

文章编号:1674-8190(2018)02-147-12

空空导弹发射技术发展现状及趋势研究

刘浩¹, 周军¹, 张士卫²

(1. 西北工业大学 航天学院, 西安 710072)

(2. 中国空空导弹研究院 主机部, 洛阳 471009)

摘要:空空导弹发射装置是机载武器系统的重要组成部分,赋予导弹正确的初始分离姿态并保证发射安全,对战机的作战能力有直接影响。首先,对空空导弹发射技术的发展历程和技术现状进行研究,重点分析空空导弹现今主流的导轨式、外挂弹射式和内埋弹射式三种发射方式在现阶段的理论研究热点和不足,并指出现阶段对高马赫数发射、载机高过载发射、载机滚转发射、发射时的多学科耦合、考虑气动的地面发射实验技术等研究还处于起步阶段,是今后的研究重点;然后,对隐身战机空空导弹内埋弹射发射技术具有代表性的两型内埋弹射发射装置进行研究,对比分析两型发射装置的关键技术、技术优缺点和应用特点;最后,对空空导弹发射装置的发展趋势进行分析,为空空导弹发射技术指出发展方向。

关键词: 兵器发射;空空导弹;自适应发射;内埋式弹射;发射安全;发射动力学

中图分类号: TJ76

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2018.02.002

Current Situation and Trend of Air-to-air Missile Launch Technology

Liu Hao¹, Zhou Jun¹, Zhang Shiwei²

(1. School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

(2. Missile Launcher Department, China Airborne Missile Academy, Luoyang 471009, China)

Abstract: Air-to-air missile launcher which gives missile good separation attitude and ensures launch safety is an important part in aircraft weapon system, while it has a direct impact on combat capabilities of fighters. Firstly, the development process and present status of air-to-air missile launcher are summarized, and the theoretical research hot-spots of the current mainstream launch mode of air-to-air missile such as guide rail, store ejection and embedded ejection are analyzed. It is pointed out that the high mach number launching, high overload launching, rolling launching, multidisciplinary coupling research of launching, ground ejection experiment technology considering pneumatic are still in initial stages, and they are the focal point of theoretical research in the future. Then the two present classical embedded ejection launchers of stealth fighter are compared, and the key technology, technology advantages and disadvantages of them are analyzed. Finally, the technology development directions of air-to-air missile launcher are pointed out.

Key words: armament launch; air-to-air missile; adaptive launcher; embedded ejection; launch safety; launch dynamics

0 引言

空空导弹发射装置随着战斗机的总体设计思

想和总体技术的发展而发展,是机载武器系统的重要组成部分。纵观空空导弹发射技术的发展历程,主要经历了重力投放式、外挂导轨式、半埋式、保形弹舱式、外挂弹射式以及内埋弹射式等形式,其中外挂导轨式、外挂弹射式和内埋弹射式是现阶段的主流发射形式。

空空导弹发射技术的学科研究主要涉及发射

收稿日期:2017-10-07; 修回日期:2017-12-10

基金项目:航空科学基金(2016ZD2032)

通信作者:刘浩, liuhaonjust@126.com

自动化控制、先进材料研发和应用、结构静强度/动强度研究、结构动力学、多体动力学、摩擦学、计算流体力学、结构疲劳与断裂、冲击动力学、先进机构设计理论与技术、液压传动、传热学、可靠性、试验模拟技术以及虚拟样机仿真技术等。对于空空导弹发射装置,其总体组成可分为发射控制系统、导弹挂飞结构系统、导弹发射结构系统等,对于弹发射还需要弹射动力系统。发射控制系统的主要功能是监测发射装置状态、控制发射时序、对发射状态进行反馈等;导弹挂飞结构系统则用于挂飞时固定导弹,并承受导弹的过载力和气动力,保证导弹挂飞时的安全;导弹发射结构系统用于发射时对导弹进行运动约束及导向,保证导弹良好的发射分离姿态;弹射动力系统是弹射发射装置的弹射动力,为导弹弹射提供能量。

近年来,空空导弹发射理论和工程应用技术得到快速发展,但有关该领域的综述性研究较少,多是对空空导弹发射分离气动流场以及噪声等进行了一定综述研究^[1-2]。

本文对空空导弹发射装置主要的技术形式进行研究,分析各技术形态的发展现状、关键技术和研究不足,重点对隐身战机内埋弹射发射技术进行研究,指出其现阶段理论研究的重点和不足,并对比分析目前两款具有代表性的内埋弹射发射装置,指出其各自优缺点,最后指出空空导弹发射技术未来的发展方向。

1 空空导弹发射技术研究现状

空空导弹发射技术有重力投放式、外挂导轨式、外挂弹射式、半埋式、保形式弹舱、内埋弹射式等技术形态。其中,外挂导轨式、外挂弹射式、内埋弹射式是现今空空导弹最主要的发射形式。

1.1 重力投放式

重力投放式发射装置是一种早期的空空导弹发射装置^[3],其设计思想来源于航空炸弹投放装置。导弹发射时载机处于低马赫数的水平飞行状态,导弹解锁后依靠自身重力脱离载机,自由下落到安全距离后导弹点火。理论和实践表明,在载机和导弹投放分离时,由于载机和导弹之间的气动流线较两者之外的密得多,造成外部气压大于两者之间的的气压,当飞机速度较高时,靠重力离机的导弹

将出现分离过程不稳定,分离弹道漂浮现象。由于干扰流场的作用,可能使导弹初始弹道出现严重偏移,甚至碰撞载机是完全可能的,在航空史上也出现过这样的案例。因此,除重型或较重型空地导弹和空基巡航导弹外,所有原拟采用投放式的导弹,均被动力弹射式发射所取代^[4]。

1.2 外挂导轨式

外挂导轨式出现较早,结构简单、工作可靠,由于持续的技术改进,现今依然是空空导弹最主要的发射形式之一。对于导轨式发射,导弹发动机点火之后顺着发射装置导轨滑槽向前运动,最后飞离发射装置和载机。导轨式发射装置发射时受空气气流影响较小,发射安全性较高。

LAU-127 导轨发射装置是一款经典的导轨式发射装置。LAU-127 是为美国海军 F/A-18 战斗机发射 AIM-120 AMRAAM 中程空空导弹而设计的,LAU-127 也被用于 F-16 战机翼尖挂载 AIM-120。LAU-127 发射装置可为导弹与载机之间提供电气和机械接口,并在导弹和载机驾驶舱显示器提供双向数据传输。LAU-127 导轨发射装置还可用于发射 AIM-9L/M“响尾蛇”导弹。美国 LAU-127 导轨式发射装置如图 1 所示。



