

37 mm 冲压加速器试验和计算¹⁾

柳 森 简和祥 白智勇 平新红 部绍清

(中国空气动力研究与发展中心, 绵阳 621600)

摘要 气动中心超高速所自 1995 年正式开展冲压加速器研究以来, 自行研制成功了国内第一座冲压加速器. 给出冲压加速器这一新型超高速发射器的工作原理及国内外研究现状, 然后介绍气动中心超高速所 37 mm 冲压加速器系统组成、典型发射试验结果及有关的数值计算工作.

关键词 冲压加速器, 超高速发射器, 试验, 计算流体动力学

引 言

常规火炮利用火药燃烧推动弹丸加速, 但由于火药燃气的膨胀速度有限, 目前火炮的最大炮口速度已接近上限, 进一步提高弹丸速度十分困难. 但从战场武器需求和其他工程的发展来看, 提高发射器的炮口速度仍是人们追求的目标.

冲压加速器 (ram accelerator) 是一种超高速发射器新概念, 由美国华盛顿大学航空航天工程系 A. Hertsberg 教授在 80 年代提出^[1]. 它的工作原理与冲压发动机相似, 即: 一个与冲压发动机中心锥形状相似的弹丸被初级炮以一定的速度射入加速管中, 加速管中预先混和好的推进剂气体 (H_2 , O_2 或 CH_4 , O_2) 被控制在弹丸后部燃烧或爆轰, 产生的高压推动弹丸进一步加速 (如图 1 所示).

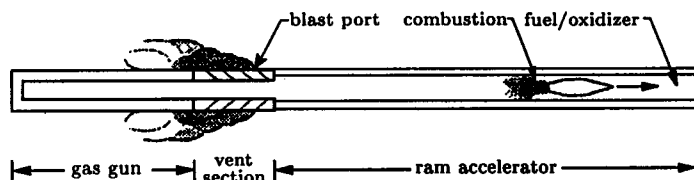


图 1 冲压加速器原理图

Fig.1 Sketch of ram accelerator

与常规火炮或轻气炮相比, 冲压加速器有如下特点:

- 1) 高炮口速度 理论预计, 使用氢 / 氧作推进剂, 弹丸最终可被加速到 7~8 km/s;
- 2) 软发射能力 由于加速管中推进剂气体的燃烧始终位于弹丸后部, 推力变化不大, 弹丸经历的几乎是一个匀加速过程, 发射过程的峰值过载不高.

基于上述特点, 冲压加速器有可能发展成超远程火炮^[2]或近地轨道载荷发射器^[3].

由于有着非常诱人的应用前景, 冲压加速器技术在国际上引起了广泛的重视. 美国在 80 年代开展了这项研究. 进入 90 年代以来, 法国、德国、日本、韩国、巴西也相继建造了有关设备,

1999-03-22 收到第一稿, 1999-04-25 收到修改稿.

1) 谨以此文纪念郭永怀院士 90 周年诞辰.

以色列也开展了类似的研究。目前, 世界上已建成八座冲压加速器, 其中的六座已实现了冲压加速 (包括我部的 37 mm 口径冲压加速器), 研究水平以美国华盛顿大学为最高, 弹丸最大速度为 2.7 km/s, 加速管装填能力已达到 20 MPa, 具体情况见表 1^[4~6]。

表 1 国际上的冲压加速器¹⁾

Table 1 Worldwide ram accelerator

Country	Institution	Bore /mm	Exit-velocity 速度 /m·s ⁻¹	Average acceleration /G ²⁾	Projectile mass/g	Remarks
U.S.A	University of Washington	38	2 700	15 000	45~75	
	Army Research Laboratory	120	1 900	8 000	4 300~4 800	
French-German	Institute of Saint-Louis	30	2 000	7 000	—	
		90	2 000	6 000	—	
Japan	Hiroshima University	20 × 15	1 080	—	—	
	Tohoku University	25	1 600	11 500	30	
	Saitama University	20	—	—	—	Under construction
Korea	Seoul University	22	—	—	—	No acceleration
China	CARDC	37	1 760	12 500	100~115	

1) All of materials are dated by Nov. 1998; 2) G is acceleration of gravity.

