

F/A-22 隐身战机武器投放仿真 与试验技术

刘乐卿, 张全, 刘浩

(中国空空导弹研究院, 河南 洛阳 471009)

摘要:随着流水线式的研发在武器系统研制程序中所起的作用日益重要,为了推动整个武器研制计划的进行,美军的研发机构一直致力于程序化武器系统全面的测试与评估方法。该方法是通过武器的建模与仿真,并结合地面与飞行试验来对武器系统进行评测。分析了美军的“MASTER”计划,即“建模、仿真计算与验证方法”计划,详细介绍了美国F/A-22隐身战机对AIM-120C, AIM-9M投放的仿真与空中试验对比验证情况,为我国隐身战机发射技术理论研究和提供借鉴。

关键词:试验验证; 仿真技术; 投放预测; 隐身战机; 内埋弹射

本文引用格式:刘乐卿, 张全, 刘浩. F/A-22 隐身战机武器投放仿真与试验技术[J]. 兵器装备工程学报, 2016(10): 8-12.

Citation format: LIU Le-qing, ZHANG Quan, LIU Hao. Weapon Separation Modeling Simulation and Test of F/A-22 Stealth Fighter[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2016(10): 8-12.

中图分类号: E926.3

文献标识码: A

文章编号: 2096-2304(2016)10-0008-05

Weapon Separation Modeling Simulation and Test of F/A-22 Stealth Fighter

LIU Le-qing, ZHANG Quan, LIU Hao

(China Airborne Missile Academy, Luoyang 471009, China)

Abstract: With increased emphasis on streamlining weapon system acquisition programs, ground and flight test centers has formulated integrated test and evaluation approaches to support systems development. This method involved the integration of modeling and simulation tools with ground and flight tests to support qualifications of weapon systems. This paper analyzed the “MASTER” program that is “modeling, simulation and test” of US army, and introduced the comparison of simulations with flight test of the AIM-9M and AIM-120C launched from the F/A-22. This paper is beneficial for airborne launcher design theory and technology for our country.

Key words: experimental verification; simulation technique; separation prediction; stealth fighter; embedded ejection

隐身战机为了追求隐身性能,其发射技术普遍采用内埋弹射发射技术。在飞行阶段,发射装置内置于武器舱内,保证了战机优秀的隐身性能和气动性能,导弹发射时,武器舱门先打开,然后实现导弹的弹射发射,最后发射装置自动缩回武器舱,舱门关闭。隐身战机内埋弹射发射的技术复杂性

远超过先前其他机载导弹发射技术,加之隐身战机需要实现之前战机无法实现的大机动高过载发射和滚转发射,该种状态下的气动力影响和机构柔性动力学影响使弹射分离参数呈现更多的随机性,影响发射安全性。因此,在内埋发射技术研制过程中采用先进的仿真技术和试验验证技术势在必

行。本文系统的介绍了美军的“MASTER”计划,即“建模、仿真计算与验证方法”计划,详细分析了美国 F/A-22 隐身战机对 AIM-120C, AIM-9M 发射的仿真技术与地面试验、空中试验技术以及对比验证情况,为我国隐身战机内埋弹射发射理论研究和试验技术发展提供借鉴。

1 隐身战机发射技术 MASTER 计划

虚拟样机(virtual prototyping)仿真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。实践表明,虚拟样机技术不仅可以压缩产品的研制周期,减少研制过程中技术决策失误,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发射技术的“MASTER”计划,以期更好地实现项目研发。“MASTER”计划主要涉及风洞试验、仿真计算和飞行试验。仿真计算为风洞试验和飞行试验的基础和理论依据,通过试验进行研究和修正仿真模型;风洞试验尽可能去模拟飞行试验,修正数值计算模型;飞行试验验证设计结果。这3种方法任何一种方法都不能完全胜任设计工作,想要准确高效地实现安全分离设计需要3种方法有效结合。该计划如图1所示。

