

文章编号: 1006-9941(2015)11-1111-08

药柱燃速对底排工作过程及底排弹射程影响的数值模拟

骆晓臣¹, 姚文进¹, 徐文科², 卓长飞¹, 武晓松¹, 封 锋¹

(1. 南京理工大学机械工程学院, 江苏 南京 210094; 2. 辽沈工业集团有限公司, 辽宁 沈阳 110045)

摘 要: 为了研究底排药柱燃速对底部排气弹底排装置工作过程和射程的影响, 采用计算空气动力学和质点外弹道学耦合的方法求解底部排气弹的飞行弹道, 研究了底部排气弹在整个减阻阶段底排装置工作参数、工作状态、底排流场等随时间的变化, 分析了药柱燃速对底部排气弹工作过程和射程影响。结果表明: 数值模拟结果与制式底部排气弹靶场试验结果吻合, 说明建立的计算模型合理; 燃速调整系数由 0.8 提高到 1.2 时, 燃烧时间由 36.8 s 减少到 18.4 s, 射程由 38.12 km 下降到 36.21 km, 增程率由 33.32% 下降到 26.64%; 不同底排药柱燃速的底部排气弹在减阻阶段的排气参数均随时间的增加而呈先增大后减小的趋势; 采用高燃速底排药柱的底部排气弹排气质量流率相对于低燃速的底部排气弹较大, 但减阻效果并没有明显提高。

关键词: 计算流体力学; 底部排气弹; 质点弹道; 射程

中图分类号: TJ55; V211.3

文献标志码: A

DOI: 10.11943/j.issn.1006-9941.2015.11.015

1 引 言

底部排气弹减阻增程的原理^[1]是在常规炮弹底部附加一个排气装置, 向底部低压区排入低动量高温气体, 改变底部低压区的流动状态, 达到提高底部压力、减小阻力、增大射程的目的。我国于 20 世纪 80 年代开始了底排增程技术的研究, 已研制成功多个型号。目前, 国内底部排气弹(简称底排弹)在使用过程中已暴露出许多问题^[2-4], 如底排药柱燃烧稳定性差、底排药柱结构完整性差、增程率低, 特别是增程率与国外差距较大。因此, 有必要深入研究底排增程技术与底部排气弹相关问题。

国内外对底部排气减阻进行了相关实验与数值研究: 丁则胜、陈少松等人^[5-8]开展大量底排冷气或热空气风洞实验; Mathur^[9-10]开展了底排冷空气的风洞实验, 并得到详细的流场参数; Nietubica^[11]采用层流流动模型和层流燃烧有限速率基元反应模型模拟了 M864 弹的二维轴对称流场; Kaurinkoski^[12]采用 $k-\varepsilon$

湍流模型和层流燃烧有限速率基元反应模型模拟了 155 mm 弹的三维流场; Choi^[13]采用 $k-\omega$ 湍流模型与层流燃烧有限速率基元反应模型模拟了 155mm 弹的二维轴对称流场。卓长飞、武晓松等^[4,14-15]研究了真实燃气条件下的底排流场与特性, 来流攻角和弹体船尾角对减阻的影响, 以及排气结构对减阻性能的影响。这些研究都是以底排减阻机理与特性为研究对象, 没有考虑底部排气弹在整个飞行阶段中的底排装置工作状态, 底部排气流场结构减阻效果仍然处于未知状态。计算流体力学(CFD)方面的长足进步和计算机技术的迅速发展, 使得计算流体力学在常规兵器的气动研究方面几乎起到了和地面试验、飞行试验并重的作用。本研究在前期编写的 CFD 程序^[4,14-15]上添加底部排气弹的质点外弹道模型, 建立基于 CFD 耦合质点弹道的底部排气弹工作过程以及射程的计算模型, 研究底排弹在整个减阻阶段底排装置工作参数、工作状态、底排流场等随时间的变化。在此基础上研究底排药柱燃速对底排装置工作参数和工作状态的影响, 为底排弹的优化设计提供参考。

2 数学与物理模型

2.1 CFD 计算方法

由于采用 CFD 与质点弹道模型耦合求解整个飞行过程流场的计算量较大, 不可能采用三维计算模型。因此, 本研究不考虑飞行攻角, 采用二维轴对称模型计

收稿日期: 2015-03-18; 修回日期: 2015-05-12

基金项目: 国家自然科学基金资助(11402119); 总装十二五预研项目(404040302)

作者简介: 骆晓臣(1979-), 男, 博士, 讲师, 主要从事计算流体力学与弹箭增程技术研究。e-mail: luonuaa@163.com

通信作者: 姚文进(1981), 男, 博士, 副研究员, 主要从事弹药增程技术。e-mail: njyaowj@163.com

算底部排气弹流场与气动力。二维轴对称守恒形式的雷诺时均(RANS)化学非平衡流 Navier-Stokes 方程为^[16]:

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial y} = \frac{\partial \mathbf{Fv}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{Gv}}{\partial y} + \mathbf{H} + \mathbf{S} \quad (1)$$

式中, \mathbf{U} 为守恒变量, \mathbf{F} 、 \mathbf{G} 为两个方向的对流量, \mathbf{Fv} 、 \mathbf{Gv} 为两个方向的粘性通量, \mathbf{H} 为轴对称源项, \mathbf{S} 为化学反应源项。各符号意义详见文献[16]。

本研究采用模拟分离流动表现效果较好的 $k-\omega$ SST 两方程湍流模型。考虑到超声速底部流场具有较强湍流特性, 选择二阶矩湍流燃烧模型描述湍流-化学反应之间的相互作用。

