

国际弹道会议录译文选

(五)

华东工学院弹道研究所

一九八八年一月

V413-53

1001-E

国际弹道会议录译文选 (五) 1988年1月

目 录

轻气炮—内弹道气流模拟装置

陈建中译 张振铎校 1

旋转稳定弹丸的最大长度

刘亚飞译 邱光纯校 13

射击误差根源分析

闵 杰译 高妙春校 22

液体填充弹—新问题, 新解法

周效亮译 闵 杰校 33

二次点火过程中湍流作用的新论据

何正求译 崔东明校 53

库存发射药鉴定程序

贮存期弹药的变质



30271485

于大杰译 邱文坚校 83

发射药质量鉴定的ARRAD司令部程序

庄国镇译 邱文坚校 103

非轴对称旋转弹在超音速下气动力分析与计算

刘希云译 谭俊杰校 120

674339

大口径火炮使用粒状装药时的气体压力波

及颗粒间应力波的研究

邱沛蓉译 戴有为校 141

密闭爆发器试验和弹道性能测定

李文杰译 邱文坚校 159

液体装药火炮中两相多组分反应流的数值模拟

宋明译 金志明校 171

装药的点火与燃烧

邱沛蓉译 曾仕伦校 189

可燃药筒材料的孔隙率测量

于军译 陈柏飞校 215

本期编辑：季儒彦

最新消息

第十届国际弹道会议于1987年10月在美国召开，会议资料1000页，将组织人员摘要翻译，并在《国际弹道会议录译文选》（六）中和广大读者见面。

《弹道学刊》编辑部

轻气炮——内弹道气流模拟装置

H·马奇、D·亨赛尔

法国圣一路易研究院(简称ISL)

法国圣一路易 68301

摘 要

为了使内弹道计算机模拟有充分的试验根据,已经建立了一种20mm口径的模拟试验装置。这套装置由经过稍稍改进的二级轻气炮组成。试验气体是氢(H_2)和氦(He)的混合气体。要注意的是高压、高温气体($P=380\text{MPa}$, $T=2100\text{K}$, $V=100\text{CM}^3$)的热力学状态安尽可能的均匀和意义明确。这对于使用轴对称的AMI计算机程序来准确地予测弹后连续发出现的这种气流状态的测试结果是顺的。试验时沿炮管的不同位置同时测量气体的压力、温度和速度。将实测值与予测值进行比较,两者普遍地表现了良好的一级性。

绪 言

提高火炮系统的性能时,就需要对膛内发生的气体动力学现象有较透彻的了解。为此,ISL对测量膛内气流温度和速度的实验方法进行了研究,已经用去了十年多的时间。具有很高的空间和瞬间的分辨能力(1、2、3)。然而武器膛内气流现象非常复杂,特别由于火药气体的光学透明度非常小,这就大大地限制了空间分辨能力和测量的精度。

同时ISL和一些别的地方也研究了内弹道计算机模拟(4)。这些模拟包含了许多次要现象(热传导,湍流边界层,二相流等)

而使模拟变得更趋实际,促使计算机模拟在实验上逐渐得到应用。但是由于上面提及难点的存在,要找到一个满意的方法还是困难的。

为了克服这些困难,克里肯欠格(klingenber)和班克斯(Banks)〔5〕推荐了标准的有效的实验模拟装置,该装置可用意义明确,易于控制,简单的一相性流开始,而后逐步地过渡到更为复杂的两相反应流类型。此模拟装置是以拉格朗日炮原理为基础的。

拉格朗日炮是等直径的光滑管子,它的一端由炮栓密闭。由炮栓、弹底和管壁构成的初始燃烧室内充满了、高压、高温的静止气体。如果假设弹凡运动之前火药全部烧完,那末这种理想化了的火炮的弹道循环与实际火炮相似。在时间 $t=0$ 时,弹凡开始运动。并忽略弹凡与管壁间的摩擦力。

实验上有几种实现拉格朗日炮的方法,例如二级轻气炮。下面我们研究20mm口径的这种装置。透明管中的气体经绝热压缩形成高压、高温气体猛烈地推动活塞。作为模拟,典型的20mm火炮应满足下列条件:

1、试验气体压缩后最大压力:300—400 MPa。

试验气体压缩后最高温度:2000—2500K。

3、弹凡质量:100g

4、炮口速度: $V = 900-1000 \text{ m/s}$ 。

这样我们的任务就是计算气体从压缩状态到弹凡加速运动后形成气流的各种参数,并与膛内实验测得的气流参数相比较。其先决条件是,气体的状态参数是明确的并能精确地测量出来。因此,模拟装置还应进一步满足下列4个条件,即:

1、等熵压缩(即不产生击波)

2、活塞停止运动与弹凡开始发射完全同步。

3、活塞停止后没有反跳现象

4、压缩管和发射管的横截面积相一致。

实验装置

2.1 轻气炮

图 1 显示了该装置的简图，它由药室，内径为 40 mm 和长 150 cm 的第一压缩管，内径为 20 mm、长 30 cm 的第二压缩部分，以及内径 20 mm 长为 3 m 的发射管。