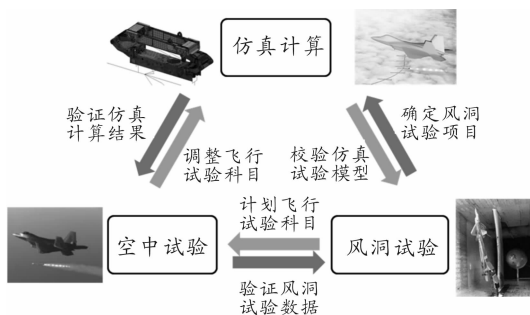


图1 F/A-22 计划中的武器发射仿真与试验验证

“MASTER”计划是理论建模、仿真技术和试验验证等多项技术的有机结合,具体包括地面风洞试验、地面弹射试验、机构动力学理论建模及仿真计算、导弹弹射气动动力学理论建模及仿真技术、空中试验以及试验后的优化设计。理论建模和仿真技术包括多刚体动力学理论模型及仿真技术、多柔体动力学模型及仿真技术和气动流场理论模型和仿真技术等。

1.1 风洞试验技术研究

风洞试验技术主要涉及强涡流试验测试和气动噪声测试,其中超音速条件下的强涡流可能导致机弹分离安全事故,气动噪声可能引起飞机结构共振。

强涡流风洞试验主要是测试在复杂气动力影响下的导弹分离轨迹。该试验采用计算机和风洞试验相结合的方法,其原理是在风洞中,用6自由度机械手臂支撑导弹(如图1右侧)于初始位置,测出导弹在当前位置所受的气动力和力

矩,然后将测试数据输入计算机求解运动方程,给出下一位置和姿态,然后由计算机控制机械装置来完成这一移动,在新的位置再次测量和计算,依此循环。这种方法在美、法、英以及俄罗斯等国得到了广泛地应用,其主要缺陷是实验设备复杂和实验费用昂贵。

气动噪声风洞试验主要是在风洞中直接测量武器舱舱壁和底板脉动压力,或者测量声辐射对内埋武器的影响。通过低速壁面喷流装置,研究低马赫数下腔体内流动振荡随流速、腔体深度的变化规律。通过低噪声喷流装置,研究跨声速条件下马赫数、腔体深度对振荡特性的影响,同时可针对振荡最剧烈的情形,采用一些抑制措施,研究声激励强度、频率对抑制效果的影响。

风洞试验数据是后续仿真工作的重要输入,通过 F/A-22 机载武器投放的风洞试验,所有计划的空中投放导弹、炸弹和油箱的试验都具备了仿真输入参数。风洞试验包括自由流体测试,网格测试和系留轨迹测试。除此之外,“自由坠落测试”也被采用。这种试验,是将被投放物的模型在风洞中投放来验证仿真抛射轨迹。在油箱模型上安装加速度计和角速度陀螺,测量其运动期间各个位置的加速度和角速度。

1.2 仿真技术研究

仿真工作主要有2个阶段的工作:① 导弹受发射装置作用的弹射分离阶段,该阶段主要研究发射装置弹射机构对导弹的弹射特性,最后输出弹射分离参数如分离速度、分离角速度等作为下一阶段的输入;② 导弹与发射装置分离后,在空中无约束下落并受气动力作用的阶段,该阶段直至导弹发动机点火启控。

弹射分离阶段导弹处于发射装置6自由度的约束下,并受发射装置弹射作动。美国 LAU/142A 在对 AIM-120 导弹进行 230 mm 的高速作动后,导弹与发射装置分离。该过程所耗时间约 0.1 s,弹射分离速度约 8 m/s,弹射分离角速度为 30°/s,峰值过载为 40 G,导弹姿态角为 1°。弹射分离阶段仿真主要集中在发射装置机构多体动力学仿真,包括多刚体动力学仿真和多柔体动力学仿真,在此阶段由于导弹受到发射装置6自由度约束,相对于数量级为吨级的弹射力,气动力的影响在仿真时可以忽略。随着虚拟样机技术的发展,出现一批专业的多体动力学仿真软件,如采用分析动力学理论拉格朗日法的 adams 动力学软件,这类软件具有很好的建模交互界面,仿真者可以将物理样机模型通过自己的理解并在 adams 软件环境中实现建模,并最终实现产品的仿真计算和优化设计。随着发射装置的轻量化设计以及对弹射分离参数精度要求越来越高,机构在弹射作用力下的柔性效应已不可忽略,并且逐渐成为影响弹射分离参数的主要因素。因此 adams 多体动力学软件 + 有限元软件实现多柔体系统动力学仿真,综合考虑计算精度和计算量以及获得试验基础数据,机构的离散化方法采用模态综合方法。实践证明,在方案设计阶段,多刚体动力学即可满足设计需要,在详细设计阶段,必须采用多柔体动力学才能模拟其动力学特性并实现优化设计。