底部排气弹使用的底排药柱是由高分子粘合剂端羟基聚丁二烯(HTPB)和氧化剂高氯酸铵(AP)组成。由于其贫氧特性, 燃烧后排向底部区域的气体主要是由 CO 、 H_2 、 CO_2 、 H_2O 、 HCl 、 N_2 等组成。富燃气体 CO 和 H_2 在尾流中与外流空气继续发生化学反应, 其中 HCl 、 N_2 为惰性气体, 因此采用 $\text{CO}-\text{H}_2-\text{O}_2$ 化学反应系统。本研究采用 8 组分(CO 、 H_2 、 O_2 、 CO_2 、 H_2O 、 H 、 OH 、 O) 12 个基元反应的 $\text{CO}-\text{H}_2-\text{O}_2$ 系统化学反应模型^[11]。

为了很好地捕捉激波、膨胀波等流场细节, 空间离散采用三阶 MUSCL 重构方法和高精度高分辨率的 AUSMPW+迎风格式, 粘性项采用中心格式离散, 时间离散采用单步推进, 并采用局部时间步长法加速收敛。湍流两方程与时均 Navier-Stokes 方程形式一致, 与之耦合求解。在求解带化学反应的 Navier-Stokes 方程时, 采用时间算子分裂的方法来处理刚性问题。计算方法的详细描述及其验证见文献[4, 14-15], 这里不再赘述。

2.2 质点弹道模型

质点弹道模型主要假设弹丸在飞行期间的攻角为零, 以及弹丸为轴对称体, 使空气阻力和重力作用在弹丸的质心上。因此可以把弹丸的运动作为质点运动处理。底部排气弹质心运动方程^[1]如:

$$\left. \begin{aligned} \frac{dv}{dt} &= -\frac{\rho v^2}{2m} S_{\text{ref}} C_d - g \sin \theta \\ \frac{d\theta}{dt} &= -\frac{g \cos \theta}{v} \\ \frac{dx}{dt} &= v \cos \theta \\ \frac{dy}{dt} &= v \sin \theta \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

式中, ρ 为来流气体密度, $\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$; v 为弹丸飞行速

度, $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$; θ 为弹道倾角, $^\circ$; S_{ref} 为弹体横截面积, m^2 ; m 为弹丸质量, kg ; g 为重力加速度, $\text{m} \cdot \text{s}^{-2}$; C_d 为弹丸阻力系数, 无量纲值, 其值由 CFD 方法计算得到。上述常微分方程组采用四阶龙格库塔法求解, 推进时间步长为 0.001 s 。

由于 CFD 计算量较大, 不可能实时计算流场, 为质点弹道方程组提供阻力系数。本研究采用松耦合的方法处理 CFD 和质点弹道方程组的求解, 即质点弹道方程推进 n 步后, 采用 CFD 计算底排弹阻力系数。由于质点弹道方程组推进时间步长为 0.001 s , 取 $n=500$, 即底排弹每运动 0.5 s 后就采用 CFD 计算此位置处底排弹全弹流场与总阻力系数。由于底排弹在每个 0.5 s 时间段内飞行速度、环境压力、环境密度变化不大, 可认为在此时间段内阻力系数为常数。

2.3 物理模型

以某 130mm 底部排气弹为研究对象, 弹丸计算网格如图 1 所示。采用二维轴对称模型, 只需计算上半平面的流场, 下半平面的流场数据根据对称性得出。在飞行过程中, 底排药柱燃烧面积和底排装置燃烧室自由容积在不断变化, 且药柱形状复杂, 不能简化为二维轴对称模型。因此, 将燃烧室计算域固定, 并假定一个药柱燃烧表面, 在飞行中与质点外弹道计算、流场计算耦合得到的药柱燃烧质量流率即施加在该假定的燃烧表面上。

弹丸基本参数: 弹丸发射前总质量为 31.8 kg , 底排喷口直径为 42 mm , 弹径为 130 mm 。底排药柱基本参数: 底排药柱为三瓣药结构(药柱横截面如图 2 所示), 两端与外侧面包覆, 底排药柱质量为 0.9 kg , 药柱外径 $2r_2=100 \text{ mm}$, 内径 $2r_1=44 \text{ mm}$, 药柱长度 $L=97 \text{ mm}$, 狭缝宽 $2c_1=2 \text{ mm}$, 药柱密度为 $1520 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3}$, 药柱燃烧温度为 1812 K , 燃烧规律服从几何燃烧定律。燃面 S 变化规律如下:

$$\left. \begin{aligned} S &= 6L \left[r \left(\frac{\pi}{3} - \alpha \right) + \sqrt{r^2 + r_2^2 - 2rr_2 \cos(\alpha - \beta)} \right] \\ r &= \int_0^t \dot{r} dt + r_1 \\ c &= \int_0^t \dot{r} dt + c_1 \\ \alpha &= \arcsin \frac{c}{r} \\ \beta &= \arcsin \frac{c}{r_2} \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

式中, r 表示 t 时刻底排药柱内表面半径, mm ; c 表示

t 时刻狭缝宽的一半, mm; \dot{r} 表示 t 时刻底排药柱燃速, $\text{mm} \cdot \text{s}^{-1}$; S 表示 t 时刻底排药柱燃烧面积, mm^2 。