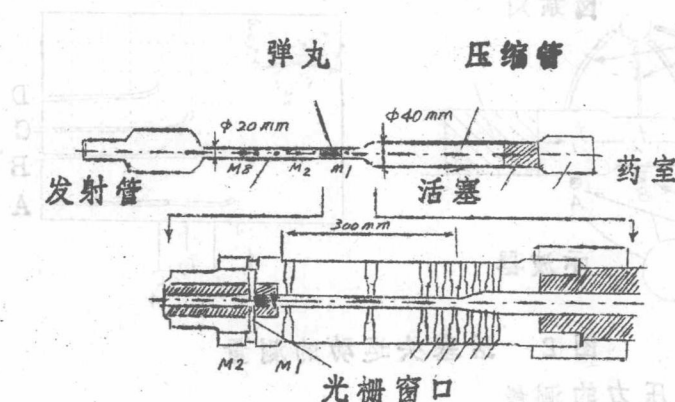


图 1. 带有压缩腔的模拟装置简图

为了防止在压缩气体中冲击波的形成，我们使用一种缓燃药（法国 Balistite GB PA 125 0.3，爆热 $Q_{EX} = 1250$ Kcal/Kg），轻质透明高音速的试验气体（即 H_2 或 H_2/He 混合气体）和加重的活塞，即活塞是由聚乙烯灌满铅制成的，总质量为 1200 g。同时为获得新希望的气体压力和温度，其绝热系数至少要提高到 1.5。使用 1:1 的 H_2 和 He 的混合气体就能达到这个要求。为满足 Nob 的要求，必须使活塞能迅速制动位，这可由压缩管直径逐步缩小的结构来实现的，见图 1 的下部所示。

在每次发射前要进行清洗工作。并且要采取预防措施来避免试验气体里混进不适当的杂质。管子的内腔要用酒精进行清洗。

发射前黄铜制成的弹丸被卡在发射管的后部和压缩室之间。由于一定的冲击压力被剪断而发射。使用旋杯式密封装置和刻在弹丸外表面的环形凹槽而使气体泄漏减小到某一范围之内。

2.2. 活塞运动

火药气体推动活塞运动，利用光栅可以确定其行程—时间曲线。光栅包括一盏灯、数根光学纤维和几个光电二极管（图2），高压气体容积的变化导致气体压力的降低。其波形显示在图2的下部，曲线表示活塞头通过四根光栅那一瞬间的情况。

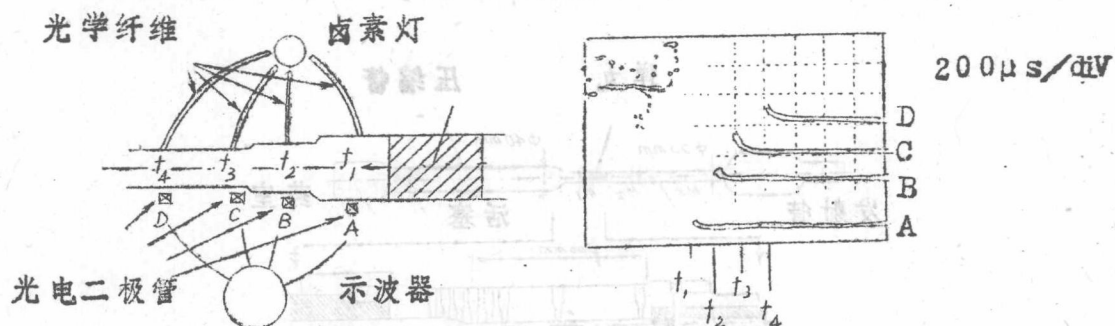


图2 活塞头运动的测量

2.3 压力的测量

炮管上不同位置的压力测量是用普通的压电压力传感器来完成的。在位置M I记录的压力构成了高压气体的压力特性曲线，并且与高压气体容积一起用来预测弹丸发射后之发生的气体变化情况。

2.4 气体速度

膛内轴向气流速度是用ISL型激光多卜勒测速仪来测量的。气流—已燃的粒子被I W 氩离子激光（ $\lambda = 514.5\text{nm}$ ）照亮，其方向垂直气流方向（图3），被火药气体粒子分散的光线以某一角度逆着气流方向经由特殊形状的窗口和光学纤维被聚集到测速仪。速度信号和时间常数（在本装置情况下大约取 $10\mu\text{s}$ ）可连续不断的记录下来，这种仪器在研究内弹道气流问题中的应用早已叙述过了〔6〕。