图 1 LAU-127 导轨式发射装置

Fig. 1 LAU-127 guide rail type launcher

导轨式发射装置主要设计理论涉及机械设计、轻量化设计^[5]、发射动力学研究^[6]、发射装置气动外形设计、发控技术设计、发射安全性设计^[7-8]以及抗烧蚀设计^[9]等,其中发射安全性设计和导轨抗烧蚀设计是其关键技术。肖军^[10]探讨了热固型 MoS₂ 干膜在硬铝和超硬铝合金构件上的成膜工艺,并通过模拟和实验证实新型热固型 MoS₂ 干膜产品可用于导轨发射装置的烧粘及腐蚀防护。MoS₂ 干膜剂虽性能优良,但在存储和使用上存在环保和人员防护问题,开发新型绿色喷涂材料对于

导轨式发射技术具有重要意义。刘刚等^[11]采用计算流体动力学和刚体动力学模型耦合求解的方法,求出了导弹在导轨中滑行时的气动力,并考虑了气动力对导弹在轨运动的影响,对机载导弹整个分离过程进行了数值模拟。现阶段对于发射过程中的气动力与导轨结构柔性动力学的耦合研究还较少。王林鹏等^[12]提出了一种能随柔性导轨变形的柔性点线约束以替代导弹定向钮与导轨之间接触关系的建模方法;基于有限元模型,在考虑导轨应力刚化效应的前提下构建了运动导弹激励下柔性导轨振动的多体动力学模型。由于柔性体与柔性体的接触动力学模型计算量庞大,该文献提出的方法对于解决柔性接触模型计算量问题具有一定的贡献。李建刚等^[13]基于 adams 动力学软件采用虚拟样机技术,建立了导弹导轨式发射时,导弹脱离导轨姿态的多体动力学模型,分析了导弹在发射过程中的姿态变化规律。Zheng X 等^[14]利用 ABAQUS 软件建立导轨式发射系统的有限元动力学模型,研究了结构柔性对发射安全性的影响。考虑到机载导弹发射装置结构设计的复杂性和对发射分离参数的高精度要求,现阶段 ansys 有限元软件、adams 多体动力学软件、ABAQUS 非线性动力学软件等计算力学软件已逐渐成为机载发射技术仿真的主要技术手段,采用计算力学软件进行仿真研究具有建模高效快捷、模型可视化调试和仿真精度高等优点。

导轨式发射需要导弹发动机点火作为导弹运动动力,为了保证高比冲,导弹发动机普遍采用复合推进剂高能燃料,其高温高速尾焰会对导轨产生强烈的烧蚀和冲刷作用。烧蚀问题几乎是所有导轨发射装置必须面临的问题。导弹发动机高温高速尾焰在烧蚀发射装置导轨的同时,燃烧的熔渣粘附在导轨表面,大幅增加了导轨发射装置清理维护工作的困难,更严重的是增加了战机的再次出动准备时间,降低了系统的作战效能^[15]。另一方面,被烧蚀的发射装置导轨表面的抗腐蚀能力急剧下降,在沿海盐雾、湿热等环境下极易被腐蚀,导致发射装置性能恶化、寿命缩短甚至性能失效。现阶段处理高温烧蚀的主要手段是在导轨表面涂覆抗烧蚀材料,已取得了一定效果但并未完全解决烧蚀问题,相关理论和技术还需进一步研究。

随着战机总体性能的发展,尤其是隐身战机对

RCS 和气动性能更高的要求,导轨式发射装置由于置于机腹机翼下侧并凸出在外,且外形与机腹不连续,导致导轨式发射装置具有强烈的 RCS,还加剧了载机的气动阻力。因此,导轨式发射装置主要应用于三代主力战机,例如 F-16、F/A-18、Su-27 等。随着导轨式发射装置 RCS 和气动理论研究的进步,未来在非高度隐身的高性能战机上的应用是导轨式发射技术主要的应用方向。

在今后一段时间,实现导轨发射装置与机翼的气动和 RCS 最优化匹配设计是其新的理论研究热点,例如最优化的翼尖导轨式发射理论及技术研究;另一方面,战机在高马赫数、大过载机动、滚转条件下的导轨式发射理论研究是另一个新的研究方向。

1.3 外挂弹射式

外挂弹射式是现今空空导弹另一主流发射形式,在现阶段各国的主力三代机上应用较多。在航空史上曾出现导弹导轨式发射时的尾焰致使战机发动机熄火停机的严重事故,外挂弹射式发射是先将导弹向下弹射分离一定的距离,然后导弹发动机再点火,因此能够有效避免导弹发射时发动机尾焰对载机发动机的影响,保证载机发射导弹时的飞行安全。外挂式弹射发射装置可使导弹在机腹中轴线附近布置,载机的机动性受导弹影响小,尤其是重型导弹。另一方面,外挂弹射式发射装置能够发射重量较大的空空导弹,增加载机武器系统的作战效能。

国外已成功应用的外挂弹射式发射装置主要有俄罗斯的 AKY-470, AKY-58 以及 AKY-170E 等系列,如图 2 所示。由于外挂弹射发射装置将增加战机的 RCS 和气动阻力,外挂式弹射装置在现今三代主力战机应用较多,例如 Su-27 以及其他三代战机等。



图 2 挂装 AKU-170E 发射装置的米格-31BM

Fig. 2 AKU-170E launcher of MiG-31BM

外挂弹射式发射装置的主要设计理论包括火药燃烧内弹道研究、气动弹射理论研究、多刚体动力学、结构动力学、复合材料轻量化设计、弹射分离

气动流场分析^[16-18]、地面弹射模拟技术等。对于外挂弹射式发射,弹射内弹道研究^[19]是其关键技术。杨风波^[20]基于改进的对应态维里方程,建立了发射系统内弹道模型,计算了改进的对应态方程的第二和第三维里系数,推导了比热力学能以及比焓的解析表达式,获得了时变的热力学参数,还给出了发射系统高低压室的热力学参数的变化规律。张群峰等^[21]基于 Menter SST 湍流模式的改进延迟分离涡模拟方法以及重叠网格技术,分别对亚声速和超声速来流条件下的外挂弹射和内埋弹射的分离轨迹进行了对比分析。S. M. Murman 等^[22]采用计算流体动力学与笛卡尔坐标系下的导弹六自由度动力学模型耦合的方法研究了导弹外挂弹射的分离轨迹。L. E. Lijewski 等^[23]采用重叠网格技术实现了外挂弹射导弹流体动力学与六自由度轨迹的耦合仿真。D. Snyder 等^[24]采用非结构四面体网格对跨声速条件下的外挂导弹弹射分离进行了研究。F. Dougherty 等^[25]采用三维嵌套网格对外挂弹射导弹的分离轨迹和分离姿态进行了研究。E. E. Panagiotopoulos 等^[26]对跨声速条件下的导弹外挂弹射分离轨迹的 CFD 仿真计算结果和风动试验结果进行了对比,分析了仿真结果与试验结果产生偏差的可能原因。R. F. Tomaro 等^[27]研究了在 F/A-18C 战机复杂模型下采用 CFD 方法精确预测导弹外挂弹射分离轨迹的可行性。N. Murray 等^[28]设计了一种新的模型比例外挂物,并在声学物理试验中心进行了 3 倍声速的风洞弹射分离试验。A. R. Maddox^[29]在超声速风洞条件下的 F-4 内侧弹射挂架进行了多次弹射实验,并对比了弹射实验结果和数值模拟结果,指出当速度较低时两者具有较高的重合度,当速度较高时,数值仿真难以模拟弹射过程中出现的一些细节,例如结构间的微小碰撞等。现阶段,采用计算流体动力学与导弹六自由度运动方程耦合是导弹外挂弹射分离仿真的主流研究方法。