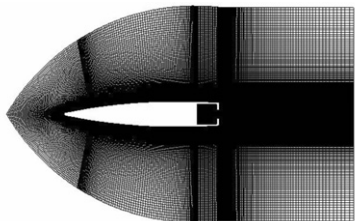


图1 底部排气弹计算网格

Fig.1 The computation grid of base bleed projectile

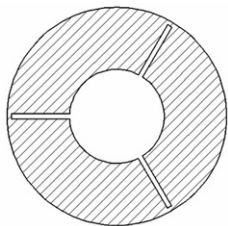


图2 底排药柱横截面

Fig.2 The cross section of base bleed propellant

底排药柱燃速公式:

$$\dot{r} = \xi_2 \xi_1 a p^n \quad (4)$$

式中, ξ_1 为因弹丸旋转引起的旋转修正系数, 取1.3; 燃速系数 a 为 $4.903 \times 10^{-6} \text{ m} \cdot (\text{Pa}^n \cdot \text{s})^{-1}$; p 为燃烧室燃气压强, 单位为Pa; n 为底排药柱燃烧压强指数, 取0.484; ξ_2 为不同底排药柱燃速下底排弹工作状态参数的燃速调整系数, 通过在原燃速系数 a 上改变 ξ_2 来调整药柱燃速, 药柱基本参数和几何参数保持不变。实际上, 改变药柱燃速的方法很多, 比如改变AP粒度, 加入催化剂等, 这样药柱的燃速系数和压强指数都会发生改变。作为理论研究, 本研究仅通过燃速调整系数改变燃速系数来说明药柱燃速对底部排气弹工作过程的影响, 计算了 $\xi_2 = 0.8$ (Case#1), 0.9 (Case#2), 1.0 (Case#3), 1.1 (Case#4), 1.2 (Case#5)五个工

况。若燃速调整系数大, 在相同压强和压强指数下药柱燃速就大。因此, 为了方便叙述, 下文提到高燃速或低燃速均对应较大燃速系数或较小燃速系数。

由底排药柱燃烧面积、药柱燃速、药柱密度即可得到底排燃气生成质量流率, 作为CFD的燃面边界条件, 但是药柱燃速又与流场压强有关。因此, 在某一时刻的流场计算中, 流场与底排燃气生成率需要相互耦合迭代求解, 直到流场达到稳定为止。

3 计算结果与分析

表1给出了不同燃速的底排药柱燃烧时间、全弹飞行时间、射程和增程率。同时, 表中也给出了和底排弹具有相同质量、相同外形、无底排装置的常规炮弹的相关飞行参数, 以便和底排弹对比。由表1可知, 采用本研究模型计算的标准燃速系数(即燃速调整系数 $\xi_2 = 1.0$)底排弹射程为37.44 km, 飞行时间为113.5 s, 增程率为30.95%, 与该制式底排弹的靶场试验结果吻合, 说明本文建立的计算模型是正确、合理的。同时, 燃速的增加导致整个飞行过程中底排药柱平均燃速较高, 在药柱质量和形状相同的条件下, 其燃烧时间显然较短。从表1中还可以看出, 随着燃速的增大, 底排弹飞行时间和射程都会降低, 减阻阶段也将变短, 最后导致射程和增程率降低。

图3给出了无底排炮弹和不同药柱燃速底排弹的飞行弹道。从图3可以看出, 在初始阶段, 不同燃速的底排弹和无底排炮弹的飞行弹道基本重合, 特别是在水平位移10 km以内。在弹道最高点以后, 不同燃速的底排弹的弹道开始有明显差别。图4、图5给出了无底排炮弹和不同药柱燃速底排弹飞行水平位移和垂直位移随时间的变化。在0~20 s, 无底排炮弹和不同药柱燃速底排弹的水平位移和垂直位移基本重合。这是由于在此阶段, 不同燃速的底排弹的阻力系数虽然

表1 不同底排药柱燃速底排弹的工作参数

Table 1 The operating parameter of base bleed projectile using different combustion rate of propellant

parameters	ξ_2									
	0.8		0.9		1.0		1.1		1.2	
	NBB	BBP	NBB	BBP	NBB	BBP	NBB	BBP	NBB	BBP
t_c / s	-	36.8	-	30.2	-	25.2	-	21.4	-	18.4
t_0 / s	101.9	114.0	101.9	113.8	101.9	113.5	101.9	112.9	101.9	112.4
s / km	28.59	38.12	28.59	37.76	28.59	37.44	28.59	36.96	28.59	36.21
Δ	33.32%		32.07%		30.95%		29.27%		26.64%	

Note: NBB represents projectile without base bleed; BBP represents projectile with base bleed; t_c represents the combustion time of base bleed propellant; t_0 represents the whole flight time of projectile; s represents the firing range; Δ represents the extended range rate.

有差别,但差别较小,且此阶段时间短,飞行速度的差异有限。20 s以后,不同燃速底排弹的水平位移和垂直位移随时间的变化有明显差异,且随时间增加,差异也增加。这是因为不同燃速时阻力系数有差异,对应的减阻时间有较大差别,随着时间的积累,最终导致飞行速度以及飞行弹道有较大差异。