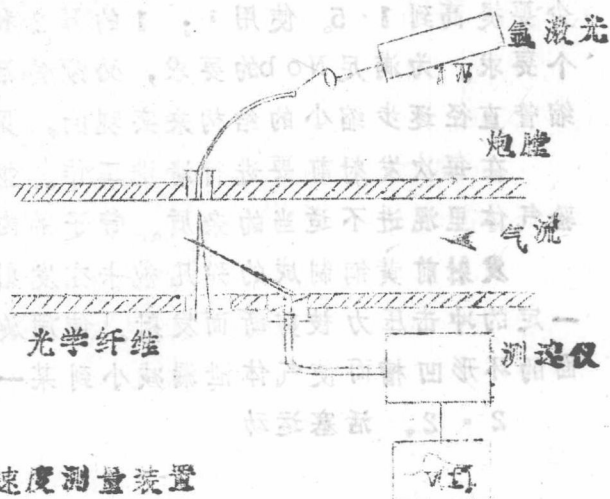


图3. 激光多卜勒速度测量装置

2.5 气体温度

气流温度是根据通常使用的吸收—辐射方法选择波长 632.8nm 和 $1.15\mu\text{m}$ 利用光谱法测量的。辐射能的辐射与吸收是由随气流动的细微杂质粒子载送的，根据维恩—基尔霍夫 (Wien-Kirchhoff) 定律，温度 T 可由下式确定

$$\frac{1}{T} = \frac{1}{S_\lambda} + \frac{\lambda}{C_2} \ln(1 - T_\lambda)$$

式中 S_λ 是波长 λ 时的辉度温度， C_2 为常量。 S_λ 是利用标准光源由配有干涉滤波器的光电探测器 (光电倍增器，锗二极管) 的信号电压 U (图 4) 来测量的。 T_λ 的测量是通过周期地切断激光来 (He-Ne 激光波长为 $\lambda = 632.8\text{nm}$ 和 $\lambda = 1.15\mu\text{m}$)，使其周期地通过相同试验截面射向相同的光电探测器，相应的简图显示在图 4 中 $T_\lambda = A/A_0$ 。 A_0 和 A 是新研究位置气流流动前和流动后光电探测器的信号电压值。光线经由直径 1mm 的光学纤维和—耐压装置 (这一装置要能经受住大于 400MPa 的压力) 被导向试验断面。

光学窗口的内表面上杂质沉淀物都影响到测量。因此引入了一个特殊的光学探测器去校正它 [7]。

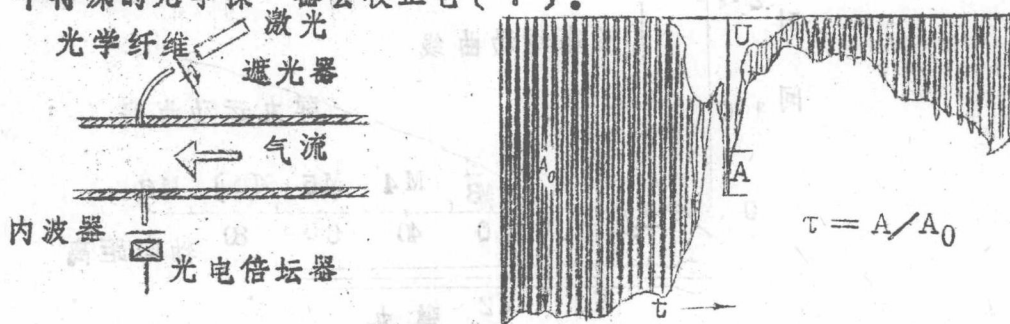


图 4、利用辐射—吸收方法测量温度

数学模型的描述

亨赛尔和海瑟 (Hensel and Heistr) 研究一种简明的轴对称的内弹道计算程序 (AMI) [4、8、9]，用以解决从底火击

发开始到弹丸离开炮管为止膛内湍流两相流问题。

在AMI数学模型里，气相和固相的平衡方程式是建立在非稳态容积平均公式基础上的。公式的主要包含模型有：诺贝尔—阿贝尔气体状态方程，平均气相粘滞应力，热传导，湍流晶粒间的应力，相间的拉力，点火和燃烧。麦柯马 (MacCormack) 显式有限差分格式在变动网格时可用来解决该方程组。

在目前情况下，模型可用于计算绝热管壁的湍流粘滞气流情况。

结 果

4.1 运动行程

图5给出了门活塞和弹丸位移曲线。由曲线看出，由于压缩管是阶梯形管直径减小，活塞呈现强烈的减速运动直到最后停止。在活塞正好进入20mm的发射管时，弹丸剪断。当弹丸开始缓慢运动时活塞在压缩管中仍继续运动400us。因此，NO.6条件并不能完全满足。这就意味着在数值计算考虑活塞运动直到它最后停止时是必需的。