无约束下落阶段直接影响了发射安全性,在该阶段导弹受到强涡流气动作用以及激波作用,导弹姿态发生急剧变化,一般来说强涡流产生的结果是使导弹抬头指向战机,并使导弹存在向上运动的力,因此可能产生机弹相撞的严重事故。无约束下落阶段的数值仿真的过程可以描述为:给定计算的初始状态,生成网格,求解该状态下的流场得出导弹的气动力参数。根据导弹的气动力参数,求解六自由度运动方程,得出导弹的质心轨迹和导弹的姿态。如此循环给出导弹与飞机分离的过程,分析导弹是否能安全脱离飞机。目前,求解有相对运动的多体流场较成熟的方法是采用非结构化网格、多块结构化网格和嵌套结构化网格。非结构化网格的提出与应用推动了气动仿真技术的发展,它使得针对复杂外形的网格生成变得相对容易,解决了复杂外形空间离散的许多难题。在美国隐身战机的开发和验证阶段,洛马公司采用了高逼真度的导弹无约束下落轨迹模拟系统。美国航空航天局 NASA 专门研发的 OVERFLOW 软件就是一款出色的武器分离预测仿真系统。由于武器分离过程是一个非定常过程,数值模拟的计算量很大,一般采用多处理器并行计算的方式进行求解。

随着仿真技术的发展和试验数据的丰富,仿真软件被不断地开发和有效地再利用,地面试验数据和飞行试验数据可以作为仿真的输入参数,有力保证了数值模型的仿真精度。因此,同样的软件可分析不同飞机如(B-1B 或 F/A-22)。仿真允许将地面或空中或 CFD 计算结果作为输入数据。例如,F/A-22 隐身飞机就是将风洞试验测试数据作为仿真的输入,用来分析气流对飞机以及投放的影响。随着风洞技术的提高,F/A-22 的各部分仿真都同试验数据进行了详细的对比^[1-2]。

开发可信度接近 100% 的仿真系统需要两个基本条件:一是所有重大的物理现象及影响必须被识别和认知;二是一旦上述物理现象被认知,必须在仿真和试验中复现^[3-4]。第二个基本条件是相对简单且容易实现的,因为只要具备足够的时间和精力,任何现象都可以仿真复现。以 F/A-22 为例,首先创建大部分运动部件的数学模型;通过风洞测试获得的数据库,大部分空气动力影响都被成功建模。通过 F/A-22 前期的飞行测试程序,模型也不断被修正。

仿真工作中经常出现的一种现象是:找不到一个合适的模型能够准确地仿真出试验结果。仿真结果与试验结果相差很远,很少是因模型错误的原因造成的。由于对一些重要现象疏忽所导致的模型不健全,是导致错误判断的重要原因。那么这些“未被仿真的原因”分为 4 种:① 被疏忽的因素;② 尚不了解的因素;③ 实验品更改;④ 人为去掉某些关键因素。

防止这 4 种现象的主要途径就是提高认知水平。高水平的理论知识,可以避免错误的仿真结果。早期的飞行测试,更多的作用是丰富仿真模型,消除仿真错误的因素。一旦仿真错误因素被消除,仿真模型、飞行测试数据和地面仿真数据三者的效力将被更好地发挥出来。

