射火箭危险系数高,技术难度大,“快速抵达”火箭空射系统采用了理论分析、计算仿真、飞行模拟器试验、地面试验、缩比模型飞行试验以及全尺寸飞行试验等多层次,循序渐进的方法和手段开展研究工作,保证了项目进展顺利,此种科学合理的技术发展路线,值得借鉴。

## 5 结束语

以C-17A飞机为载机将“快速抵达”运载火箭运送至指定空域,采用重力空投的方式空中发射,可以赋予火箭一个初始发射速度和高度,提高火箭运载能力30%;可重复使用的载机,相当于火箭的一级推进器,降低了发射成本;整个系统对地面设施依赖小,机动灵活,是一种简单、安全、可靠的发射方式。

“快速抵达”运载火箭空中发射系统,将C-17A飞机的最大空投单件重量从27.2t提高至32.7t,长度从9.75m提高至20.12m,投放高度提高至9750m,已经进行的三次飞行试验全部取得成功,充分证明了该方案的工程可实施性,对国内开展相关研究具有借鉴和指导意义。

AST

## 参考文献

- [1] Sarigul-Klijn Marti, Sarigul-Klijn Nesrin, Hudson Gary C et al. Flight Testing of a Gravity Air Launch Method to Enable Responsive Space Access. AIAA-2007-6146.
- [2] Sarigul-Klijn Marti, Sarigul-Klijn Nesrin. Trade Studies for Air Launching a Small Launch Vehicle from a Cargo Aircraft. AIAA-2005-0621.
- [3] 陈杰. 空中发射运载火箭的技术特点分析[J]. 中国航天, 2007, (5): 30-36.  
CHEN Jie. Technical characteristics analysis of air-launched

- launch vehicle[J].Aerospace China,2007,(5):30-36.(in Chinese)
- [4] 肖其虎,唐硕. 运载火箭空中发射的分离运动分析[J]. 导弹与航天运载技术,2000,(4):13-17.  
XIAO Qihu, TANG Shuo. Air-launch separation motion analysis of launch vehicle[J]. Missiles and Space Vehicles,2000,(4):13-17. (in Chinese)
- [5] Sarigul-Klijn Nesrin, Noel1 Christopher, B S et al. Air Launching Earth-to-Orbit Vehicles: Delta V gains from Launch Conditions and Vehicle Aerodynamics. AIAA 2004-872.
- [6] 张妙婵,刘芸,唐硕. 内置式空中发射运载火箭发射方向研究[J]. 飞行力学,2008,(4):51-57.  
ZHANG Miaochan, LIU Yun, TANG Shuo. Research on the launch direction of internally carried air launch vehicle[J].Flight Dynamics,2008,(4):51-57.(in Chinese)
- [7] 李易,唐硕,许志. 内装式空中发射运载火箭重力出舱运动分析[J]. 飞行力学,2009,(6):62-65.  
LI Yi, TANG Shuo, XU Zhi. Dynamics analysis for an internal air launch vehicle launched from a cargo aircraft with gravity extraction[J].Flight Dynamics,2009,(6):62-65.(in Chinese)

#### 作者简介

耿延升(1981— ) 男,工程师。主要研究方向:飞机总体设计研究。

Tel: 029-86832289

E-mail: laogeng280@sohu.com

郭兆电(1962— ) 男,副总设计师,研究员。主要研究方向:飞机总体设计研究工作。

周启发(1974— ) 男,工程师。主要研究方向:军机研制生产质量监督。

## Analysis and Inspiration of the U.S. Quick Reach Air Launch System

GENG Yansheng\*, GUO Zhaodian, ZHOU Qifa

AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China

**Abstract:** The background of the U.S. QuickReach air launch system project, each compartment function of the air launch system were introduced. The launching principle and process of the air launch system system were analysed. The technical developing roadmap of the project, including theoretical analysis and computation, simulation, ground tests and flight tests were studied. Finally, the inspiration from QuickReach air launch system project was concluded to benefit other similar projects.

**Key Words:** C-17A carrier; QuickReach launch vehicle; air launch

Received: 2013-03-06; Revised: 2014-02-13; Accepted: 2014-02-28

\* Corresponding author. Tel: 029-86832289 E-mail: laogeng280@sohu.com