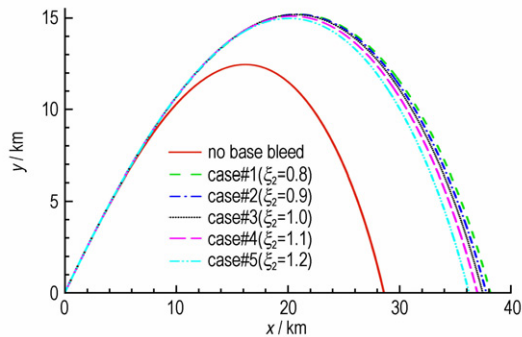


图3 无底排炮弹和底排弹的飞行弹道

Fig. 3 The flight trajectory of projectile with and without base bleed

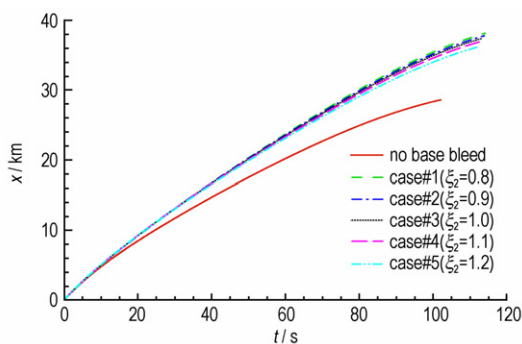


图4 底排弹飞行水平位移 x 随时间的变化

Fig. 4 The horizontal displacement of base bleed projectile variation with time

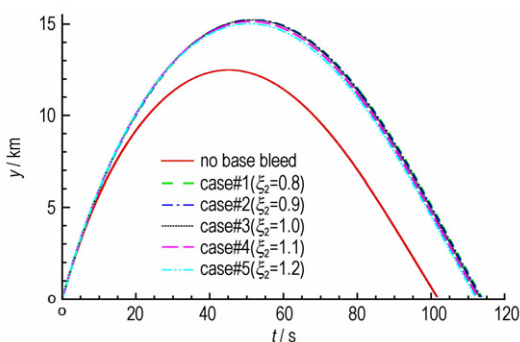


图5 底排弹飞行垂直位移 y 随时间的变化

Fig. 5 The vertical displacement of base bleed projectile variation with time

图6给出了无底排炮弹和不同药柱燃速底排弹的

全弹道飞行马赫数变化。从图6可以看出,不同燃速的底排弹飞行马赫数差别并不大。在 $t=11$ s 时刻附近,高燃速的底排弹飞行马赫数略高于低燃速的。这是由于在前期,高燃速的底排弹减阻效果略好于低燃速的底排弹,导致马赫数较大。然而,由于高燃速的底排弹减阻时间较短,低燃速的底排弹虽然减阻效果略差于高燃速底排弹,但减阻阶段较长,对整个飞行弹道的总体减阻效果优于高燃速的底排弹。因此,在飞行阶段后期 ($t>30$ s),高燃速的底排弹飞行马赫数明显低于低燃速的,最终导致射程小于低燃速底排弹。

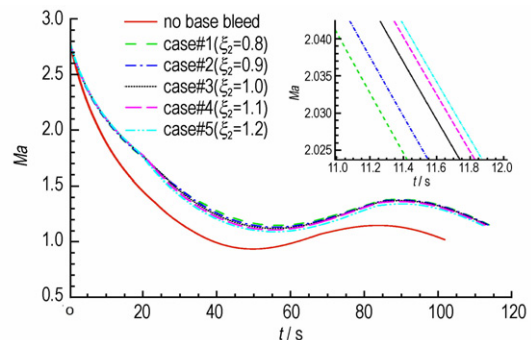


图6 底排弹飞行马赫数随时间的变化

Fig. 6 The Mach number of base bleed projectile variation with time

图7给出了不同燃速的底排弹在减阻阶段燃烧室平均压强随时间的变化。由于底排装置内燃气流动速度非常低,燃烧室内各处燃气压强基本一致。从公式(4)可知,燃烧室内平均压强直接影响底排药柱的燃速以及底排燃气生成质量流率,从而影响减阻和全弹总阻力系数。在初始时刻,由于高燃速的排气质量流率较大,减阻效果略好,燃烧室平均压强高于低燃速的燃烧室平均压强。在10 s以后,不同燃速底排弹的燃烧室平均压强基本一致。

图8、图9分别给出了不同燃速的底排弹在减阻阶段排气质量流率、排气参数 I 随时间的变化。排气参数 I 是底排装置排气质量流率与炮弹迎面空气质量排开流率之比,直接影响排气减阻效果,是十分重要的参数。文献[1,4]研究结果表明:在同一飞行状态下,当排气参数较小时,全弹总阻力系数随 I 的增大而减小,这一阶段为底部排气减阻区;当排气参数继续增大超过一定值后,全弹总阻力系数随 I 的增大其减小程度趋缓,这一阶段介于底排减阻和火箭增程区之间,虽然有一定的减阻效果,但并不明显,且消耗的底排燃气量较大(增加了底排药柱和全弹总质量,不利

于增程),因此应尽量避免底排装置在此区域工作;当排气参数较大时,全弹总阻力系数随排气参数 I 的增大而减小。在这一阶段,由于排气质量流率和排气速度较大,产生一定推力并导致全弹总阻力系数减小,因此称为火箭增速区。此阶段,虽然有较好的减阻效果,但工作原理却是像火箭一样产生推力来提高射程(即与火箭弹、火箭增程弹类似),且消耗的底排燃气量特别大(增加了底排药柱和全弹总质量,燃烧时间变短,不利于增程),因此仍然避免底排装置在此区域工作。从图9中看出,不同燃速的底排弹在减阻阶段的排气参数均随时间呈先增大后减小的趋势。从图8可以看出,随着时间的增加,底排燃气排气质量流率逐渐降低,而炮弹迎面空气质量排开流率也逐渐降低(在减阻阶段,弹丸飞行高度一直上升,弹丸速度、来流空气密度均降低)。在减阻阶段前期,迎面空气质量排开流率随时间的增大而下降程度更剧烈。因此,不同燃速的底排弹的排气参数均随时间呈增大的趋势。但在减阻阶段后期,底排燃气排气质量流率随时间的增大而下降更剧烈。因此,不同燃速的底排弹的排气参数均随时间呈减小的趋势。