2 F/A-22 武器系统概述

F/A-22 战机共有 12 个初级挂点,分为内埋挂架和外置挂架。1,2,11,12 挂点为外置挂架,布置在两翼,主要挂载重型空地导弹;3,10 挂点布置在侧舱,采用导轨式发射红外导弹;4,5,6,7,8,9 挂点布置在机腹的主舱,采用弹射发射技术。5,6,7,8 挂点可悬挂空空导弹或空地炸弹。对空作战模式如图 2 所示,对地作战模式和图 3 所示。

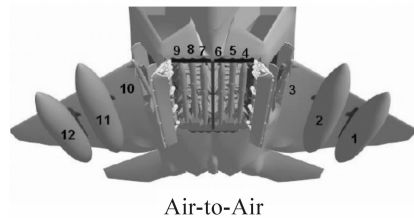


图 2 F/A-22 对空作战模式下的武器布置

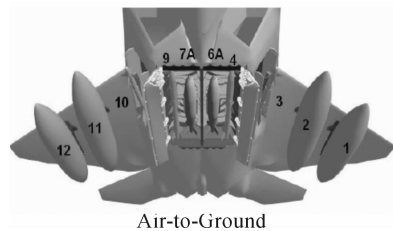


图 3 F/A-22 对地作战模式下的武器布置

每个侧舱配置一枚 AIM-9M 响尾蛇导弹或 AIM-9X 改进型响尾蛇空空导弹。导弹悬挂在轨式挂架上,挂架安装在“秋千”型连杆机构上。导弹发射时,该机构将挂架与导弹伸出侧舱暴露在大气之中。

两个主舱可配置 6 枚 AIM-120C 型先进中距离空空导弹 (AMRAAM),每枚导弹由垂直弹射装置 (AVEL) 挂载,该装置配有气液混合动力系统,发射时可将导弹高速弹出^[5-8]。

F/A-22 有一个独特的需求:在高速旋转过程中发射 AMRAAM。为了达到这种能力,主舱内 4 挂点(靠近舱门和中间隔框的 4,6,7,9 挂点)配备了可调整的缓冲导轨,用来防止导弹与飞机结构的碰撞。

轮换对地攻击是 F/A-22 的另一特点,F/A-22 中的“A”即表示轮换 (Alternate)。在对地攻击模式,5,6,7,8 挂点的垂直弹射挂架 (AVEL) 被换成两台炸弹投放挂架。每个挂架可携带、投放 1000 磅重的制导炸弹。

3 AIM-9M 的地面仿真与空中试验

通过前 4 次 AIM-9M 响尾蛇导弹的空中发射试验与仿真结果的对比,发现了一些因素导致仿真“失真”^[4]。具体

为:①发射架导轨尺寸变化;②导弹发动机推力变化;③导弹的自身故障。通过前4次空中发射试验对仿真模型的修正,以后的地面仿真结果与飞行试验结果非常接近。

F/A-22 共发射了32枚 AIM-9M 型导弹用于悬挂物分离测试计划,几乎一半的导弹是在大机动高过载条件下发射。仅有一次仿真结果与导弹遥测设备(TM)获得的数据不符,后来经过确认此问题是由于自动驾驶仪故障导致的导弹误操作引起发射不正常。通过对前期4次发射的仿真迭代,后期仿真可信度大大提高,仅出现了1个低级别的仿真失利因素(误操作),新的仿真模型对产品设计以及仿真条件也提出了改进意见,具体如下:

1) 产品改进

当 F/A-22 在大过载条件下发射 AIM-9M 型导弹时, AIM-9M 的吊挂出现磨损划痕,后来更改了仿真模型,调整了吊挂材料的硬度,使吊挂材料长度增加 1.25 英寸。

2) 完善投放飞行条件

由于飞行前地面仿真使用的飞行条件(通常为标准大气模型和机动数学模型)和空中得到的飞行条件不同。因此利用空中得到的数据重新进行的仿真可以验证仿真模型的正确性,并且帮助理解地面仿真和空中试验出现差异的原因,完善地面实验条件。这种方法显著增强了对 F/A-22 机动能力的研究并超越了其它所有战机,提高了对各种极端机动(大机动高过载)下 F/A-22 战机的作战性能。