现阶段,如何实现外挂弹射发射装置在高马赫数下、载机大机动条件下、载机滚转条件下的弹射发射的理论研究尚处于起步阶段,另外与之相适应的地面弹射模拟发射实验技术也是今后的研究重点。考虑到战场环境的复杂多样性,未来在非高度隐身的新型高性能战机上的应用是外挂式弹射发射技术新的应用前景。

1.4 半埋式

半埋式发射装置是指将发射装置大部分内嵌于战斗机的凹槽内,基本只有导弹外露于机腹表面,比较典型的是“台风”战斗机半埋式发射装置。半埋式发射装置充分考虑了发射装置与载机机体的融合,使发射装置与载机机体的相互 RCS 干扰和气动干扰大幅降低^[30]。半埋式发射装置一般应用于三代战机,例如 F-14、F-15、米格-31、“台风”等。由于涉及到与机身的联合设计等工程协调问题,总体来说,半埋式的应用程度不如外挂导轨式和外挂弹射式。“台风”战斗机半埋式挂载流星导弹如图 3 所示。



图3 “台风”战斗机半埋式挂载

Fig. 3 Semi-buried type launcher of EF2000

1.5 保形式弹舱

保形式弹舱(CWB)是指一种可拆卸的封闭弹舱^[31],设计时充分考虑与战机外形的匹配,这种形式不破坏飞机的主体外形结构,可以与保形油箱互换使用,在拆下时可以回到传统的外挂布局,典型代表是波音公司的 F-15SE 隐形“沉默鹰”保形武器舱。保形式弹舱虽然能够在一定程度上降低战机 RCS 和气动阻力,但是通用性差,更换麻烦,现阶段多数战机未采用此方案,但相关理论和应用技术正在进一步研究之中。超级“大黄蜂”保形弹舱如图 4 所示。



图4 超级“大黄蜂”保形弹舱

Fig. 4 Conformal launcher of super hornets

1.6 内埋弹射式

1.6.1 内埋弹射式发射的基本概念

内埋弹射式发射技术是指隐身战机在飞行时将发射装置和空空导弹完全置于载机武器舱内,需要导弹发射时,先打开武器舱门,弹射发射装置高速作动赋予导弹一定的初始速度和角速度并使导弹与载机分离,在分离一定距离后导弹发动机点火并飞离载机。内埋发射装置除了满足正常的弹射发射功能外,还必须实现发射装置的慢伸慢放功能,地面挂弹时发射装置先伸出舱外,在导弹挂装完毕后,发射装置带弹收回舱内。

内埋弹射发射装置随着隐身战机的研制应运而生。RCS 是隐身战机最重要的指标之一,若采用外挂式发射装置,隐身战机 RCS 将急剧增加,战机的隐身设计将毫无意义,因此采用内埋弹射技术是隐身战机的必然选择。另一方面,内埋弹射发射技术能够最大限度地降低发射装置和悬挂的空空导弹对载机的气动阻力,保证载机的超声速巡航。国外已成功应用的内埋弹射发射装置主要是美国的 LAU-142/A 和 NuLAU-120。F-22 内埋式武器弹舱舱门打开状态如图 5 所示,该机弹舱半舱挂装三套 LAU-142/A 内埋式发射装置,如图 6 所示。



图 5 F-22 内埋式武器弹舱

Fig. 5 Embedded weapon bay of F-22

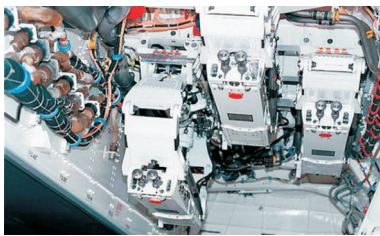


图 6 F-22 内埋式弹舱及发射装置

Fig. 6 Embedded ejection launcher of F-22

1.6.2 内埋弹射式发射的主要理论

内埋弹射发射技术的现阶段理论研究热点是

刚—柔耦合的多柔体发射动力学研究^[32-35]、气动动力作用下的机弹分离安全性研究^[36-41]、先进动力系统研究^[42-44]、复合材料应用研究、先进发控技术研究、高密度内埋技术^[45]以及地面弹射模拟实验技术^[46-49]等。王许可^[33]基于刚—柔耦合多体动力学理论,在 adams 环境中建立了导弹内埋弹射发射系统的弹射分离仿真模型,讨论了导弹重心、弹射发射行程、结构刚度等设计参数对导弹分离角速度的影响。对于气动流场与弹体六自由度耦合的仿真,如何提高仿真精度并缩短仿真时间是未来研究的重点。赵伟^[42]提出一种液压弹射动力系统技术方案,并设计了新型液压缸缓冲结构,建立了系统的数学模型,对弹射和缓冲过程的特性进行了仿真分析,与实验数据对比仿真结果基本吻合。薛飞等^[49]在 0.6 m×0.6 m 量级亚跨超声速风洞开展了内埋武器弹射试验技术研究,所研制的风洞双视角、高亮度光路系统和六自由度图像分析系统,可获得内埋武器弹射过程的全轨迹图像和气动参数。刘浩等^[50]基于多体动力学拉格朗日法、模态试验和载机大机动条件,提出了一种战机大机动条件下的内埋弹射刚—柔—液耦合的动力学建模方法,并通过数值模型仿真分析了载机大机动产生的高过载离心力对空空导弹的弹射分离参数的影响,对于在载机非平飞状态下的导弹发射分离研究将是未来研究的重点。机载弹射发射装置属于典型的轻质高速运动机构,在运动过程中构件柔性变形显著,因此基于刚—柔耦合动力学理论利用计算动力学软件对其进行仿真分析是十分必要的。

发射多体动力学、计算流体动力学(CFD)以及虚拟样机仿真技术是机载导弹内埋弹射发射技术三项重要的研究方向,本文将对其主要的理论基础和涉及的仿真技术问题进行一定的论述分析。

(1) 发射多体动力学理论基础

发射多体动力学是内埋弹射发射的理论研究重点,发射系统多刚体动力学仿真和多柔体动力学仿真多以拉格朗日动力学方程为理论基础,该方法便于利用计算机自动编制通用程序。拉格朗日动力学方程为

$$\begin{cases} \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\xi}} \right) - \frac{\partial L}{\partial \xi} + \frac{\partial \Gamma}{\partial \xi} + \left[\frac{\partial \Psi}{\partial \xi} \right]^T \lambda - Q = 0 \\ \Psi = 0 \end{cases} \quad (1)$$