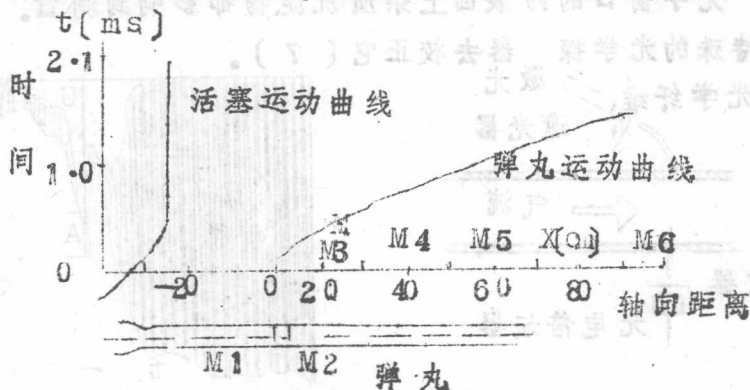


图5. 活塞和弹丸运动的 $x-t$ 曲线

选择方法则是，假设活塞运动趋近停止那一瞬间（即弹丸发射后大约400us）开始数值计算。该瞬间的初始条件，运动弹丸的速度由实验可以测出并且由图7给出的状态参数（见4.3节）。

4.2 参数的变化

为便于试验轻气炮的性能，可用改变药室中的火药质量或装药

m_p 以及载荷压力中, 来进行参数研究。图 6 表示了对应于载荷压力 P_0 和装药质量 m_p 变化时的最大压力 P_{max} , 在 P_{max} 时的气体容积, 弹丸的炮口速度以及气体温度。从图 6 可看出, 当装药量 75g 和压力为 0.8MPa 的弹道条件时, 其结果接近所需的值。所达到的温度大约 2000K, 显得有点偏低。

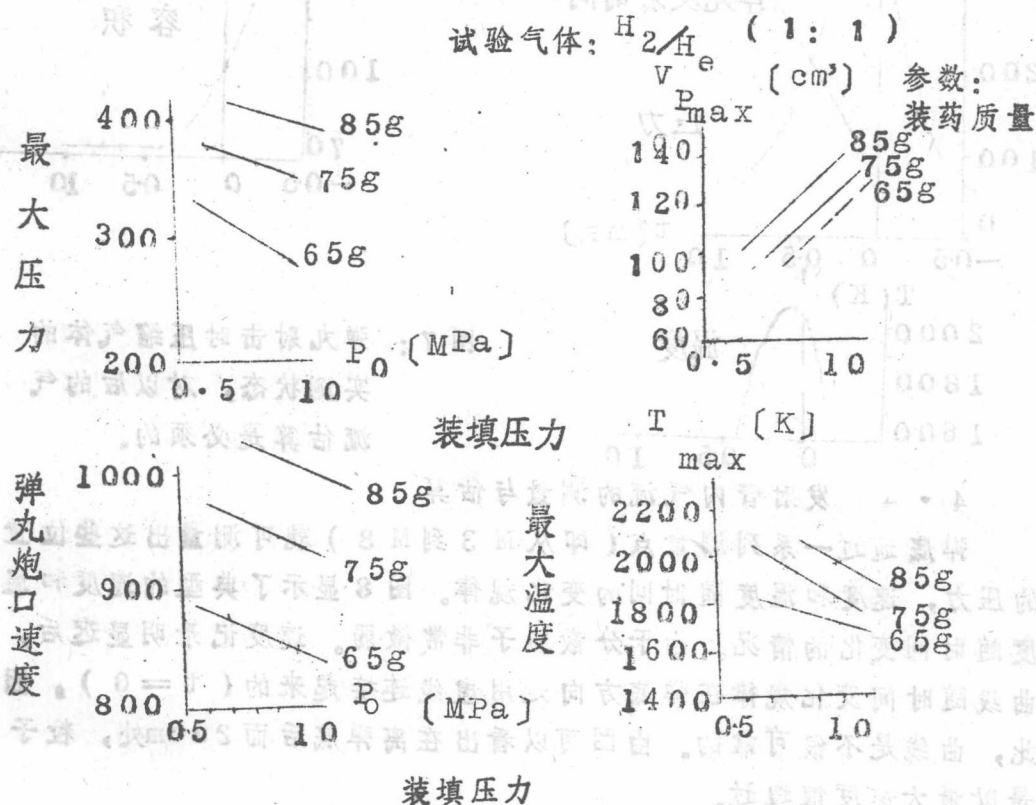


图 1、参量变化的结果

4.3 压缩室的气体状态

图 7 表示 m_p 和 P_0 为固定值时, 在压缩室 M I 位置由试验获得的 $P_{max}(t)$, $V(t)$ 和 $T(t)$ 变量曲线。压力曲线是一条典型的压力曲线, 最大压力为曲线不很光滑, 而呈现轻微的压力波动。最大压力发生在弹丸发射后 100us 左右。在弹丸发射时气体容积 (由活塞头部和弹丸在发射时弹底的实际位置所形成的空间) 大约是 100 cm³, 而在弹丸停止的时候接近 75 cm³。高压气体的吸收测量方

