doi:10.11887/j.cn.201802003

http://journal. nudt. edu. cn

# 外挂式导弹机弹分离气动干扰特性研究\*

范晶晶1,张海瑞1,管 飞1,2,赵长见1,2

(1. 中国运载火箭技术研究院,北京 100076;2. 国防科技大学 空天科学学院,湖南 长沙 410073)

摘 要:以经典的机翼/挂架/导弹组合模型为例,采用重叠网格软件系统和计算流体力学技术,从机弹 干扰工况简化和气动干扰特性影响因素分析两个方面对外挂式导弹机弹分离气动干扰特性进行研究。导弹 分离轨迹参数和气动干扰系数的数值预示结果与捕获轨迹试验结果吻合,表明该计算方法能有效预测机弹 分离轨迹和分析导弹与载机间复杂气动干扰现象。根据计算流体力学结果,从马赫数、机翼攻角、导弹攻角 等方面,给出导弹在不同分离工况下的气动干扰规律,并采用增量系数法对缺失工况进行一阶外插处理的气 动干扰数据外推方法,可应用于机载外挂空基武器的机弹分离轨迹预示和气动干扰特性设计中,具有重要的 工程应用价值。

关键词:外挂式导弹;分离轨迹;气动干扰;数值模拟 中图分类号:V211.3 文献标志码:A 文章编号:1001-2486(2018)02-013-09

# Studies of aerodynamic interference characteristics for external store separation

FAN Jingjing<sup>1</sup>, ZHANG Hairui<sup>1</sup>, GUAN Fei<sup>1,2</sup>, ZHAO Changjian<sup>1,2</sup>

(1. China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China;

2. College of Aeronautics and Astronautics, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Taking the classic wing pylon finned store model for example, the overset grid system and CFD (computational fluid dynamics) technology were utilized to study the aerodynamic interference characteristics of the external store separation from two aspects: the interference condition simplification and the analysis of factors influencing aerodynamic interference characteristics. The predicted results of missile separation trajectory parameters and aerodynamic interference coefficients coincide well with the CTS(captive trajectory system) results, which indicates that the proposed computing method can effectively predict the separation trajectory and complex aerodynamic interference between the missile and aircraft. Based on the results of CFD numerical simulations, the missile aerodynamic interference law of separation can be obtained for different working conditions of mach number, wing angle of attack, missile angle of attack and so on. Furthermore, the incremental coefficient method with first-order heterodyne processing is also obtained to give aerodynamic interference data for the defect working condition. The proposed method can be utilized to predict the separation trajectory and to design the aerodynamic interference characteristics between the missile and aircraft, thus producing great values in practical engineering applications.

Key words: external store; separation trajectory; aerodynamic interference; numerical simulation

导弹与载机分离过程中存在机弹干扰和机弹 相对运动现象,从而产生复杂的流场结构和多体 间的气动干扰。因此,正确认识机弹分离运动的 复杂流动结构、气动干扰特性及导弹与载机的相 对运动规律,是保证载机与导弹安全分离的基础, 是导弹正常起控、有效飞行的前提。所以,机弹分 离气动干扰特性设计技术已成为机载武器系统研 制的重要研究内容和核心技术。

目前,国内外研究导弹与载机分离轨迹与气 动干扰问题的方法主要包括风洞试验<sup>[1]</sup>、计算流 体力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)和飞 行试验三种。风洞试验包括捕获轨迹试验 (Captive Trajectory System, CTS)和网格测力试 验,可以直接获得分离轨迹中导弹的运动参数、导 弹在载机干扰流场下的气动干扰特性。但是,风 洞试验一般会受到模型尺寸、投放条件、试验成本 及进度等方面的限制而不能大量开展。飞行试验 具有真实性、直观性强、可信度高等优点,但为确 保飞行试验中载机和飞行人员的绝对安全,飞行 试验只有在翔实的风洞试验和理论研究的基础上 才能进行。因此,20世纪90年代以后,国内外大 多采用以 CFD 为主、风洞试验为辅,计算和试验 相结合的方法预示机弹分离轨迹和研究机弹分离 气动干扰特性<sup>[2-5]</sup>。

本文针对吊挂式导弹机弹分离轨迹及气动干 扰特性问题,首先阐述了试验和数值研究方法,其 次从机弹干扰工况的简化和机弹分离气动干扰特 性影响规律分析两个方面对吊挂式导弹的分离特 性和干扰特性进行了系统的研究。