式中: Ψ 为约束方程; Q 为投影到广义坐标 ξ 上的广义力; Γ 为阻尼力产生的能量损耗; L 为拉格朗日项, 定义为 $L = T - W$, T 和 W 分别表示动能和势能; λ 为对应于约束方程的拉氏乘子。

隐身战机为了追求空优性能, 在高速滚转条件下也能实现空空导弹的发射, 例如美国 F-22 已在 $80^\circ/\text{s}$ 的滚转速度下弹射发射空空导弹。在滚转条件下的发射动力学可用伪坐标形式的拉格朗日方程^[51]:

$$\begin{cases} \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial v} \right) + \tilde{w} \frac{\partial L}{\partial v} = F \\ \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \omega} \right) + \tilde{w} \frac{\partial L}{\partial \omega} + \tilde{v} \frac{\partial L}{\partial v} = M \\ \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \xi} \right) - \frac{\partial L}{\partial \xi} + \frac{\partial \Gamma}{\partial \xi} + \left[\frac{\partial \Psi}{\partial \xi} \right]^T \lambda - Q = 0 \\ \Psi = 0 \end{cases} \quad (2)$$

式中: v 为载机直线速度; ω 为载机滚转速度; F 为载机直线推力; M 为载机滚转气动力矩。

机载内埋弹射系统的动力学特性十分复杂, 随着相关研究的深入, 人们开始关注液压系统的介质可压缩性与高速运动柔性机构的耦合效应、高速液压系统的黏性流动与机构柔性的耦合效应、机构间隙与机构柔性的耦合效应、以及机载内埋发射系统在严酷条件下的时变动力学效应等, 正是上述容易忽略的因素在特定条件下严重影响了内埋发射系统的弹射分离姿态, 威胁发射安全。如今, 这些课题已逐渐成为内埋发射动力学领域新的理论研究重点。

(2) 发射计算流体动力学理论基础

超声速条件下气动流场研究是机载内埋弹射发射领域的另一重要研究方向。隐身战机具备超声速巡航能力, 隐身战机武器舱流场复杂, 给内埋导弹安全分离技术提出了新的挑战。当超声速气流流过武器舱时, 可能导致出现边界层分离、激波剪切层和气动噪声干扰等一系列复杂流动现象^[52]。武器舱内产生的强涡流会使导弹姿态偏离设计值, 影响机弹安全分离。现阶段对超声速条件下的气动流场研究一般通过高性能计算机求解纳维-斯托克斯(Navier-Stokes, 简称 N-S) 方程的各种简化方程^[53-55]。三维非定常可压缩 N-S 方程的 ALE 描述积分形式^[56]为

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\partial V(t)} Q dV + \oint_{\partial V(t)} (F_{\text{inv}} - F_v) \cdot n dS = 0 \quad (3)$$

式中: $\partial V(t)$ 为 t 时刻流场区域 $V(t)$ 的边界; dS 为 $\partial V(t)$ 上的面元; n 为边界单元的外法矢量; Q 、 F_{inv} 和 F_v 分别为守恒矢量、无黏(对流)通量和黏性(耗散)通量。

CFD 数值计算方法可以较为准确地获得导弹从内埋武器舱弹射分离的初始弹道, 但是该计算量较大, 且对每一种案例都需要重新计算, 不能从理论上对导弹的弹射分离初始弹道进行研究分析和预判。为此, 国内外对导弹弹射分离过程进行了合理简化, 通过一些容易测量或容易计算获取的物理参数建立能够表征问题主要特征的理论模型。考虑气动力影响的导弹弹射初始弹道模型为^[57]

$$\begin{cases} \frac{d^2 Y}{dt^2} = \frac{dV}{dt} = \frac{\rho_\infty l^3 \delta^2}{m} F(t) - \frac{gl}{\delta U_\infty^2} \\ \frac{d^2 X}{dt^2} = \frac{dU}{dt} = \frac{\rho_\infty l^3 \delta^2}{m} C_D(t) \\ \frac{d^2 \alpha}{dt^2} = \frac{d\omega}{dt} = \frac{\rho_\infty l^5 \delta^2}{I} M(t) \\ F = \int_{x_0}^{x_e} \int_0^{2\pi} p'(x, \theta, t) \alpha(x) \sin \theta d\theta dx \\ C_D(t) = \frac{\alpha_e^2}{\gamma e^2} [1 - p_b(e)] \\ M = \int_{x_0}^{x_e} \int_0^{2\pi} p'(x, \theta, t) \alpha(x) x \sin \theta d\theta dx \end{cases} \quad (4)$$

式中: F 和 M 分别为升力和俯仰力矩; m 、 I 分别为导弹的质量和转动惯量。

1.6.3 内埋弹射式发射虚拟样机仿真技术

机载发射装置进入内埋弹射发射阶段后, 由于产品的复杂性和计算机技术的发展, 虚拟样机(Virtual Prototyping, 简称 VP) 仿真技术得到极大地发展和应用, 虚拟样机技术能够建立物理样机的数值模型, 对数值模型进行仿真可以模拟产品的各种工作特性。包括多刚体动力学仿真技术、多柔体动力学仿真技术和气动流场仿真技术等。

工程实践表明, 虚拟样机仿真技术不仅可以压缩产品的研制周期, 降低产品研制成本, 更重要的是仿真技术能够在极端条件下通过试验很难完成的产品测试和反复优化设计工作, 有效提高产品的性能。为了有效结合先进的虚拟样机仿真技术和试验技术, 美国军方专门制定了隐身战机内埋

弹射技术的“MASTER”计划,如图 7 所示。

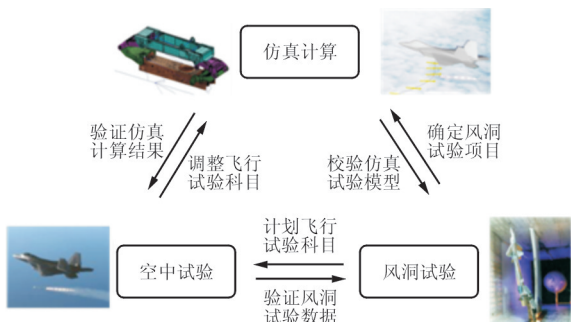


图 7 美国隐身战机“MASTER”计划

Fig. 7 “MASTER”program of stealth fighter of US

项目实践表明,开发高可信度的虚拟样机仿真系统需要三个基本条件:一是该项目涉及到的基本理论已趋于成熟,这是数值建模的重要基础;二是产品的基本输入参数已得到准确测试;三是充分认识产品的所有内在工作原理和展现出来的重大物理现象,并且一旦物理现象被认知,就必须在仿真中复现。