开发一个能够处理各种飞行参数(加速计,陀螺等)的数据库,前期使用地面试验数据作为仿真的输入,通过真实的飞行数据不断地迭代、完善数据库,并输入到后期仿真当中。这样可以准确地评价战机在各类条件下的发射性能,提高了仿真与试验的契合能力。

4 AIM-120C 的地面仿真与空中试验

通过 AIM-120C 导弹地面仿真与 5 次空中投放试验对比,发现造成仿真“失真”的因素,对仿真模型进行了改进,从而对导弹与发射装置进行相应改进,改进后的模型重新对前 5 次发射进行了仿真,得到了很好的效果。但还有一个问题尚未解决:导弹分离时刻角速度振荡现象^[9]。

通过第 2~5 次发射试验的遥测数据与高速摄像显示:在导弹分离时刻,导弹的偏航与角速度出现了阶梯振荡。这种现象在预先仿真中没有出现过。该现象最初认定为导弹侧面与飞机某些结构发生碰撞,导致了发射末期导弹偏航与角速度的振荡。同时,在第 2 次发射试验后观察,4 挂点前舱门导向装置上存在撞击痕迹,这也验证了存在碰撞的正确性。

为此,相应地修改了仿真模型,增加了飞机发射分离缓冲装置,更改导弹尺寸。仿真结果表明,故障已“排除”,碰撞

现象已经不存在。但第 5~16 次发射后,故障依然存在,而且碰撞的位置变化更多且无规律。

第 17 次发射是第一次载机旋转机动发射 AIM-120C 导弹。再次发生了碰撞现象。此外,碰撞理论或许能够解释偏航的原因,却难以解释旋转速度改变为何发生几率相对较小。由于旋转角速度是飞机发射的重要参数,因此该故障必须排除。最终发现使导弹发生滚转只要存在一个侧向载荷,即可使与该载荷导弹的滚转轴存在一定偏移。产生这个载荷的是发射装置的“前按钮吊挂”装置。

图 4 为 F/A-22 内埋武器舱,图 5 是 LAU-142/A 的底部(从前端看)和 AIM-120C 的顶部。AIM-120C 是 AIM-7 的更新换代产品,为了能够装备多型载机,其吊挂需兼容 F-15 和 F/A-18 挂载 AIM-7 的发射装置。同时,设计者为了使其能够在 AIM-9 的导轨发射装置上发射,设计的吊挂兼容了 AIM-9 和 AIM-7 的发射装置接口,采用三吊挂接口形式。前、后吊挂采用 AIM-9 的“T”型结构,中间吊挂采用 AIM-7 的“C”型结构但是略高,这就使 AIM-120 直径值等价于 AIM-7 的 8 英寸。AIM-120 用于挂装在 AIM-7 发射装置的前按钮吊挂(Button)安装在“T”型吊挂的顶部。



图 4 F/A-22 内埋武器舱

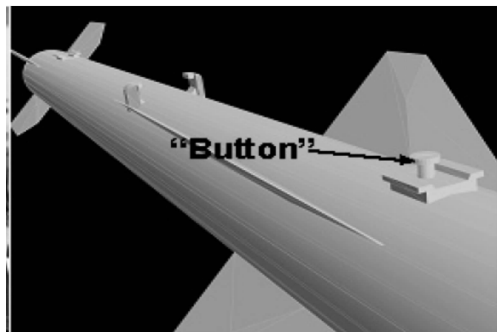


图 5 AIM120C 前吊挂

F/A-22 上的 LAU-142 使用的是前、中的“T”型吊挂,为了避免干涉,发射装置底部开孔(孔开在两前导弹挂钩中间),让过 AIM-7 的前端,由此可见,AIM-120C 的前吊挂上的按钮延伸到了 LAU-142 下梁内部。当发射导弹时,下梁向下

运动直到分离,此时由于碰撞按钮吊挂延缓了下梁的回收。由于碰撞的影响,机构张开的距离增加了约2英寸,此时导弹已经脱钩,但按钮仍然处于上梁开口内的位置。这样就造成了导弹横向与纵向的受力,影响了导弹分离时的姿态。