90 年代初, 气动中心的张志成教授和陈坚强博士分别对冲压加速器概念及 H₂/O₂ 超爆轰加速作了初步研究^[7]。1995 年我部正式开展了冲压加速器原理性研究, 至今已自行研制成国内第一座冲压加速器, 并实现了弹丸的冲压加速。

1 气动中心的 37 mm 口径冲压加速器

气动中心研制的 37 mm 口径冲压加速器由四个子系统组成 (如图 2 所示), 即:

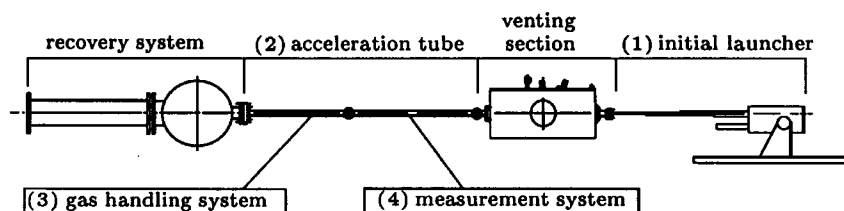


图 2 37 mm 口径冲压加速器系统组成

Fig.2 37 mm bore ram accelerator system

(1) 初级炮 / 弹丸子系统 该子系统为弹丸进入加速管提供必要的初速度 ($M > 2.5$)。初级炮为 55 式 37 高炮 (改装滑膛炮管)。弹丸由铝合金制成, 重 100~115 g, 如图 3 所示。

(2) 加速管 / 泄压管子系统 泄压管全长 2.5 m, 加速管全长 4×2.4 m, 口径均为 37 mm, 外径为 100 mm。

(3) 推进剂气体混合 / 加注 / 分析子系统 该系统由高压气源、混合 / 加注管路和气相色谱

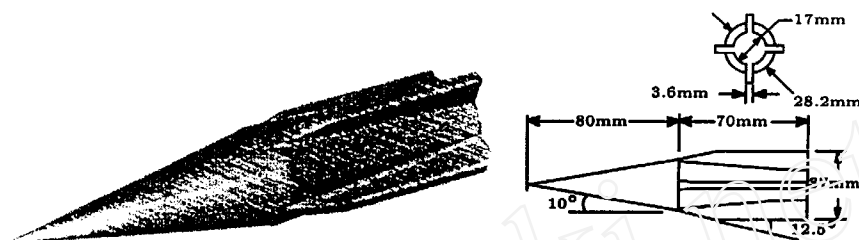


图 3 冲压加速器弹丸

Fig.3 Typical projectile configuration

谱仪等组成;

(4) 测试及数据采集系统 该系统由电磁传感器、压力传感器及多通道数采组成,能得到弹丸在加速管中的速度及管内气体压力变化等内弹道参数。

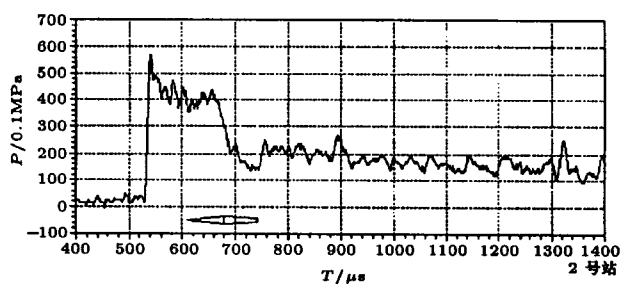
2 37 mm 口径冲压加速器的发射试验

1996 年初我部的 37 mm 口径冲压加速器安装、调试完毕,随后进行了一系列的发射试验,逐步解决了发射中的 Unstart^[8] 和推进剂气体准确点火问题,并于 1996 年 12 月实现了弹丸的冲压加速^[9]。下面仅以热发射为例介绍一下典型试验结果。