在项目的研制进程中,可能出现仿真结果与试验结果产生一定偏差,甚至两者之间相去甚远。导致这种结果的主要原因包括:①仿真者所选用的理论模型落后,无法模拟先进产品的最新工作特性,因此要求仿真者有一定的理论素养,选择合适的理论体系作为仿真模型的理论基础;②产品输入参数不准确,随着实验测试手段和系统辨识技术的进步,通常这种原因导致仿真“失真”的可能性比较小,虽有时也会发生;③仿真者对产品认识不够全面不够深入,仿真模型中忽略了对产品性能有影响的物理因素,尤其是在极端条件下忽略了某些内在或外在的潜在因数,这种原因多是仿真模型失真的最主要原因,因此对于仿真者来说深入全面地理解产品的物理机理和产品所面临的各种潜在工况显得尤为重要。

现阶段随着载机平台飞行能力的提高和全包线发射能力的迫切需求,对于内埋弹射发射技术,对载机高马赫数大机动条件下以及高马赫数滚转条件下的弹射发射特性是其新的理论研究方向,主要包括发射装置动力系统的介质可压缩性、发射装置结构柔性、导弹弹体柔性以及气动流场对严酷飞行条件下的发射动力学和发射安全性的影响,尤其

是这四者之间的耦合作用研究几乎还处于空白状态,是今后理论研究的重点。

2 典型的两种内埋式发射装置对比分析

内埋弹射式发射装置能够保证隐身战机极低的 RCS 和气动阻力,是现阶段空空导弹发射装置技术领域最重要的研究对象。现阶段美国两款典型的内埋式发射装置是 NuLAU-120 和 LAU-142/A。

2.1 NuLAU-120 发射装置

NuLAU-120 的设计厂商为美国 EDO 公司, NuLAU-120 发射装置挂装于 F-35 战机,采用类似于炸弹钩外挂的发射方式。F-35 战机与 F-22 战机为高低搭配战机,F-35 战机以攻击地面为主兼具空中作战能力,其设计思想不是空优战斗机,无需完成大机动条件下发射导弹的任务,因此 NuLAU-120 发射包线较小,即 F-35 战机一般只能在平飞状态下发射导弹。NuLAU-120 结构图如图 8 所示。

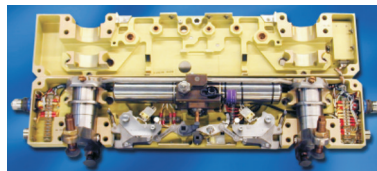


图 8 NuLAU-120 内埋弹射发射装置

Fig. 8 NuLAU-120 embedded ejection launcher

NuLAU-120 的弹射动力系统采用高压空气+PPS(快速充气单元)技术,采用 PPS 是 NuLAU-120 的典型技术特征,其目的是调节高压空气受温度影响造成的显著压力变化,使高压空气压力保持在一个合理的范围内。采用 PPS 快速充气单元的优点是高压空气压力受 PPS 调节,弹射分离参数稳定。但是采用 PPS 设备之后,战机需要增加额外的电路和气路,增加战机的武器舱设计难度,而且 PPS 快速充气单元质量较大,武器舱需要至少增加 20 kg 的额外质量,增加了载机的负担,影响了战机的总体作战效能。PPS 快速充气单元外形图如图 9 所示。



图9 PPS快速充气单元

Fig. 9 PPS part

2.2 LAU-142/A 发射装置

LAU-142/A 的设计厂商也为美国 EDO 公司, LAU-142/A 发射装置挂装于 F-22 战机, 是现阶段最经典的内埋弹射发射装置。F-22 战机是高端四代重型战斗机, 其设计思想是空优战斗机, 需要在大机动大过载条件下发射空空导弹, 也能在滚转条件下发射空空导弹, 为了实现这一目的, LAU-142/A 采用气液混合动力系统和先进的机械设计技术, 这使得 F-22 战机能够在多种复杂飞行条件耦合的情况下发射空空导弹, 其发射包线远大于 NuLAU-120, 以保证 F-22 的空优作战性能。

LAU-142/A 发射装置多用铝合金制造, 全质量仅 52 kg, 由两组折叠伸展臂和其下方的导弹载体构成, 折叠伸展臂设计巧妙, 依靠一个液压动作筒驱动, 能够在飞行员发出发射指令后 0.1 s 内完成伸展动作, 在 0.23 m 的伸展行程中, 能够产生最大 40 个过载的峰值加速度, 赋予 AIM-120 导弹 7.6 m/s 的初始弹射速度, 保证其安全通过临界气流层离开飞机。LAU-142/A 内埋弹射发射装置结构图如图 10 所示。

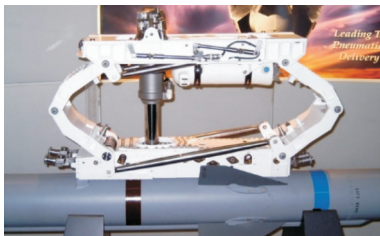


图10 LAU-142/A内埋弹射发射装置

Fig. 10 LAU-142/A embedded ejection launcher

LAU-142/A 采用气液混合动力系统能够借助载机的液压系统进行稳压, 因此避免了弹射压力

受温度的影响, 使弹射分离参数在任何温度工况下均能保持在一个稳定的范围内。由于不需要 PPS 进行稳压, 在重量方面气液混合动力系统相对纯气压系统具有相当优势。另一方面, 由于气液混合动力系统借助载机的液压系统进行稳压, 相对 NuLAU-120 气压系统, LAU-142/A 在慢伸慢放过程中不必频繁充气, 做到了免维护使用, 大幅提高了其后勤保障的便捷性, 更保证了作战时的应急能力。

LAU-142/A 发射装置的另一个优点是操作简单, 地面维护或者加挂武器时, 其可以在 3 s 内完成展开或收缩, 地勤人员可以方便可靠的完成武器挂装。

相对于 NuLAU-120, LAU-142/A 在重量、发射包线、使用维护等方面都要先进得多, 因此 LAU-142/A 发射装置设计技术成为机载发射系统领域的研究热点。

3 机载发射技术未来发展趋势

随着载机设计思想的不断发展以及基础工业的进步, 空空导弹发射装置设计思想也在更新换代。为了适应未来战场新的应用需求, 发射装置未来的发展趋势主要有以下五个方面。

3.1 共架弹射发射装置

空空导弹发射装置的多机种、多弹种兼容性能可大幅降低后勤维护费用、提高应急机动作战能力, 而现阶段发射装置共架通用化水平还较低。传统发射装置共架通用化设计主要涉及与载机机械接口标准化、与导弹机械接口标准化、电路电气接口标准化。一个新的共架通用化研究方向是同一弹射发射装置对不同物理参数导弹的弹射分离参数的适应性难题, 主要涉及弹射动力的智能可调性和发射装置在不同载荷下机构柔性的控制难题。发射装置的共架通用化设计需要从顶层角度进行系统规划, 一方面以实现通用化为目标, 另一方面也要充分考虑通用化对设计复杂度和产品性能的影响, 做到具体问题具体分析, 最大程度地兼顾后勤维护成本和产品复杂度、产品性能。