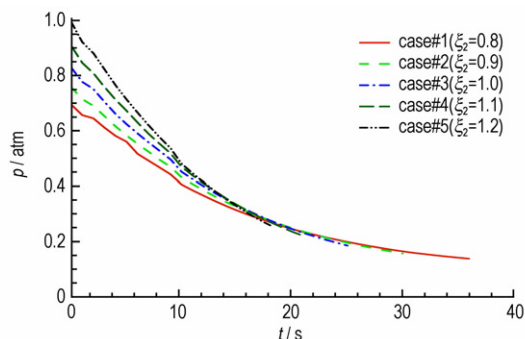


图7 减阻阶段燃烧室平均压强随时间的变化关系

Fig. 7 The average pressure of combustion chamber at reduction stage variation with time

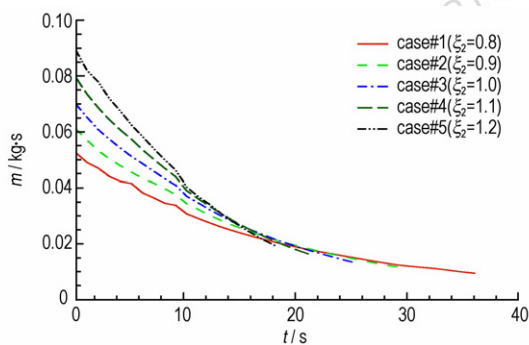


图8 减阻阶段排气质量流率随时间的变化关系

Fig. 8 The mass flow rate of base bleed at reduction stage variation with time

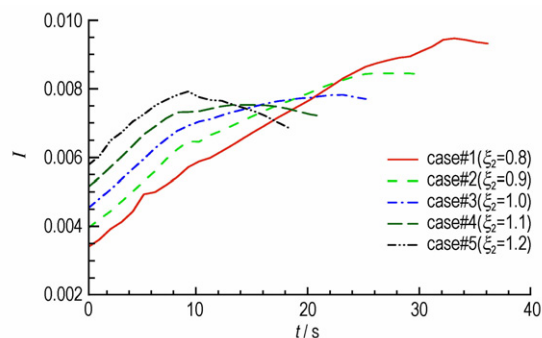


图9 减阻阶段排气参数(I)随时间的变化关系

Fig. 9 The parameter of base bleed (I) at reduction stage variation with time

图10、图11分别给出了不同燃速的底排弹在飞行中全弹质量及底排药柱燃烧面积随时间的变化。燃速较高时,排气质量流率较大,弹丸质量减小较快,随着时间的延长,较低燃速底排弹减小更快。底排药柱燃烧面积随时间的变化也具有相同的规律。

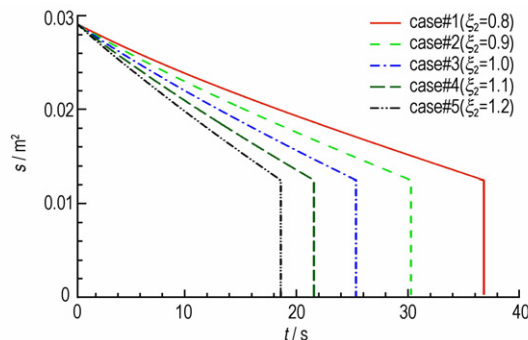


图10 底排弹药柱燃烧面积随时间的变化关系

Fig. 10 The combustion area of the propellant of base bleed projectile variation with time

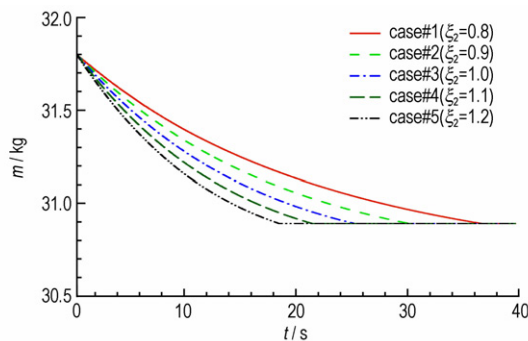


图11 底排弹全弹质量随时间的变化关系

Fig. 11 The mass of base bleed projectile variation with time

图12给出了不同燃速的底排弹在减阻阶段全弹总阻力系数随时间的变化。根据弹箭空气动力学理

论^[1],在超声速飞行时,全弹总阻力系数随飞行马赫数的增加而降低。结合图6可以看出,在减阻阶段,不同燃速的底排弹飞行马赫数均随时间延长而逐渐减小。如果无底排减阻,全弹总阻力系数会随时间增大。从图12可以看出,燃速系数为0.9、1.0、1.1、1.2的底排弹的总阻力系数随时间缓慢增加,正是因为底排的减阻作用,导致总阻力系数并没有随时间快速增大。燃速系数为0.8的底排弹,在减阻阶段前期,总阻力系数随时间缓慢增大。在减阻阶段中期,总阻力系数基本保持不变。而在减阻阶段后期,总阻力系数随时间下降,说明此时底排作用较大,逆转了阻力系数增大的趋势。此外,结合图8给出的排气质量流率,并以 $t=0$ s时刻为例,燃速系数为1.2时排气质量流率约为燃速系数0.8的1.5倍,但总阻力系数却仅降低了4.3%。说明高燃速底排弹的增程效果不如低燃速底排弹。