2.1 热发射 Unstart 现象

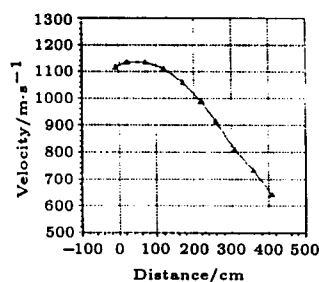
冲压加速器研究中分别进行了冷发射试验和热发射试验。冷发射试验是指在加速管中不加注可燃推进剂气体,而是加注 N_2 , Ar 等不可燃气体进行的发射试验,目的在于检验冲压加速器除推进剂点火以外全系统的工作是否正常,能否满足试验需要,是冲压加速器进行热发射试验前的必经步骤;热发射是指在加速管内加注可燃推进剂气体(我们试验中采用 CH_4 , O_2 , N_2 的混合物)进行发射;Unstart 是指在弹丸喉道前建立不起超音速流场;而在弹丸前出现一道正激波(或爆轰波)导致弹丸急剧减速。

冷发射和热发射中都可能出现 Unstart。热发射中出现这一现象的原因是推进剂气体点火方式和时机不适当、推进剂气体能量太高或弹丸损坏及弹托结构不合理。图 4 是热发射 Unstart 的典型结果。



CARDCHS 019, 2.05 MPa $3CH_4 + 2O_2 + 5.5N_2$

图 4(a) 热发射 Unstart 时加速管壁压力变化
Fig.4(a) Pressure variation on accelerator
tube wall when hot shot unstarts

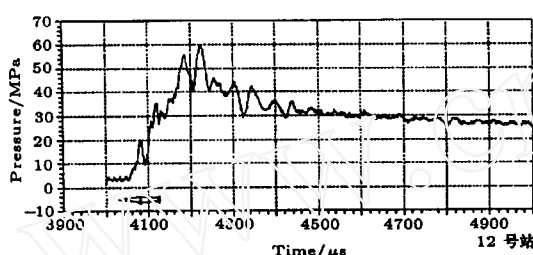


CARDCHS 019, 2.05 MPa
 $3CH_4 + 2O_2 + 5.5N_2$

图 4(b) 热发射 Unstart 时弹丸速度变化
Fig.4(b) Projectile velocity variation
when hot shot unstarts

2.2 弹丸加速的发射试验

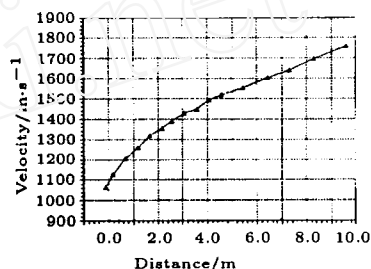
在逐步解决了冷、热发射中的一系列技术问题后, 最终实现了 37 mm 口径冲压加速器的弹丸加速. 典型的试验结果如图 5 所示, 所用推进剂气体为 $3\text{CH}_4 + 2\text{O}_2 + 6.6\text{N}_2$, 音速为 358 m/s, 装填压力 3.5 MPa, 弹丸入口速度约为 1060 m/s (马赫数为 3.0), 弹丸出口速度约为 1760 m/s. 进一步增加推进剂气体的装填压力和加速管的长度, 弹丸出口速度会进一步提高.



CARDCHS 070, 3.5 MPa $3\text{CH}_4 + 2\text{O}_2 + 6\text{N}_2$

(a) 管壁压力变化曲线

(a) Pressure variation on accelerator tube wall



CARDCHS 070, 3.5 MPa $3\text{CH}_4 + 2\text{O}_2 + 6\text{N}_2$

(b) 弹丸速度变化曲线

(b) Projectile velocity variation

图 5 冲压加速器弹丸加速时的试验结果

Fig.5 Test results when projectile is ram-accelerated

3 数值计算工作

在进行试验研究的同时, 还进行了数值计算工作, 以研究加速管内复杂流场细节. 控制方程是无反应的轴对称 N-S 方程, 经二阶或三阶 NND 格式^[10] 离散, 用 LU-SGS 方法求解.