3.2 小弹径折叠翼导弹内埋弹射技术

为了使战机更多的携带空空导弹, 除了加大武

器舱体积外,缩减空空导弹直径和长度并且改用折叠舵翼面形式是一个有效途径。如何实现高密度内埋的折叠舵翼面导弹的发射安全性将是新型内埋发射装置的一项重要任务,新型内埋发射技术必需解决载机在大机动条件下成功发射折叠舵翼面导弹的难题,主要包括解决高速大过载弹射过程中的机构柔性及弹体柔性对导弹弹射分离姿态的影响问题、折叠舵翼面在随机复杂气动流场的可靠展开难题、在高马赫数和大机动复杂气流流场下的机弹分离问题等。

3.3 多导弹内埋技术

现代隐身战机空空导弹的携带量一般在6~8枚,考虑导弹在实战时命中率低以及战机自卫需要保留导弹等问题,现阶段战机所携带的空空导弹在强强对抗的作战环境下明显不足。实现高密度多导弹内埋的方式除了缩减单个导弹挂装所占用的体积外,增加隐身战机武器舱的体积和战机内埋导弹的弹射出口点将是必由之路。高密度内埋的新思路,例如采用导弹多层挂装直接力发射思路、前后双弹舱设计思路、多层导弹轴向弹射思路等涉及隐身战机的总体结构布局问题,有必要建立战机与导弹武器系统协同设计的体制。

3.4 内埋自适应弹射技术

随着战机的机动能力越来越高,尤其是随着无人作战战机的出现,如何实现在超声速大动压复杂气流环境下的弹射分离参数的智能柔性输出将是未来发射装置的一个重要课题。自适应弹射发射技术主要涉及弹射动力的自适应控制和极短时间内的机构柔性控制。另一方面,如何利用(而不是一味抑制)发射机构的构件柔性实现弹射分离姿态的智能输出也是一个新的思路。

3.5 临近空间飞行器内埋弹射技术

随着航空技术的发展,航空界逐渐把目光投向了大气层外高度更高的临近空间。临近空间是指距离地面20~100 km的大气空间,是传统“空”与“天”之间的空白部分。临近空间空气稀薄,使飞行器超高马赫数飞行成为可能,如何实现临近空间飞行器超高马赫数、激波、气动热以及电离环境影响

下的内埋弹射分离是未来导弹发射装置的一个新的课题。

4 结束语

空空导弹发射理论与技术近年来取得了长足进步,但是各发射形式的有关理论还需要进一步深入研究,尤其是新形式下考虑载机高马赫数、大机动、滚转发射条件下的复杂气动流场影响研究、机—电—液多学科耦合的多柔体发射动力学研究、气动—结构柔性耦合研究等还处于起步阶段。共架弹射发射、小弹径折叠翼内埋弹射、多导弹内埋弹射、内埋自适应发射以及临近空间发射等技术将是空空导弹发射技术未来的发展方向。

参考文献

- [1] 冯金富,杨松涛,刘文杰. 战斗机武器内埋关键技术综述[J]. 飞航导弹, 2010(7): 71-74.
Feng Jinfu, Yang Songtao, Liu Wenjie. Summary of key technology of fighter's internal burial[J]. Winged Missiles Journal, 2010(7): 71-74. (in Chinese)
- [2] 常超,丁海河. 内埋弹射武器机弹安全分离技术综述[J]. 现代防御技术, 2012, 40(5): 67-74.
Chang Chao, Ding Haihe. Review on missile store safety separation technology of embedded ejection weapons[J]. Modern Defence Technology, 2012, 40(5): 67-74. (in Chinese)
- [3] 王乐,刘志洋. 机载武器悬挂投放装置[J]. 机械管理开发, 2009, 24(2): 40-42.
Wang Le, Liu Zhiyang. Suspension, releasing and launching systems of airborne weapon[J]. Mechanical Management and Development, 2009, 24(2): 40-42. (in Chinese)
- [4] 辜席传. 国外先进高性能机载导弹发射系统跟踪[J]. 航空兵器, 2003(6): 26-28.
Gu Xichuan. The tracking of advanced and high performance airborne missile control system in foreign countries[J]. Aero Weaponry, 2003(6): 26-28. (in Chinese)
- [5] 单奇艺,张堃,刘乐卿. 复合材料在导轨式发射装置上的应用动向[J]. 玻璃钢/复合材料, 2015(2): 87-90.
Shan Qiyi, Zhang Kun, Liu Leqing. Application tendency of composite materials for slideway launcher[J]. Fiber Reinforced Plastics/Composites, 2015(2): 87-90. (in Chinese)
- [6] 廖莎莎,吴成,段继. 导轨式机载导弹发射动力学模型及影响因素分析研究[J]. 弹箭与制导学报, 2013, 33(3): 153-157.
Liao Shasha, Wu Cheng, Duan Ji. Launch dynamics modeling and analysis on influencing factors for airborne missile[J]. Journal of Projectiles Rockets, Missiles and Guidance, 2013, 33(3): 153-157. (in Chinese)