# 1 研究方法

#### 1.1 试验方法

CTS 试验由风洞及模型设备、六自由度运动 机构(6 Degree Of Freedom, 6DOF)和计算机系统 相互配合,通过对导弹等外挂物气动载荷的测量、 运动轨迹的计算和 6DOF 机构对外挂物位置的控 制完成导弹等外挂物分离轨迹的预示<sup>[6]</sup>,试验过 程见图 1。CTS 试验的主要目的是获得载机飞行 工况下,导弹的离机轨迹和离机过程中不同位置 和姿态下的干扰气动力和气动力矩,初步判断导 弹与载机是否能够安全分离。



图 1 CTS 试验示意图<sup>[5]</sup> Fig. 1 CTS wind tunnel test section<sup>[5]</sup>

CTS 试验是一种静态的试验方法<sup>[7]</sup>,不能获 取导弹线性运动和角运动所诱导的影响,一般适 用于诱导影响较弱的分离,如重力投放导弹,而对 于诱导影响较强或可能发生翻滚的不稳定分离试 验应采用自由投放试验<sup>[8]</sup>。CTS 分离轨迹为给定 状态下的轨迹,若导弹质量特性或投放状态发生 变化,则已有的轨迹数据就不能继续使用。所以, CTS 试验获得的轨迹十分依赖于试验的工况和导 弹的质量特性。

在载机系统内,干扰气动力系数是导弹相对

载机位置和姿态的函数。因此,网格测力试验采 用与 CTS 试验相同的装置,将导弹定位在相对载 机预先选定的位置和姿态,通常是正交的网格上, 得到每个网格点上干扰气动力系数数据,用以研 究导弹在载机干扰流场下的气动特性。网格测力 试验也是一种静态的试验方法,而且这些干扰气 动系数只适用于给定的载机和导弹组合,不可以 "外插"用于相同载机、不同导弹或不同载机、不 同导弹的组合<sup>[7]</sup>。

#### 1.2 数值方法

随着计算机性能的提高和计算流体力学方 法的迅速发展,基于动网格技术,采用 CFD 方 法<sup>[9]</sup>耦合 6DOF 刚体运动方程,可以预示机弹分 离轨迹和导弹在载机干扰流场下的气动特性。 对机弹分离轨迹进行直接数值预示时,需要在 每一时间步上生成计算网格、求解流动方程获 得气动力和气动力矩、在此基础上求解刚体运 动方程获得导弹的轨迹和姿态。因此,采用 CFD 方法预示机弹分离轨迹需要选择合理的动 网格技术。

导弹相对载机存在位置和姿态的变化,需 要根据相应的计算状态调整网格达到覆盖不同 计算区域的目的。通常使用的动网格技术一般 分为重构、变形和重叠三类,包括重构类的非结 构网格<sup>[10-11]</sup>、自适应笛卡尔网格<sup>[12-13]</sup>,弹性变 形与局部重构相结合的动态非结构网格<sup>[14]</sup>、结 构重叠网格和非结构/混合重叠网格<sup>[15-16]</sup>。

由于重叠网格对复杂构型飞行器具有良好的 适应性,本文采用自主开发的结构重叠网格软件 系统<sup>[17-19]</sup>,数值预示机弹分离轨迹和导弹在载机 干扰流场下的气动特性,机弹分离模拟流程图见 图 2。



图 2 基于重叠网格的机弹分离模拟流程图 Fig. 2 Pipeline of the simulation of store separation using the overset grid method

# 2 机弹干扰工况的简化

通过 CTS 试验获得给定工况下的机弹分离 轨迹,可以初步评估机弹分离的安全性。若导弹 与载机能够安全分离,则通过网格测力试验获得 导弹在载机干扰流场下的气动特性,从而开展导 弹的起控规律设计。

机弹干扰气动特性的影响因素包括来流条件 Ma,载机姿态角,导弹相对载机的x、y、z 三个方向 的位置和姿态角。因此,导弹的干扰气动特性是 上述多个因素的正交函数,所以网格测力试验的 海量试验工况和昂贵的试验费用或 CFD 的海量 计算量往往令设计人员无法接受。因此,工程上 一般借用 CTS 试验或 CFD 轨迹预示,获得导弹相 对载机的线位移和角位移变化范围,并对机弹干 扰气动特性影响因素的敏感性进行分析,选择核 心影响因素,从而减少试验或计算工况到可以接 受的范围。