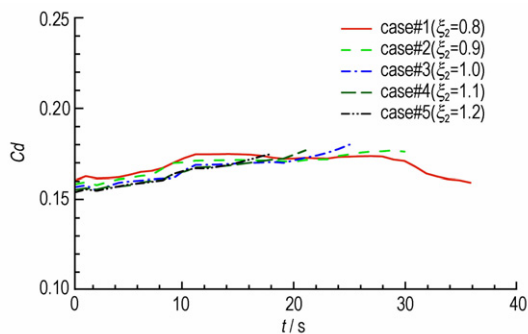


图12 减阻阶段阻力系数 C_d 随时间的变化关系

Fig.12 The drag coefficient C_d at reduction stage variation with time

图13~图15给出了 $\xi_2=0.8$ (Case#1)的底排弹在飞行中主要时刻底部流场云图。在 $t=0$ s,排气参数较小,约为0.0035,底排燃气射流动量也较小,底排燃气不仅在中心轴线上与来流空气形成回流区,而且还在弹底附近与来流空气形成二次回流区。此时底排装置处于最佳减阻状态附近。从图14可以看出,靠近弹底附近的自由边界层温度略有升高, CO_2 主要集中在主回流区内以及自由来流边界层附近。主回流区是由底排燃气和来流空气共同形成的, CO 和来流空气中的 O_2 在主回流区内混合并发生化学反应生成 CO_2 。自由来流边界层是自由来流空气与底排燃气的主要分界面,底排燃气中的部分 CO 和来流 O_2 接触,发生化学反应生成 CO_2 。由于整个底部流场处于低温、低压的来流空气中,化学反应并不能大幅度提高温

度,这是底部排气流场的一个重要特点。在 $t=10$ s时刻,排气参数 I 和排气动量均较大,底排燃气以射流形式进入尾流,并未与来流空气在轴线上形成主回流区,底排装置出口也没有达到壅塞状态,处于底排减阻模式和火箭增程模式之间,此时减阻效果较差。从图14和图15可以看出,由于主回流区的消失, CO_2 主要集中在二次回流区以及自由来流边界层附近,流场中最高温度低于 $t=0$ s时刻。 $t=20$ s和 $t=30$ s的流场结构与 $t=10$ s的基本一致,虽然底排燃气射流动量更大,但减阻效果仍然没有达到最佳。尾流场高温“火舌”长度有所增长,二次回流区内 CO_2 含量明显大于 $t=0$ s和 $t=10$ s时刻。另外,结合图9和图12看出,虽然 $t=20$ s和30 s的底排减阻作用较大,但排气参数也较大,即排气质量流率与飞行状态不匹配,消耗了大量底排燃气,工作状态处于底排减阻模式和火箭增程模式之间。总之,采用低燃速底排药柱在减阻阶段前期减阻效果较好,排气参数较小。到减阻阶段后期,排气参数与飞行状态不匹配。如果减小减阻阶段后期的燃面来减小排气质量流率,保证底排装置始终处于减阻工作模式,虽然减阻效果略差,但药柱质量减小,是利于增程的。