- [7] 陈全龙, 韩景龙, 员海玮, 等. 机载导弹导轨式发射过程安全性分析[J]. 振动与冲击, 2013, 32(20): 41-47.
Chen Quanlong, Han Jinglong, Yun Haiwei. Security analysis of missile rail-launching from an aircraft[J]. Journal of Vibration and Shock, 2013, 32(20): 41-47. (in Chinese)
- [8] 张胜利, 倪东东. 机载导弹武器系统导轨式发射的安全性设计[J]. 航空兵器, 2004(6): 24-27.
Zhang Shengli, Ni Dongdong. Safety design of rail launch for airborne missile weapon system[J]. Aero Weaponry, 2004(6): 24-27. (in Chinese)
- [9] 肖军. 机载武器抗烧蚀防护涂层研究[J]. 材料保护, 2003, 36(6): 34-37.
Xiao Jun. Ablation-resistance coatings for airborne weapons[J]. Journal of Materials Protection, 2003, 36(6): 34-37. (in Chinese)
- [10] 肖军, 张秋禹, 李铁虎, 等. 发射装置导轨用 MoS₂ 润滑防护干膜的热成膜工艺研究[J]. 西北工业大学学报, 2004, 22(3): 304-308.
Xiao Jun, Zhang Qiuyu, Li Tiehu, et al. Study on processing of MoS₂ solid lubricant film for and antiablation protection of airborne launcher anticorrosion slide track[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2004, 22(3): 304-308. (in Chinese)
- [11] 刘刚, 肖中云, 王建涛, 等. 考虑约束的机载导弹导轨发射数值模拟[J]. 空气动力学学报, 2015, 33(2): 192-197.
Liu Gang, Xiao Zhongyun, Wang Jiantao, et al. Numerical simulation of missile air-launching process under rail slide-way constraints[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2015, 33(2): 192-197. (in Chinese)
- [12] 王林鹏, 王汉平, 杨鸣, 等. 运动导弹激励下柔性导轨振动的多体动力学分析法[J]. 航空学报, 2014, 35(3): 756-763.
Wang Linpeng, Wang Hanping, Yang Ming, et al. Multi-body dynamics analysis method for vibration of flexible guide activated by moving missile[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(3): 756-763. (in Chinese)
- [13] 李建刚, 马玉芹. 基于 ADAMS 的导轨式导弹发射装置发射姿态研究[J]. 兵器装备工程学报, 2017, 38(2): 132-134.
Li Jiangang, Ma Yuqin. Study of a missile attitude on launcher device of slide rail type based by ADAMS[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2017, 38(2): 132-134. (in Chinese)
- [14] Zheng X, Liu H, Wang N, et al. Research on oblique-launch security of missile leaving guide rail non-simultaneously[J]. Missiles & Space Vehicles, 2016(4): 75-77.
- [15] 肖军, 程功, 陈建敏. 机载发射装置烧粘-腐蚀防护评估技术的研究进展[J]. 航空兵器, 2013(5): 60-64.
Xiao Jun, Cheng Gong, Chen Jianmin. Developments of evaluation technique of high temperature & supersonic ablation erosion corrosion protection for airborne launchers[J]. Aero Weaponry, 2013(5): 60-64. (in Chinese)
- [16] 祁洋, 范绪箕. 飞机安全性设计的外挂物投放数值方法[J]. 上海交通大学学报, 2005, 39(5): 836-839.
Qi Yang, Fan Xuji. A numerical method on store separation for aircraft safety design[J]. Journal of Shanghai Jiaotong University, 2005, 39(5): 836-839. (in Chinese)
- [17] 陈海昕, 李风蔚, 鄂秦. 复杂流场数值模拟中的网格生成[J]. 西北工业大学学报, 2000, 18(2): 194-197.
Chen Haixin, Li Fengwei, E Qin, et al. A method for grid generation in numerical flow analysis of complex configurations[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2000, 18(2): 194-197. (in Chinese)
- [18] 尹承顺, 雷武涛. 飞机外挂物投放风洞与飞行相关性研究思路探讨[J]. 航空科学技术, 2015, 26(3): 14-18.
Yin Chengshun, Lei Wutao. Investigation of wind tunnel and flight correlation research ideas on external-store drop[J]. Aeronautical Science & Technology, 2015, 26(3): 14-18. (in Chinese)
- [19] 蒋淑园. 高压弹射装置内弹道二维模型及发射腔内流场特性分析[J]. 兵工学报, 2015, 36(6): 1009-1014.
Jiang Shuyuan. Two-dimensional interior ballistics model of high pressure ejection apparatus and analysis on the characteristics of flow field in launching chamber[J]. Acta Armamentarii, 2015, 36(6): 1009-1014. (in Chinese)
- [20] 杨风波. 高压弹射装置内弹道建模与计算[J]. 兵工学报, 2013, 34(5): 527-534.
Yang Fengbo. Interior ballistics modeling and calculation of high-pressure ejection device [J]. Acta Armamentarii, 2013, 34(5): 527-534. (in Chinese)
- [21] 张群峰, 闫盼盼, 黎军. 战斗机武器外挂投放与内埋投放比较[J]. 北京航空航天大学学报, 2017, 43(6): 1085-1097.
Zhang Qunfeng, Yan Panpan, Li Jun. Comparison between external store separation and buried store separation of fighter[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2017, 43(6): 1085-1097. (in Chinese)
- [22] Murman S M, Aftosmis M J, Berger M J. Simulations of store separation from an F/A-18 with a cartesian method[J]. Journal of Aircraft, 2012, 41(4): 870-878.
- [23] Lijewski L E, Suhs N E. Time-accurate computational fluid dynamics approach to transonic store separation trajectory prediction[J]. Journal of Aircraft, 2012, 31(31): 886-891.
- [24] Snyder D, Koutsavdis E, Anttonen J. Transonic store separation using unstructured CFD with dynamic meshing[J]. AIAA-2003-3919, 2003.
- [25] Dougherty F, Kuan J. Transonic store separation using a three-dimensional chimera grid scheme[C]. USA: Aerospace Sciences Meeting, 2013.
- [26] Panagiotopoulos E E, Kyparissis S D. CFD transonic store separation trajectory predictions with comparison to wind tunnel investigations[J]. International Journal of Engineering, 2010, 3(6): 538-553.
- [27] Tomaro R F, Witzeman F C, Strang W Z. Simulation of store separation for the F/A-18C using cobalt[J]. Journal of Aircraft, 2015, 37(3): 361-367.
- [28] Murray N, Jansen B, Gui L, et al. Measurements of store