3.1 控制方程和离散方法

控制方程为轴对称的 N-S 方程, 在曲线坐标系中为

$$\frac{\partial Q}{\partial \tau} + \frac{\partial E}{\partial \xi} + \frac{\partial F}{\partial \eta} + H = \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial E_v}{\partial \xi} + \frac{\partial F_v}{\partial \eta} + H_v \right) \quad (1)$$

方程中无粘项空间导数项用二阶或三阶 NND 格式进行离散, 粘性项用中心差分进行离散, 并用 LU 隐式分解、高斯 - 赛得尔 (SGS)^[10] 迭代进行求解, 得到

$$LD^{-1}U\delta Q_{ij}^{n+1} = -R_{ij}^n \quad (2)$$

其中

$$L = \rho I - A_{i-1,j}^+ - B_{i,j-1}^+$$

$$D = \rho I$$

$$U = \rho I + A_{i+1,j}^- + B_{i,j+1}^-$$

$$\rho = k \cdot [\rho(A) + \rho(B)]$$

$$R = \frac{\partial E}{\partial \xi} + \frac{\partial F}{\partial \eta} + H - \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial E_v}{\partial \xi} + \frac{\partial F_v}{\partial \eta} + H_v \right)$$

R 为残值, $\rho(A), \rho(B)$ 分别为 Jacobian 阵 A, B 的谱半径.

3.2 计算网格及边界处理

计算的物理模型是去掉四个翼的冲压加速器弹丸在充满 N_2 的加速管中飞行 (冷发射试验), 假设这是一个轴对称定常问题. 用代数方法生成 187×61 的贴体网格, 如图 6.



图 6 计算网格示意图
Fig.6 Sketch of computational grid

初场赋为自由流.

入口边界条件: 赋自由流.

出口边界条件: 线性外插.

物面条件为: 弹丸表面: 无滑移绝热壁, $u = 0, v = 0, \partial T / \partial n = 0, \partial P / \partial n = 0$;

加速管壁: 滑移绝热壁, $u = u_\infty, v = 0, \partial T / \partial n = 0, \partial P / \partial n = 0$.

轴线条件: 流动参数轴对称.

3.3 计算结果及分析

数值模拟是针对冷发射 CS014 的某一站进行的, 该站的状态为: $T_\infty = 293.5 \text{ K}$, $M_\infty = 3.14$, $P_\infty = 2.0 \text{ MPa}$, $Re_\infty = 3.0 \times 10^6$. 图 7 是不同空间离散精度得到的流场压力等值线, 可见二阶以上格式即可得到弹体与加速管壁之间及弹体尾迹中复杂波系. 图 8 是计算压力沿管壁分布与试验的对比, 从图中可发现在数值计算中第三个波峰没被捕捉到, 其原因可能是: 计算中没有考虑弹丸的四个尾翼, 而这些尾翼的存在首先在其前缘产生一道激波, 打到管壁上反射, 形成试验中的第三个波峰, 另一方面, 由于尾翼的存在使得流管截面变小, 气体压缩更严重, 可能是喉道之后的计算压力比实测压力要低的原因.

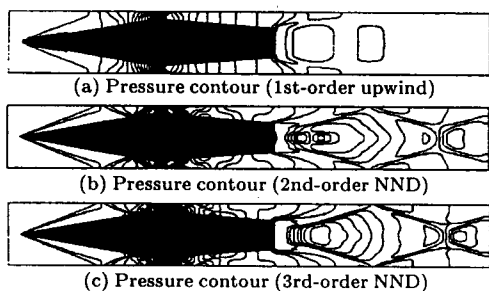


图 7 不同空间离散精度的流场压力等值线
Fig.7 Pressure contours with different spatial discrete accuracy

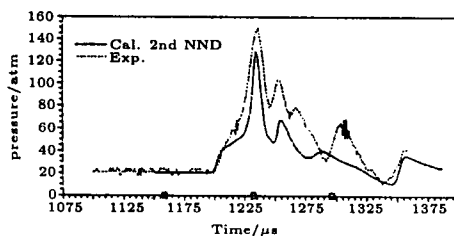


图 8 二阶格式得到的压力分布与试验的对比
Fig.8 Comparison between the results of test and 2nd-order scheme

4 结束语

冲压加速器是一种超高速发射器新概念, 具有高出口速度、软发射和总体尺寸较小的特点, 在航天工程和常规兵器领域具有极大的应用前景. 以美国为首的发达国家纷纷开展了这项研究, 弹丸最大速度已达 2.7 km/s .