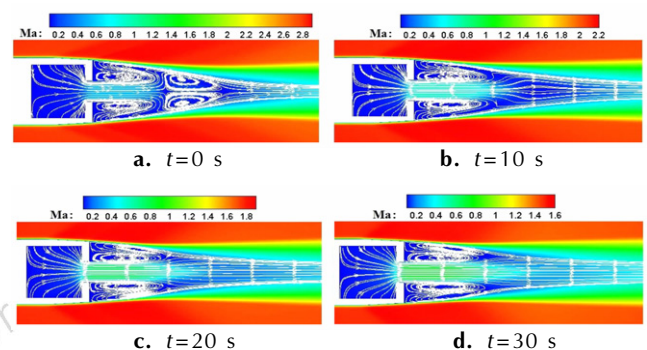


图13 Case#1 主要时刻底部流场马赫数云图和流线

Fig.13 The contour of Mach number and streamline for Case#1 at main time

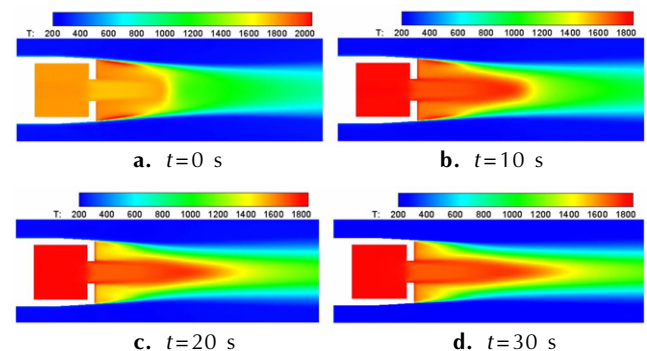


图14 Case#1 主要时刻底部流场温度云图

Fig.14 The contour of temperature for Case#1 at main time

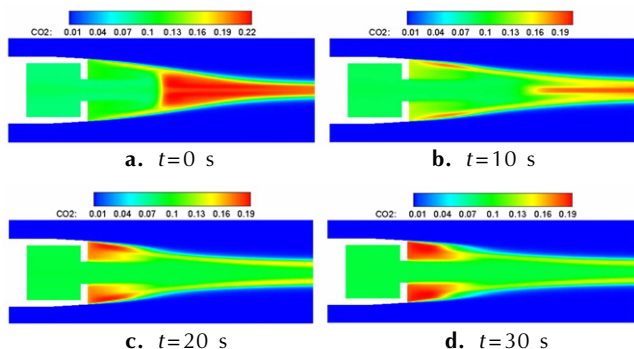


图 15 Case#1 主要时刻底部流场 CO₂ 质量分数云图

Fig. 15 The contour of CO₂ mass fraction for Case#1 at main time

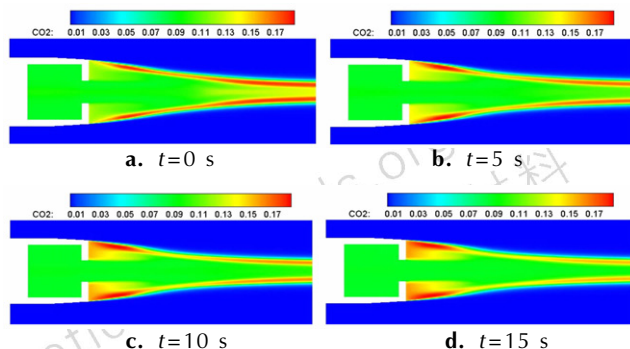


图 18 Case#5 主要时刻底部流场 CO₂ 质量分数云图

Fig. 18 The contour of CO₂ mass fraction for Case#5 at main time

图 16 ~ 图 18 给出了 $\xi_2 = 1.2$ (Case#5) 的底排弹在飞行中主要时刻底部流场云图。从图 16 看出,在主要时刻,底排燃气没有在尾流场中心轴线上与来流空气形成主回流区,而是直接以射流形式喷入尾流场。各时刻底排喷口马赫数均没有达到 1.0,即底排燃气仍然以亚音速排出,底排装置工作状态介于底排减阻模式和火箭增程模式之间。温度云图和 CO₂ 质量分数云图分布趋势基本与 $\xi_2 = 0.8$ 一致,不再重复讨论。

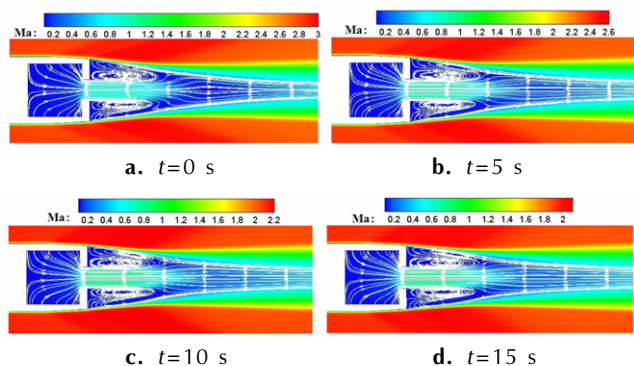


图 16 Case#5 主要时刻底部流场马赫数云图

Fig. 16 The contour of Mach number and streamline for Case#5 at main time

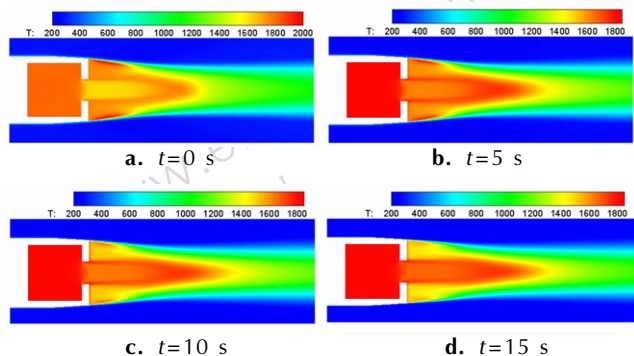


图 17 Case#5 主要时刻底部流场温度云图

Fig. 17 The contour of temperature for Case#5 at main time

4 结 论

(1) 燃速调整系数由 0.8 提高到 1.2 时,燃烧时间由 36.8 s 减少到 18.4 s,射程由 38.12 km 下降到 36.21 km,增程率由 33.32% 下降到 26.64%。

(2) 对于底排药柱燃速系数 $\xi_2 = 0.8$ 的底排弹,在整个减阻阶段,阻力系数随时间变化先是缓慢增大,然后基本保持常数,最后再缓慢下降;对于底排药柱燃速系数 $\xi_2 = 1.2$ 的底排弹,在整个减阻阶段,阻力系数随时间变化一直呈增大趋势。

(3) 采用低燃速底排药柱时,在减阻前期,底排装置以减阻模式工作,在减阻阶段中后期,底排装置的工作模式则介于底排减阻模式和火箭增程模式之间。而采用高燃速底排药柱时,即使在减阻前期,底排装置的工作模式也介于底排减阻模式和火箭增程模式之间。

(4) 研究发现,目前制式底排弹的排气质量流率/排气参数较大,大部分减阻阶段均不在最佳减阻模式。因此,建议重新设计底排药柱燃面变化规律或降低底排药柱燃速,在保证底排药柱质量尽量小、燃烧减阻时间较长的情况下使排气质量流率与外弹道特性相匹配,保证底排弹的减阻性能达到最优。

参考文献:

[1] 郭锡福. 底部排气弹外弹道学[M]. 北京:国防工业出版社, 1994: 1-8.
 GUO Xi-fu. The exterior ballistics of base bleed projectile [M]. Beijing: Publishing Company of National Defence Industry, 1994: 5-6.
 [2] 陆春义, 周彦煌, 余永刚. 高降压速率下复合底排药剂瞬变燃烧特性研究[J]. 含能材料, 2007, 15(6): 587-591.
 LU Chun-yi, ZHOU Yan-huang, YU Yong-gang. Combustion of composite base bleed charge under rapid depressurization [J]. Chinese Journal of Energetic Materials (Hanneng Cailiao), 2017,