- separation dynamics[C]. USA: AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2013.
- [29] Maddox A R. Store separation trajectory analysis[J]. *Journal of Aircraft*, 2015, 17(11): 769-773.
- [30] 王辰生. 外挂对阻力干扰的试验研究[J]. *流体力学实验与测量*, 1998(3): 65-71.
Wang Chensheng. Experimental investigation of the store interference on drag[J]. *Experiments and Measurements in Fluid Mechanics*, 1998(3): 65-71. (in Chinese)
- [31] 秦旭华. 国外机载武器悬挂发射装置的发展现状与趋势[J]. *航空兵器*, 1991(5): 6-9.
Qin Xuhua. Current situation and development trend of suspended launcher for airborne weapons abroad [J]. *Aero Weaponry*, 1991(5): 6-9. (in Chinese)
- [32] 张士卫. 弹射装置刚柔耦合动力学分析[J]. *科学技术与工程*, 2010, 10(22): 5456-5460.
Zhang Shiwei. Dynamical analysis of eject launcher relating to the coupling of rigidity and flexibility[J]. *Science Technology and Engineering*, 2010, 10(22): 5456-5460. (in Chinese)
- [33] 王许可. 机载武器发射系统刚柔耦合动力学仿真[J]. *四川兵工学报*, 2014, 35(7): 9-12, 20.
Wang Xuke. Dynamical simulation of airborne eject launcher relating to the coupling of rigidity and flexibility[J]. *Journal of Sichuan Ordnance*, 2014, 35(7): 9-12, 20. (in Chinese)
- [34] 周建文. 飞机导弹弹射系统动特性分析和仿真研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2004.
Zhou Jianwen. Dynamic characteristics analysis and simulation study of aircraft missile ejection system[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2004. (in Chinese)
- [35] 何巍. 内置气动式弹射装置设计与虚拟样机仿真研究[D]. 大连: 大连理工大学, 2012.
He Wei. The design and virtual prototype simulation study of internal pneumatic ejection device[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2012. (in Chinese)
- [36] Stephen R Perillo. Challenges and emerging trends in store separation engineering: an air force seek eagle office perspective[R]. AIAA-2009-101, 2009.
- [37] Scott Keen K. Trajectory simulations should match flight tests and other lessons learned in 30 years of store separation analysis[C]. AIAA-2009-99, 2009.
- [38] Rudy A Johnson. Store separation trajectory deviations due to unsteady weapons bay aerodynamic [R]. AIAA-2008-0188, 2008.
- [39] DAMS M B. Store trajectory response to unsteady weapons bay flow fields[R]. AIAA-2009-547, 2009.
- [40] Robert L Spinetti, Bruce A lolly. Time-accurate numerical simulation of GBU-38s separating from the B-1B aircraft with various ejector forces, store properties, and load-out configurations[R]. AIAA-2008-187, 2008.
- [41] Niranjana C K, Malagi K, Ramesh V, et al. A store separation suite using distributed memory parallel mesh free CFD solver[C]. ACSI CFD Symposium, 2017.
- [42] 赵伟. 液压弹射机构设计及其关键控制元件的研究[D]. 杭州: 浙江工业大学, 2013.
Zhao Wei. Design of hydraulic catapult mechanism and research on its key control components[D]. Hangzhou: Zhejiang University of Technology, 2013. (in Chinese)
- [43] 甄建斌, 徐诚, 王涛, 等. 某机载导弹弹射系统动态仿真及其性能分析[J]. *南京理工大学学报*, 2012, 36(1): 142-146.
Zhen Jianbin, Xu Cheng, Wang Tao. Dynamic simulation and performance analysis of missile ejection system on aero plane[J]. *Journal of Nanjing University of Science and Technology*, 2012, 36(1): 142-146. (in Chinese)
- [44] 赵伟. 液压弹射机构动力系统研究[J]. *兵工学报*, 2013, 34(4): 459-464.
Zhao Wei. Research on power system of hydraulic catapult mechanism[J]. *Acta Armamentarii*, 2013, 34(4): 459-464. (in Chinese)
- [45] 刘浩, 张士卫. 空空导弹新型内埋轴向弹射发射技术探析[J]. *四川兵工学报*, 2013, 34(9): 28-31.
Liu Hao, Zhang Shiwei. The study of a new concept of airborne missile embedded axial launcher[J]. *Journal of Sichuan Ordnance*, 2013, 34(9): 28-31. (in Chinese)
- [46] 韩颖超, 杜广宇, 李雪飞, 等. 内埋式导弹武器安全分离地面试验关键技术[J]. *火力与指挥控制*, 2016, 41(3): 538-540.
Han Yingchao, Du Guangyu, Li Xuefei, et al. Security launching ground test technology research of embedded airborne missile weapon[J]. *Fire Control & Command Control*, 2016, 41(3): 538-540. (in Chinese)
- [47] Vasconcelos L E G D, Leite N P O, Kusumoto A Y, et al. Store separation analysis using image processing techniques [J]. 2018, 558: 729-737.
- [48] An E, Cho D, Kim J, et al. An experimental study on aircraft internal store separation characteristics[J]. 2017, 20(1): 81-89.
- [49] 薛飞, 金鑫, 王誉超, 等. 内埋武器高速投放风洞试验技术[J]. *航空学报*, 2017, 38(1): 59-65.
Xue Fei, Jin Xin, Wang Yuchao, et al. Wind tunnel test technique on high speed weapon delivery from internal weapons bay[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(1): 59-65. (in Chinese)
- [50] 刘浩, 周军, 张士卫. 载机大机动条件下空空导弹弹射发射动力学研究[J]. *振动与冲击*, 2018, 37(2): 24-29.
Liu Hao, Zhou Jun, Zhang Shiwei. Launch dynamic characteristics research of air-to-air missile under large maneuvering flight of steal aircraft[J]. *Journal of Vibration and Shock*, 2018, 37(2): 24-29. (in Chinese)
- [51] 刘莹莹, 周军. 卫星轨道控制力对挠性帆板振动的影响[J]. *西北工业大学学报*, 2009, 27(1): 61-65.
Liu Yingying, Zhou Jun. Influence of satellite control force on its flexible solar panel during orbit maneuver[J]. *Journal*

- of Northwestern Polytechnical University, 2009, 27(1): 61-65. (in Chinese)
- [52] Shoeb Ahmed Syed, Klaus A Hoffmann. Numerical investigation of 3-D open cavity with & without cover plates [R]. AIAA-2009-551, 2009.
- [53] 尉建刚, 桑为民, 雷熙薇. 内埋式武器舱的流动及气动特性分析[J]. 飞行力学, 2011, 29(2): 29-32.
Wei Jiangan, Sang Weimin, Lei Xiwei. Analysis of the flow characteristics and aerodynamic problems in internal weapons bay[J]. Flight Dynamics, 2011, 29(2): 29-32. (in Chinese)
- [54] Nicholas D Liggett, Marilyn J Smith. Cavity flow assessment using advanced turbulence modeling [R]. AIAA-2010-1200, 2010.
- [55] Ukeiley L, Murray N. Velocity and surface pressure measurements in an open cavity [J]. Experiments in Fluids, 2005, 38(5): 656-671.
- [56] 阎超. 计算流体力学方法及应用[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.
- Yan Chao. Computational fluid mechanics method and its application[M]. Beijing: Beihang University Press, 2006. (in Chinese)
- [57] 黄长强, 唐上钦, 杜海文, 等. 无人作战飞机内埋式导弹发射技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2014.
Huang Changqiang, Tang Shangqin, Du Haiwen, et al. Internal missile launch technology for UCAV[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2014. (in Chinese)

作者简介:

刘 浩(1981—),男,博士研究生,高级工程师。主要研究方向:机载导弹发射系统设计。

周 军(1966—),男,博士,教授,博导。主要研究方向:精确制导与控制。

张士卫(1970—),男,硕士,研究员。主要研究方向:机载导弹发射系统设计。

(编辑:马文静)

尖兵之翼——第九届中国无人机大会暨展览会

进入 21 世纪以来,作为智能高科技装备的无人机行业得到了迅猛的发展。科技创新、提高综合国力为无人机的发展提供了坚实的技术支撑。在军民融合的背景下,无人机研发高潮迭起,无人机的发展迈向了一个新的历史阶段,无人机产业已经成为世界航空工业持续增长的动力之一。

近年来,我国无人机产业得到高速发展,越来越多地应用于国防、测绘、警用、反恐、航拍、遥感、环保、电力、农业等诸多领域。

由中国航天科技国际交流中心与中国无人系统产业联盟(AUVSC)联合举办的“尖兵之翼——第九届中国无人机大会暨展览会”将于 2018 年 6 月 13 日~15 日在北京中关村国家自主创新示范区展示交易中心召开,本次展会的主题是“军民融合战略助中国无人机产业腾飞”。

“尖兵之翼——中国无人机大会暨展览会”已连续成功举办了八届,在无人机领域产生了深远影响,为促进我国无人机技术交流、推动我国无人机产业发展起到了积极推动作用。本次大会将邀请无人机行业的有关领导、专家和代表参加,展会将推出学术与技术融合、技术与产品融合、产品与市场融合、市场与资本融合等系列活动,以期推动无人机产业的蓬勃发展。