

Авиационная и ракетно-космическая техника

УДК 623.546

doi: 10.18698/0536-1044-2023-1-85-93

Исследование лобового сопротивления малогабаритных летательных аппаратов при наличии продольного центрального сквозного канала

С.Н. Илюхин, В.О. Москаленко

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Investigation of the Drag of Small-Sized Aircraft in the Presence of a Longitudinal Central Through Channel

S.N. Iljukhin, V.O. Moskalenko

Bauman Moscow State Technical University

Приведены результаты баллистических экспериментов по изучению возможности снижения лобового сопротивления малогабаритных летательных аппаратов, в частности пули типа Match, для пневматического оружия путем модернизации их формы. Предложено создание по продольной оси сквозного цилиндрического канала, обеспечивающего перетекание газа из зоны повышенного давления перед головной частью пули в зону пониженного давления в хвостовом следе. Рассмотрены пять типов модификаций пуль с цилиндрическими каналами разного диаметра. Исследования проведены как с допуском реверсивного перетекания воздуха в момент выстрела, так и с его исключением. Выявлены положительные эффекты для определенных вариантов пуль, и оценено снижение лобового сопротивления предложенных модификаций.

Ключевые слова: баллистическая трасса, коэффициент лобового сопротивления, сквозной цилиндрический канал, пуля типа Match

The paper presents the results of ballistic experiments to study the possibility of reducing the drag of small-sized aircraft, for example, bullets of the Match type for pneumatic weapons by upgrading their shape. The authors proposed the creation of a through cylindrical channel along the longitudinal axis, which ensures the flow of gas from the high-pressure zone in front of the bullet head to the low-pressure zone in the tail track. 5 types of bullet modifications with channels of different diameters are considered. The studies were carried out both with the admission of reversible air flow at the time of the shot, and with its exclusion. As a result, positive effects were identified for certain variants and a decrease in drag of the proposed modifications was estimated.

Keywords: ballistic track, drag coefficient, through cylindrical channel, bullet of the Match

Благодаря аэродинамическим особенностям малогабаритный летательный аппарат (МЛА), в частности пневматическая пуля (далее пуля) типа Match с плоской головной частью, обладает меньшим рассеиванием при дозвуковых скоростях полета, чем пули другого типа [1, 2]. Существенным недостатком пули такой формы является наибольшее лобовое сопротивление [1].

В работе [3] изучены различные модификации указанного МЛА, которые по сравнению с эталонным образцом имеют меньшее лобовое сопротивление или рассеивание. Среди этих модификаций рассмотрены два МЛА со сквозными центральными каналами (далее ЦК) различного диаметра d (рис. 1).

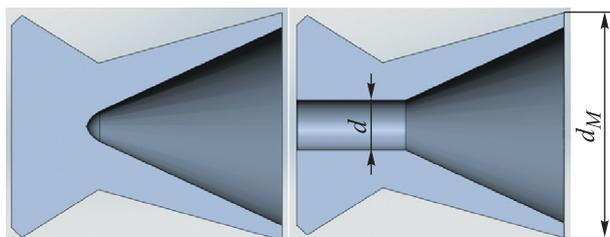
Выявлено, что обе модификации обеспечивают снижение лобового сопротивления, однако МЛА с широким ЦК заметно уменьшает точность попадания.

Цель работы — проведение серии баллистических экспериментов по исследованию влияния диаметра ЦК на аэродинамические характеристики модернизированных МЛА.

Исследовали пять модификаций пули типа Match с пятью ЦК диаметром $d = 0,6; 0,8; 1,0; 1,2$ и $1,4$ мм.

Коэффициент лобового сопротивления рассчитывали экспериментально с помощью аналитической зависимости, сформированной при баллистическом эксперименте, по результатам измерения скорости полета пули в двух точках траектории (методом живых сил) [4–7].

Выдвинуто предположение, что из-за снижения давления на головную часть пули вследствие перетекания газа из зоны торможения в область донного разрежения коэффициент лобового сопротивления окажется несколько меньше. Однако при этом, очевидно, станет ниже и начальная скорость, так как в момент выстрела будет происходить реверсивное перетекание части рабочего газа из области за МЛА



а

б

Рис. 1. Эскиз пули типа Match:

а — штатный (эталонный) вариант;

б — модернизированный вариант ($d = \text{var}$)

в зону перед МЛА. Это связано со снижением давления сжатого газа на донный срез пули, вызванного наличием в ней ЦК, через который часть газа перетекает при движении пули в канале ствола оружия [8–11].