一般情况下,导弹离机后,与横向通道姿态的改变相比,纵向通道姿态的改变更容易引起导弹与载机的碰撞问题。所以,通过机弹分离轨迹分析,若机弹未发生碰撞,导弹离机后的横向位移小于纵向位移时,则可以认为导弹纵向平面内的运动为主工况。导弹干扰量在初始挂机时最严重,随着离机距离的增加,干扰量逐渐降低。因此,在导弹离机3个方向位移和姿态角中,本文仅研究导弹相对载机在纵向平面内位置和姿态的变化引起的干扰气动特性,即导弹的法向位移和攻角变化。所以,导弹干扰气动特性的影响因素可简化为来流Ma、载机攻角 $\alpha_{b}$ 、侧滑角 $\beta_{b}$ 、导弹纵向离机距离H和导弹攻角AL5个因素,其中导弹侧滑角与载机侧滑角相同。

3 机弹分离气动干扰特性

#### 3.1 计算模型

本文计算模型选择经典的机翼/挂架/导弹组 合模型<sup>[20]</sup>,见图3,该模型为验证非定常CFD技 术的标模,具有完备的试验数据。机翼/挂架/导 弹对称面初始网格及重叠网格见图4。









图 4 机翼/挂架/导弹对称面初始网格及重叠网格 Fig. 4 Original and overset grids of the symmetry plane for the wing pylon finned store model

#### 3.2 机弹分离轨迹预示

导弹与载机分离马赫数为0.95,攻角为0°, 飞行高度为8 km。导弹投放初始速度和角速度 都为0,为使导弹顺利投放,在初始0.05 s内在导 弹质心前后分别施加弹射力,弹射力和导弹物理 特性参数见文献[20]。

图 5 给出导弹分离轨迹参数及气动力系数和 力矩系数随时间的变化曲线,其中分离参数包括 导弹位移和角位移、速度和角速度,并同 CTS 试 验结果进行对比。由图可以看出,导弹分离轨迹 参数数值预示结果与试验结果吻合。在机弹分离 过程中,导弹向翼尖偏转的同时向机翼后下方运 动,并且在运动过程中,导弹先抬头后低头,最终 与机翼安全分离。



图 5 导弹分离轨迹参数及气动系数随时间变化曲线

Fig. 5 Variation of the trajectory parameters and aerodynamic coefficients of the store with different times

#### 3.3 气动干扰特性

导弹外挂于载机,受到载机机身和机翼的下洗 和侧洗作用,其气动特性与自由流状态下的气动特 性存在很大差异,这种干扰流场直接影响导弹受 力、运动轨迹和姿态。本节采用图3的计算模型, 对导弹在机翼干扰流场中的气动干扰特性进行分 析。通过3.2节机弹分离轨迹预示结果,结合研究 工况简化原则,提出导弹与机翼/挂架分离的计算

#### 工况,见表1,机翼和导弹侧滑角均为0°。

#### 表1 计算工况

Tab. 1 Para	ameters of	computing	status
-------------	------------	-----------	--------

Ma	攻角/(°)		离机距离	
Ma	机翼	导弹	<i>H</i> ∕ m	
0.6,0.95,	-2.0,0.0,	-6.0, -3.0,	0.0,0.15,0.30.8,	
1.5,2.0	3.0	0.0,3.0,6.0	1.6,3.5,4.5	

图 6 和图 7 分别给出 Ma 为 0.95、机翼攻角为 0°和 Ma 为 2.0、机翼攻角为 - 2.0°两种工况下导 弹气动系数随离机距离的变化曲线,这反映了导弹 在跨、超声速机翼干扰流场下气动特性的变化规



律。图中AL为导弹攻角、free为自由流下导弹的 气动特性、CA为轴向力系数、CN为法向力系数、CY 为侧向力系数、CLL为滚转力矩系数、CLN为偏航 力矩系数、CLM为俯仰力矩系数,可以看出:



(f) Pitch moment coefficient







系数随离机距离的变化曲线 Fig. 7 Variation of the store aerodynamic coefficients with

separation distance at Ma = 2.0 and  $-2^{\circ}$  angle of attack

 1)导弹在不同离机高度处气动系数随导弹 攻角的变化规律类似。

2)在跨声速 Ma = 0.95 工况下,导弹在初始 挂机时刻受到机翼干扰量值最大,随着导弹离 机距离的增大,机翼对导弹的干扰量值逐渐减 小,导弹的气动数据逐渐逼近于自由流数据,导 弹干扰气动数据随离机高度基本线性变化。在 超声速 Ma = 2.0 工况下,随着导弹离机距离的 增大,机翼对导弹的干扰量值先逐渐逼近自由 流数据,在离机高度为 1.6 m 时越过自由流数 据,在离机高度为 3.5 m 和 4.5 m 时从反方向逼 近自由流数据,导弹干扰气动数据随离机高度 呈现出非线性变化。该现象表明,随着 Ma 从 亚、跨声速增大到超声速,导弹的气动干扰特性 明显由线性变化转为非线性变化,该变化会影 响导弹的起控设计。

3)由机翼干扰流场中导弹干扰气动系数与 自由流气动系数的接近程度可以判断,在导弹离 机高度为4.5 m时,导弹基本脱离机翼的干扰。

#### 3.4 气动干扰特性影响规律分析

图8给出机翼攻角为0°、离机高度0.15 m 工 况下,导弹法向力系数 CN 和俯仰力矩系数 CLM 随 Ma 的变化曲线。图9给出 Ma = 0.95、离机高 度为0.3 m 工况下,导弹侧向力系数 CY 和俯仰 力矩系数 CLM 随机翼攻角的变化曲线。由图可 以看出:

1)随着 Ma 由亚声速、跨声速到超声速变化, 导弹 CN 负向增大;CLM 曲线斜率由正变负,且同 一攻角下 CLM 值呈现出非线性变化。

2)在不同机翼攻角下,导弹 CY 和 CLM 均随 导弹攻角线性变化;随着机翼攻角由 - 2°增大到 3°,导弹 | CY | 和 | CLM | 均减小,这表明随着机翼 攻角增大,导弹受到机翼的干扰减弱。

图 10 给出 Ma = 0.6、机翼攻角 0°工况下,导 弹法向力系数干扰量 DETCN 和俯仰力矩系数干 扰量 DETCLM 随离机高度的变化规律,其中干扰 量为导弹在机翼干扰流场下的干扰气动系数与自 由流中气动系数的差量。在不同离机高度,导弹 气动系数干扰量随导弹攻角的变化很小,且离机 越远干扰量基本为一定值。因此,可以采用增量 系数法处理导弹气动干扰数据。增量系数法可以 在导弹攻角达不到的工况下,对气动干扰数据进 行一阶外插,该方法示意见图 11。图 11 中 ΔCX 为载机干扰量。



(a) Normal force coefficient



(b) Pitch moment coefficient



Fig. 8 Variation of the store aerodynamic coefficients with Ma









(a) 法向力系数干扰量(a) Normal force coefficient increment





图 10 导弹气动系数增量随离机高度的变化曲线 Fig 10 Variation of the store aerodynamic coefficient

Fig. 10 Variation of the store aerodynamic coefficients increment with separation distance



图 11 机单 机重 跑攻用的介袖水息图 Fig. 11 Illustration of the store aerodynamic interference data with angle of attack

图 12 给出随机抽取的工况下,采用不同导 弹攻角对应的干扰量为基准,导弹气动干扰数 据外插扩展和 CFD 计算结果的对比。图中 CN 和 CLM 曲线对比表明,采用增量系数法,CN 扩 展值与 CFD 结果基本一致,CLM 扩展值与 CFD 结果存在较小偏差,该偏差在工程可接受偏差 范围内。



(a) 法向力系数

(a) Normal force coefficient



(b) Pitch moment coefficient

图 12 气动干扰数据外插扩展与 CFD 结果对比



# 4 结论

本文以经典的机翼/挂架/导弹组合模型为 例,采用重叠网格软件系统,通过 CFD 方法对机 弹分离气动干扰特性进行研究。研究结果表明:

1) 对标模分离轨迹的计算结果表明,本文采 用的 CFD 方法能有效预示导弹分离轨迹参数和 导弹分离气动干扰特性。

2)亚跨声速时,外挂导弹的气动干扰值随着导弹离机距离的增大而逐渐减小,呈线性变化。 超声速时,外挂导弹的气动干扰特性随离机距离 呈非线性变化,在导弹的起控设计中应重点考虑。