- 15(6): 587-591.
- [3] 武智慧, 钱建平, 刘荣忠, 等. 实际发射工况下底排药柱结构完整性的模拟计算[J]. 火炸药学报, 2014, 37(3): 60-65.
WU Zhi-hui, QIAN Jian-ping, LIU Rong-zhong, et al. Simulation calculation on structure integrity of base bleed grains in launching process[J]. *Chinese Journal of Explosives & Propellants*, 2014, 37(3): 60-65.
- [4] 卓长飞, 武晓松, 封锋. 超声速流动中底部排气减阻的数值研究[J]. 兵工学报, 2014, 35(1): 18-26.
ZHUO Chang-fei, WU Xiao-song, FENG Feng. Numerical research on drag reduction of base bleed in supersonic flow[J]. *Acta Armamentarii*, 2014, 35(1): 18-26.
- [5] 丁则胜, 罗荣, 陈少松. 底部燃烧减阻风洞实验技术研究[J]. 空气动力学学报, 1993, 11(2): 159-163.
DING Ze-sheng, LUO Rong, CHEN Shao-song. A study of base burning experimental technique in wind tunnel[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 1993, 11(2): 159-163.
- [6] 陈少松, 丁则胜, 罗荣, 等. 亚、跨声速底排减阻特性研究[J]. 流体力学实验与测量, 2000, 14(4): 41-45.
CHEN Shao-song, DING Ze-sheng, LUO Rong, et al. An investigation on characteristics of base drag reduction with base bleed in subsonic and transonic speeds[J]. *Experiments and Measurements in Fluid Mechanics*, 2000, 14(4): 41-45.
- [7] 丁则胜, 陈少松, 刘亚飞, 等. 底排尾迹流场实验研究[J]. 弹道学报, 2000, 12(1): 43-47.
DING Ze-sheng, CHEN Shao-song, LIU Ya-fei, et al. A Study of wake flow field of base bleed[J]. *Journal of Ballistics*, 2000, 12(1): 43-47.
- [8] 丁则胜, 陈少松, 刘亚飞, 等. 底排性能的环境压强效应[J]. 弹道学报, 2002, 14(1): 88-92.
DING Ze-sheng, CHEN Shao-song, LIU Ya-fei, et al. Influence of ambient pressure on base bleed[J]. *Journal of Ballistics*, 2002, 14(1): 88-92.
- [9] Mathur T, Dutton J C. Base bleed experiments with a cylindrical afterbody in supersonic flow[R]. AIAA95-0062, 1995.
- [10] Mathur T, Dutton J C. Velocity and turbulence measurements in a supersonic base flow with mass bleed[R]. AIAA 96-0456, 1996.
- [11] Nietubica C J, Gibeling H J. Navier-stokes computations for a reacting, M864 base bleed projectile[R]. AIAA 93-0504, 1993.
- [12] Kaurinkoski P. Computation of the flow of thermally perfect gas past a supersonic projectile with base bleed[R]. AIAA96-3451, 1996.
- [13] Choi J Y. Numerical study of base bleed projectile with external combustion[R]. AIAA 2005-4352, 2005.
- [14] 卓长飞, 武晓松, 封锋. 超声速流动中底部排气形式对减阻性能的影响[J]. 航空学报, 2014, 35(8): 2144-2155.
ZHUO Chang-fei, WU Xiao-song, FENG Feng. Effect of base bleed type on drag reduction performance in supersonic flow[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2014, 35(8): 2144-2155.
- [15] 卓长飞, 封锋, 武晓松. 超声速底部排气弹底部流场与气动特性研究[J]. 空气动力学学报, 2014, 32(6): 783-790.
ZHUO Chang-fei, WU Xiao-song, FENG Feng. Research on base bleed flow field and aerodynamic characteristics of the supersonic base bleed projectile[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2014, 32(6): 783-790.
- [16] 欧阳水吾, 谢中强, 徐春光. 高温非平衡空气绕流[M]. 北京: 国防工业出版社, 2001: 140-145.
OUYANG Shui-wu, XIE Zhong-qiang, XU Chun-guang. High temperature air non-equilibrium flows[M]. Beijing: Publishing Company of National Defence Industry, 2001: 140-145.

Numerical Investigation on the Effect of Combustion Rate of Propellant on the Operation Process and Firing Range of the Base Bleed Projectile

LUO Xiao-cheng¹, YAO Wen-jin¹, XU Wen-ke², ZHUO Chang-fei¹, WU Xiao-song¹, FENG Feng¹

(1. School of Mechanical Engineering, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China; 2. Liaoshen Industries Group Co., Ltd, Shengyang 110045, China)

Abstract: In order to research the effect of combustion rate of the propellant on the operation process and the firing range of base bleed projectile, the flight ballistic of base bleed projectile was solved by using the computational aerodynamics coupled with particle trajectory. The changes of operation parameter, operation status, flow field of base bleed projectile with time in the drag reduction stage were studied. The effect of combustion rate of propellant on the operation process and firing range of base bleed projectile were analyzed in detail. The simulation results are in good agreement with the target range test results of the standard base bleed projectile, indicating that the calculation model established is correct and reasonable. When the combustion rate adjustment coefficient changes from 0.8 to 1.2, the combustion time decreases from 36.4 s to 18.4 s, firing range decreases from 38.12 km to 36.21 km and the extended-range rate decreases from 33.32% to 26.64%. With the increasing of time, the base bleed parameters of the base bleed projectile with different combustion rate increase first and then decrease during the drag reduction period. The bleed mass flow rate of base bleed projectile with high combustion rate is larger than that of the base bleed projectile with low combustion rate, but there is no obvious increase of reduction drag effect.

Key words: computational fluid dynamics; base bleed projectile; particle trajectory; firing range

CLC number: TJ55; V211.3

Document code: A

DOI: 10.11943/j.issn.1006-9941.2015.11.015