法, 要求气体具有适当高的透明度, 一般需超过40%。最大温度(大约2080K)与最大压力恰好一致。图7中的 $P(t)$ 数据用来予测气流参量, $T(t)$ 仅用控制的目的。

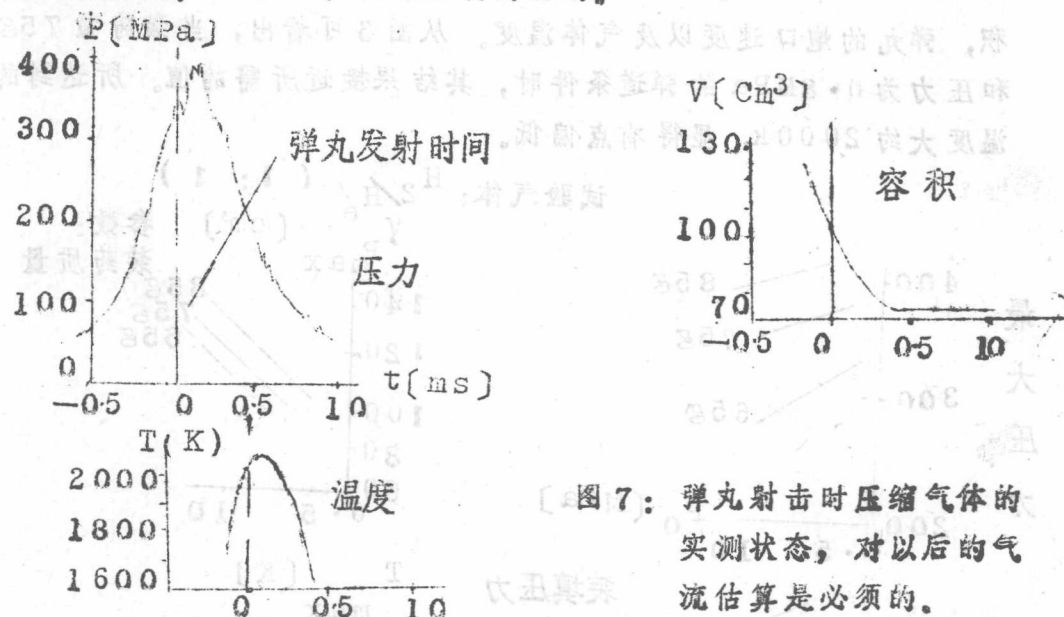
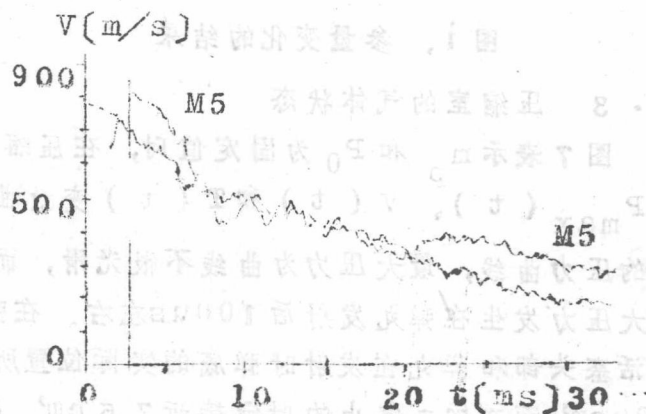


图7: 弹丸射击时压缩气体的实测状态, 对以后的气流估算是必须的。

4.4 发射管内气流的测量与估算

弹底通过一系列测量点(即从M3到M8)就可测量出这些位置的压强, 速度和温度随时间的变化规律。图8显示了典型的速度和温度随时间变化的情况。由于分散粒子非常微弱, 速度记录明显迟后, 曲线随时间变化规律在弹底方向是用虚线连接起来的($t=0$), 因此, 曲线是不很可靠的。由图可以看出在离弹底后面20cm处, 粒子是以最大速度值通过。



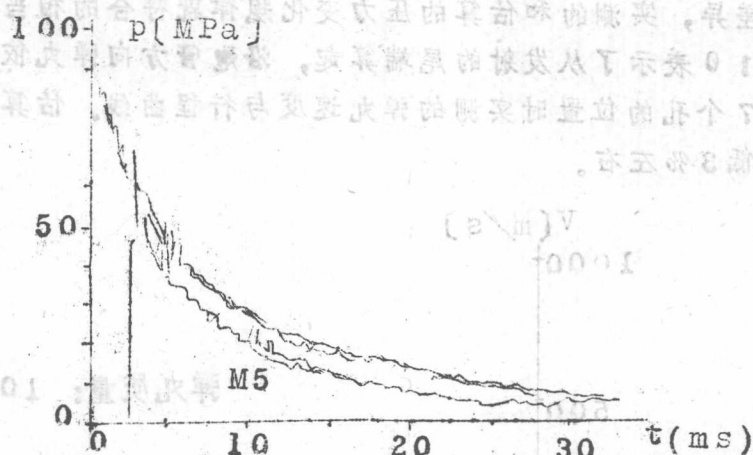


图 8 典型的膛内气流速度和压力随时间变化规律

图 9 表示了几发弹测得的平均压力变化规律。也还绘出了由 $P(t)$ 数值导出的 $X-t$ 曲线。另外，在图上还绘出了用 AMI 计算机程序估算的相应的压力变化曲线，可用来与实验结果作比较。本论文的计算已经考虑到 4.1 节所提出的初始条件（ $t=0$ 时，弹丸速度 $V=550\text{m/s}$ ）。