3)在工程上,当干扰量随导弹攻角线性度较 好时,可以采用增量系数法,这样既可以获得缺失 工况的气动干扰数据,也可以在机弹干扰特性初 步分析时减小计算工况。

# 参考文献(References)

- 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.
- [2] Tremel U, Hitzel S, Sorensen K, et al. JDAM-store separation from an F/A – 18C—an application of the multidisciplinary simServer-system [C]. AIAA 23rd Applied Aerodynamics Conference, 2005: 5222.
- [3] Lijewski L E, Suhs N E. Time-accurate computational fluid dynamics approach to transonic store separation trajectory prediction [J]. Journal of Aircraft, 1994, 31 (4): 886 -891.
- [4] Ahmad J U, Shanks S P, Buning P G. Aerodynamics of powered missile separation from F/A – 18 aircraft [C]// Proceedings of 31st Aerospace Sciences Meeting, AIAA 1993 – 0766, 1993.
- [5] Lee J M, Dunworth K. 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]// Proceedings of 22nd Applied Aerodynamics Conference and Exhibit, AIAA Paper 2004 - 4724, 2004.
- [6] 范洁川.风洞试验手册[M].北京:航空工业出版 社,2002.
  FAN Jiechuan. Handbook of wind tunnel test[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2002. (in Chinese)
- [7] Hemsch M J, Mendenhall M R. Tactical missile aerodynamics: general topics [M]. USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992.
- [8] 孙海生,岑飞,聂博文,等.水平风洞模型自由飞试验技术研究现状及展望[J].实验流体力学,2011,25(4): 103-108.
  SUN Haisheng, CEN Fei, NIE Bowen, et al. Present

research status and prospective application of wind-tunnel free-flight test technique[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2011, 25(4): 103 – 108. (in Chinese)

 [9] 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 dynamics methods and

applications [M]. Beijing: Beihang University Press, 2006.

(in Chinese)

- [10] Formaggia L, Peraire J, Morgan K. Simulation of a store separation using the finite element method [J]. Applied Mathematical Modelling, 1988, 12(2): 175-181.
- [11] Baum J D, Luo H, Lohner R, et al. Application of unstructured adaptive moving body methodology to the simulation of fuel tank separation from an F - 16 C/D fighter[C]//Proceedings of 35th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 97 -0166, 1997.
- [12] Madson M, Moyer S, Cenko A. TranAir computations of the flow about a generic Wing/Pylon/Finned store configuration[C]// Proceedings of 32nd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 1994 – 0155, 1994.
- [13] Scott M M, Michael J A, Marsha J B. Simulations of store separation form an F/A - 18 with a cartesian method [J]. Journal of Aircraft, 2004, 41(4): 870-878.
- [14] Tezduyar T E, Behr M, Liou J. A new strategy for finite element computations involving moving boundaries and interfaces the deforming spatial domain/space time procedure. I : The concept and the preliminary numerical tests [J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 1992, 94(3): 339 - 351.
- [15] Benek J A, Steger J, Dougherty F. A flexible grid embedding

technique with applications to the euler equations [C]// Proceedings of 6th Computational Fluid Dynamics Conference Danvers, AIAA 83 – 1944, 1983.

- [16] Spinetti R L, Jolly B A. Time-accurate numerical simulation of GBU – 38s separating from the B – 1B aircraft with various ejector forces, store properties and load-out configurations-IHAAA store separation cavity (SSC) project [C]// Proceedings of 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 2008 – 187, 2008.
- [17] Fan J J, Yan C. Enhancement and application of overset grid assembly [ J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2010, 23: 631-638.
- [18] Fan J J, Yan C, Zhang H H. Improvement of hole surface optimization technique in overset grids and its application [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31 (6): 1127-1133.
- [19] Zhang H R, Fan J J, Yuan W, et al. Structure overset grid method and its applications to simulation of multi-body separation [J]. Science China Physics, Mechanics & Astronomy, 2015, 58(9): 594702.
- [20] Heim E R. CFD Wing/Pylon/Finned store mutual interference wind tunnel experiment[R]. AEDC – TSR –91 – P4, 1991.