气动中心超高速所自行研制了国内第一座冲压加速器, 并实现弹丸的冲压加速, 弹丸已被

加速至 1760 m/s; 在进行试验研究的同时, 还开展了冷发射时加速管内弹丸绕流的数值模拟。

尽管本项研究已经取得一定进展, 但在如何实现弹丸的最佳加速和该项技术的工程化应用方面仍有许多技术难题, 如推进剂气体最佳组分, 弹丸的抗烧蚀以及全系统的机动性等, 这些将是我们下一步的研究内容。

参 考 文 献

- 1 Hertzberg A et al. Ram accelerator, a new chemical method for accelerating projectile to ultra-high velocities. *AIAA Journal*, 1988, 26(2): 195~203
- 2 Bruckner A et al. Basic and Applied Studies of the Ram Accelerator as a Hypervelocity Projectile Launcher. AD-A 277392, 1993
- 3 Humphrey J et al. Beyond rockets: the scramaccelerator. *Aerospace America*, 1991, 29(6): 18~21
- 4 柳森. 冲压加速器研究发展概况. 全国第八届高超声速流 / 第七届跨声速流学术会议论文集. 西宁: 1995. 131~136 (Liu Sen. Introduction to Ram Accelerator Research. Proceedings of the 8th National Symposium on Hypersonic Flows/the 7th National Symposium on Transonic Flows. Xining. 1995, 131~136 (in Chinese))
- 5 Sasoh A et al. Operation Tests of a 25-mm-Bore Ram Accelerator. AIAA Paper, 96-2677
- 6 Naumann K, et al. Thermomechanical Constraints on Ram-Accelerator Projectile Design, Limitations, Possibilities, Solutions. AIAA Paper, 96-2678
- 7 柳森. 气动中心的冲压加速器原理性研究. 第二届全国航空航天空气动力学前沿学术问题研讨会. 重庆, 1996 (Liu Sen. Principle Research on Ram Accelerator at CARD. 2nd National Symposium on the Frontier Problems in Aeronautics and Astronautics. Chongqing. 1996 (in Chinese))
- 8 Liu Sen et al. 37-mm Bore Ram Accelerator of CARD. 3rd International Workshop on Ram Accelerator, Sendai, Japan, July 1997
- 9 柳森, 白智勇, 简和祥. 气动中心冲压加速器的冷发射. 流体力学实验与测量, 11(4) (Liu Sen, Bai ZY, Jian HX. Cold shot tests of ram accelerator at CARD. *Experiments and Measurements in Fluid Mechanics*, 11(4), (in Chinese))
- 10 柳森. 动翼型跨音速非定常粘性绕流的数值计算. 西北工业大学博士论文, 1993, 12 (Liu Sen. Numerical Investigation on Transonic Unsteady Viscous Flows around Moving Airfoil. Dissertation of Ph D at Northwestern Polytechnical University (NPU). Xi'an. Dec 1993 (in Chinese))

EXPERIMENTAL TESTS AND NUMERICAL CALCULATIONS FOR THE 37 mm RAM ACCELERATOR ¹⁾

Liu Sen Jian Hexiang Bai Zhiyong Ping Xinhong Bu Shaoqing
(China Aerodynamics R. & D. Center, Mianyang, Sichuan 621000, China)

Abstract The first ram accelerator in the country, 37 mm ram accelerator, has been built at CARD. In this paper, the working principle and worldwide research situation of ram accelerator are introduced at first, followed by the description of the main sub-systems of this 37 mm ram accelerator, typical shot test results, and some pertinent CFD work.

Key words ram accelerator, hypervelocity launcher, test, CFD

Received 22 March 1999, revised 25 April 1999.

1) In memory of academician Kuo Yonghuai's 90 anniversary.