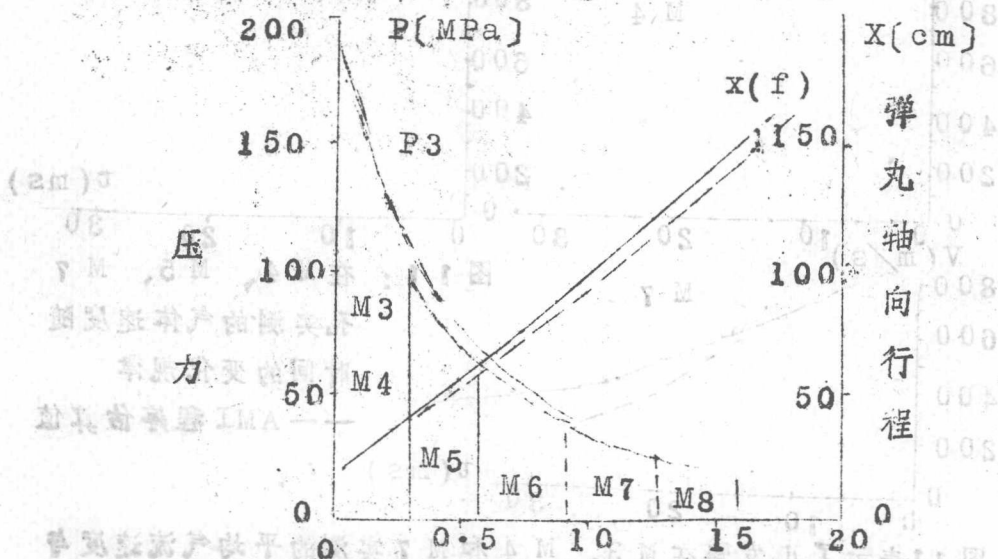


图 9：在 M3—M8 位置测得的压力随时间变化规律——AMI 程序估算值。

需要指出，在试验时，当弹丸的速度较大时，弹丸位移的时间行程曲线 $X(t)$ 观察数据和估算数据之间有较小的差异。如果忽

略这个差异，实测的和估算的压力变化规律就符合的相当好。

图 10 表示了从发射的尾端算起，沿炮管方向弹丸依次通过所设置的 7 个孔的位置时实测的弹丸速度与行程曲线。估算值比实测值大约低 3% 左右。

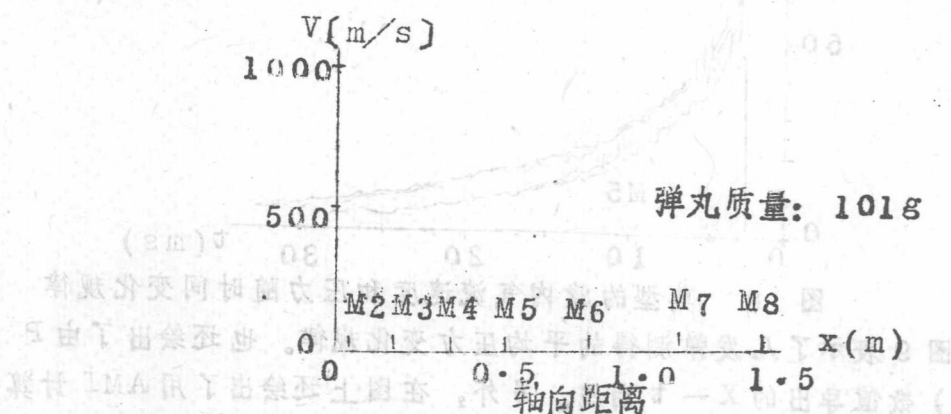


图 10: 膛内弹丸速度随轴向行程的变化规律

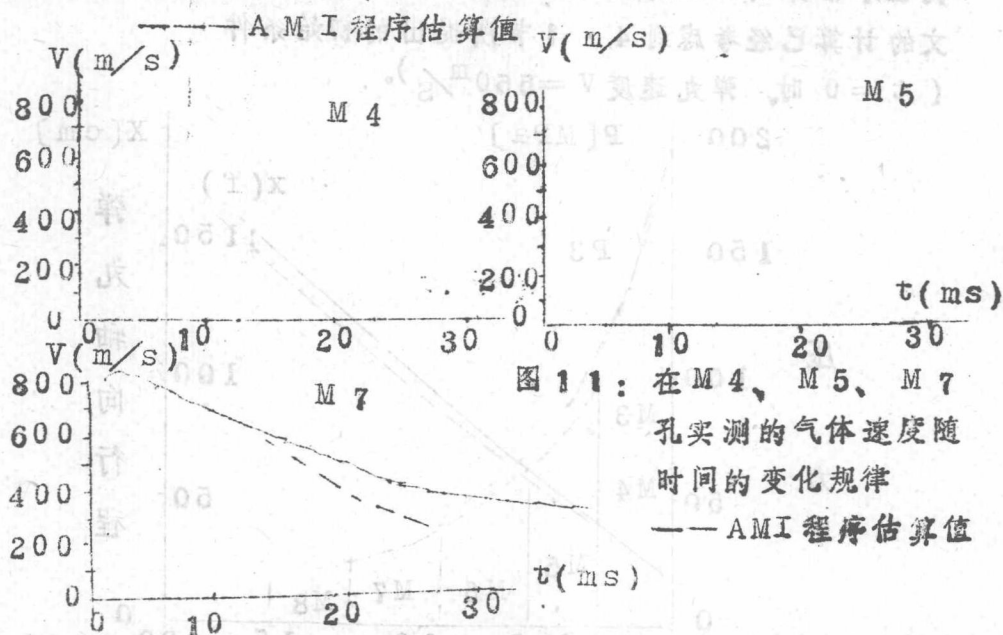


图 11: 在 M4、M5、M7 孔实测的气体速度随时间的变化规律
—— AMI 程序估算值

图 11 表示了几发弹在 M3、M4 和 M7 实测的平均气流速度与时间变化关系。可以看出速度随时间的变化关系大约有 $\pm 100\text{ms}$ 的左右的差异。有趣的是，正如前面已经提到的，弹体速度曲线不是连续下降的（如图中在下 20 处的点线），而根据实例记录的速度

曲线在弹底处有点减小。正为上面所指出的，这可从微观的不活泼的粒子存在来解释，这些粒子又是测量速度的载流体。

从实测值与估算值的比较来看还是不能令人满意的，计算曲线的正弦形式主要是数值计算过程中考虑了气流的起始现象（见4.1）。