一旦故障被定位,地面仿真模型随即被更新,重新定义了按钮吊挂的模型以及与飞机发射装置的约束关系。图6为载机第一次旋转机动发射试验左侧主舱中发射的AIM-120C的转速曲线与仿真曲线对比。从图6中可以看出:导弹受发射装置弹射驱动且导弹前后吊挂与发射装置分离前,导弹受发射装置6自由度约束,导弹与飞机(发射装置)保持着同样的转速,即 1 rad/s ;导弹前后吊挂与发射装置分离后,按钮吊挂由于高于前后吊挂,因此按钮吊挂仍然与发射装置接触碰撞,在旋转的发射装置对按钮吊挂侧向碰撞力矩的作用下,导弹向相反方向转动,其转速由正值越过0值并向负值继续减少,当转速达到 -0.5 rad/s ,这时导弹按钮吊挂也已经完全脱离发射装置,导弹开始自由运动,飞控随即开始工作,飞控通过调整舵机修正导弹转动速度,使其保持零转速。从图6中的曲线看,试验数据曲线与仿真结果曲线比较吻合,说明仿真模型正确。

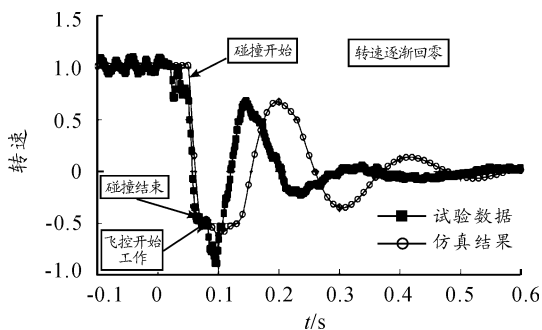


图6 发射转速试验曲线与仿真曲线

5 结论

经过30多年的发展,美国隐身战机武器系统的建模仿真与试验验证技术已经成为一个非常成熟的体系并列入美军装配研制制度之中。理论建模、仿真技术与试验技术相互依赖,互相推动,确保了美军F/A-22第4代战机的国际领先地位,其“MASTER”体系值得学习与推广。

参考文献:

- [1] HOWELL G A. Store Separation Test and Analysis Techniques Employed on the F-22 Program [C]// the AGARD 76th Fluid Dynamics Panel Meeting and Symposium on Aerodynamics of Store Integration and Separation. Ankara, Turkey, 1995: 24-28.
- [2] KEEN. SCOTT. MORGRET. Charies. Scaggs, Frank. Nelson. Wil, Jarrrt, Scott. Validation of F/A-22 Missile Launch and Jettison Simulations Using Flight Results [C]//the 2001 Aircraft-Stores Compatibility Symposium and Workshop, Sandesting, FL, 2001.
- [3] BAKER, WILLIAM B, JR KEEN, et al. A Case Study of a Modeling and Simulation Application to Store Separation on the F/A-22 [C]//the Military Operations Research Society (MORS) Workshop on Test & Evaluation, Modeling & Simulation, and VV&A: Quantifying the Relationship Between Testing and Simulation. Albuquerque, NM, 2002.
- [4] KEEN. SCOTT. MORGRET. Charies. Scaggs, Frank. Nelson. Wil, Jarrrt, Scott. Validation of F/A-22 Missile Launch and Jettison Simulations Using Flight Results [C]//the 2003 Aircraft-Stores Compatibility Symposium and Workshop, Sandesting, FL, 2003.
- [5] 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.
- [6] 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(5): 67-74.
- [7] 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(9): 28-31.
- [8] 余驰. 机载武器发射系统仿真试验研究 [J]. 四川兵工学报, 2015, 36(8): 149-152.
- [9] 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(7): 9-12.
- [10] 李岗, 侯亚丽, 王伟, 等. 动态装甲目标红外隐身性能对比评价方法 [J]. 探测与控制学报, 2014(6): 22-24.

(责任编辑 周江川)