图12表示在M3—M6位置所测量温度值随时间的变化规律。最高温度从1500K下降到100K。

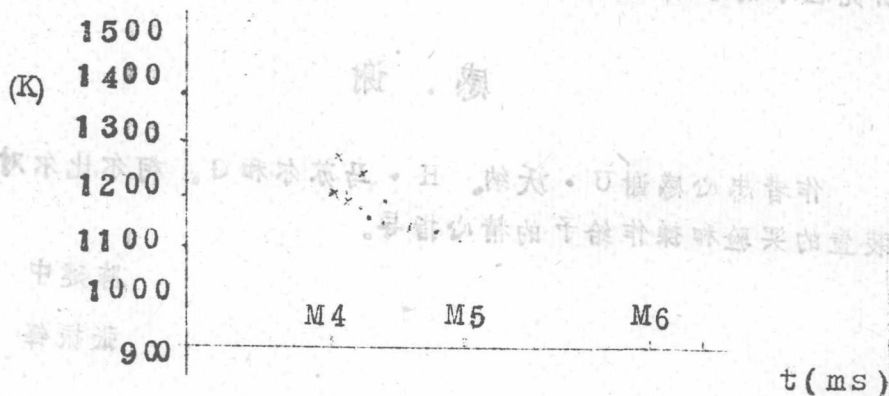


图12、在M3—M6点实测的气体温度随时间的变化规律
——AMI程序估算值

我们发现实测数据无例外地比计算数据要小些。相差大约100K左右（或8%左右），当前，对试验还不能给出合理的解释。看来好象测试中受到了一种还不很清楚的非试验气体内在的吸收作用影响。

结论与讨论

当前的研究表明经实验上用轻气泡能够满意地模拟已经实际的内弹道气流现象。新的模拟装置能使试验气体轮廓分明调节简单，为适应光学测量的要求，试验气体应具有较高的光学透明度。最初影响火炮系统操作的技术问题已经解决。然而应当承认，它还不能完全的模拟各种情况的内弹道循环。根据上面讨论的理由，使用的试验气体必须是分子量较小（ $M=3$ ）和比热比 $\gamma=1.42$ ，这就偏离了实际发射药气体的相应数值。由相同的最大气体压力和初速也导致最大温度的稍微偏低，气体质量的减少而与这有关的是气体的压力和温度更

迅速的降低。但是，这个偏差对我们的任务而言並不重要，我们是寻求一种有效的和可控制内弹道计算机模型的可能性。实际上这是能够实现的。结果已经表明，理论与实验具有良好的一致性。

然而从计算的观点来看，目前这个问题解决的还不太令人满意。这还要考虑弹丸在起始加速运动期间炮尾的运动（—活塞头）。这是后下一步研究的计划。从实验的观点来看，进一步的实验计划是研究粒子的影响问题。

感 谢

作者忠心感谢U·沃纳、H·马苏尔和G·柯尔比尔对轻气炮装置的实验和操作给予的精心指导。

陈建中 译

张振铎 校

军事应用弹道学座谈会在浙江建德召开

1987年11月2日~5日，中国兵工学会弹道学会在浙江省建德县召开87年学术交流会暨军事应用弹道学座谈会，参加军事弹道学座谈会的代表有来自22个单位的代表共34人。与会代表对弹道学在部队中应用、推广及军事应用弹道学科科研等方面的工作提出了很多宝贵的意见。一致认为提高部队的武器、弹药射击、勤务使用、保管方面所需的弹道学知识，提高干部战士在作战训练中的弹道学知识水平以及提高武器、弹药设计人员对武器、弹药在战场使用的知识水平已经十分紧迫。一致认为召开这次座谈会非常及时。

李儒彦

旋转稳定弹丸的最大长度

B. KNEUBUEHL

众所周知，弹丸的陀螺稳定因子取决于弹丸的几何外形和物理诸元。其中包括转动惯量。只要计算出惯性矩以及用Munk细长体理论公式估算出回转矩，则可以确定作为弹丸长细比的函数的陀螺稳定因子。对于简单外形，该函数是一个封闭形式；对于较复杂外形，借助计算机程序用数值方法可以计算出该函数关系。

给定弹丸的长度，能够确定具有尽可能高的稳定因子的弹丸外形；给定稳定因子，亦能计算出弹丸的最大长度。

引 言

弹丸的空气动力设计取决于许多参量。首先要看弹丸的主要用途是什么，是远程炮弹还是大威力炮弹。如果是远程弹，应选择较细长外形；而对于大威力炮弹，应选择大体积弹体。

针对上述两种要求，我们应尽可能地把弹丸设计得长一些，因为长弹丸能兼顾上述两种要求，即大容积和可能的较细长外形，长弹体还有另一个优越性，即弹道系数增加，从而空气阻力减小。

设计上述类型的弹丸，所必须考虑的一个极为重要的因素是陀螺稳定因子，它是飞行稳定的必要条件。

陀螺稳定因子仅取决于弹丸和火炮的几何尺寸和物理特性，例如弹丸的惯性矩(J_a , J_q)，直径(d)及火炮的缠角(Δ)，此外还取决于翻转力矩系数导数 C'_m (和空气密度 r_l)

$$S = \frac{8}{r_l \pi} \frac{J_a^2 \tan^2 \Delta}{J_q C'_m d^3} \quad (1)$$

定常层流理论* 有一个众所周知的Munk公式，可用来估算旋成

体翻转力矩，它仅需提供几何尺寸。

$$M = \frac{r_l}{2} v^2 \sin(2\alpha) (V - F x_S^*) \quad (2)$$

式中参数的含意为

r_l = 气流密度

v = 速度

V = 体积

F = 弹底部横截面积

x_S^* = 重心至弹底面的距离

α = 攻角

由公式(2)很容易得到翻转力矩系数导数公式。

至此，不难计算仅取决于弹丸几何尺寸的陀螺稳定因子。如果弹丸是均质而外形又是简单的，那么导出稳定因子的封闭公式就能得到实现。

具有锥形头部和圆柱形后体的弹丸

对于弹丸的几何外形设计，可以使用如下参量(图1)

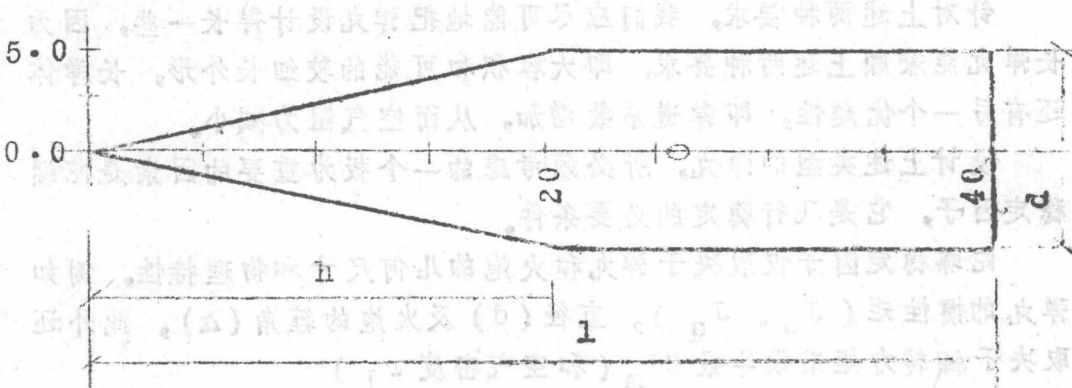


图 1

* Munk理论是定常位势流在细长体小扰动简化假设下的细长体理论，称之为层流流动是不合适的。