В связи с этим проведены две серии баллистических экспериментов: с реверсивным перетеканием воздуха при движении в канале ствола и с исключением этого эффекта путем использования вспомогательного элемента (пыжа), отбрасываемого после выстрела.

Алгоритм проведения баллистического эксперимента. Для изучения зависимости коэффициента лобового сопротивления пули от числа Маха использованы две пусковые установки — пневматические винтовки (далее винтовки). Каждая серия стрельб содержала 20–25 выстрелов, поэтому общее количество образцов МЛА для проведения двух серий баллистических экспериментов из двух винтовок составило около 400–500 шт.

Первую серию опытных стрельб проводили на большой баллистической трассе кафедры СМ-3 МГТУ им. Н.Э. Баумана, где установили два лазерных хронографа закрытого типа (АСС 0022 «Стрелец»), позволяющие определять текущую скорость МЛА. Один прибор разместили перед дульным срезом, второй — на расстоянии 9 м от первого [12, 13].

Для работы с этими хронографами на кафедре СМ-3 разработано специальное программное обеспечение, позволяющее в реальном времени (задержка не более 1 с) получать информацию о скорости двух устройств, и на основании полученных данных рассчитывать коэффициент лобового сопротивления по следующей зависимости:

$$c_{x_0} (M_{cp}) = \frac{4m}{S_{xap} L \rho} \frac{v_1 - v_2}{v_1 + v_2},$$

где M_{cp} — среднее число Маха; m — масса МЛА; S_{xap} — характерная площадь МЛА, $S_{xap} = \pi d_M^2 / 4$ (d_M — диаметр пули, $d_M = 0,0045$ м); L — расстояние между хронографами; ρ — плотность атмосферы на уровне баллистической трассы, $\rho = 1,225$ кг/м³; v_1 и v_2 — скорость МЛА, измеренная первым и вторым хронографом, соответственно.

Ствол винтовки размещали на специальном держателе, значительно повышающем точность стрельбы.

Таблица 1
Значения среднего тарировочного коэффициента при различных значениях числа Маха

Число Маха М	Средний тарировочный коэффициент
<i>С реверсивным перетеканием газа</i>	
0,51	0,996
0,67	0,992
<i>Без реверсивного перетекания газа</i>	
0,52	1,001
0,64	1,002

Для второй серии экспериментов на баллистической трассе изготавливали специальные пыжи с целью исключения реверсивного перетекания воздуха при движении в канале ствола. Специальный пыж представлял собой круг диаметром 4,5 мм (что соответствует калибру оружия), выполненный из картона.

Перед проведением основного эксперимента выполняли тарировку и оценивали погрешность измерения одного прибора относительно другого для ее дальнейшей компенсации путем введения специального тарировочного коэффициента. Тарировочные стрельбы проводили эталонными МЛА массой 0,53 г.

Среднее значение тарировочного коэффициента определяли по формуле

$$k = \frac{\sum_{i=1}^n k_i}{n},$$

где n — количество выстрелов в выборке; k_i — тарировочный коэффициент для i -го выстрела.

Значения среднего по выборке (далее среднего) тарировочного коэффициента при различных значениях числа Маха приведены в табл. 1.

Математическая обработка стрельб. Чтобы повысить качество расчета коэффициента лобового сопротивления, для каждой выборки в серии проводили математическую обработку — исключали аномальные измерения. Такими измерениями, согласно исследованию, проведенному в предыдущей работе, являются выстрелы, случайная величина $\Delta v = v_1 - v_2$ которых не попадает в доверительный интервал $2\sigma_v$, где σ_v — среднеквадратичное отклонение скорости полета пули.

Для математической обработки использовались следующие основные параметры случайной величины i -го выстрела Δv_i [14, 15]:

- математическое ожидание

$$M_v = \frac{\sum_{i=1}^n \Delta v_i}{n};$$

- дисперсия

$$D_v = \frac{\sum_{i=1}^n (\Delta v_i - M_v)^2}{n - 1};$$

- среднеквадратичное отклонение

$$\sigma_v = \sqrt{D_v}.$$

На основании указанных математических зависимостей выполняли обработку результатов, что позволило получить качественные выборки.

Обработка результатов при наличии реверсивного перетекания газа. В первой серии баллистических экспериментов использовали модифицированные и эталонные пули с выборками для двух винтовок.

Результаты определения среднего коэффициента лобового сопротивления пуль для различных значений диаметра ЦК и числа Маха при стрельбе без пыжа указаны в табл. 2.

Анализ полученных результатов позволил сделать вывод, что при большем числе Маха ($M = 0,67$) для уменьшения коэффициента лобового сопротивления требуется центральное отверстие большего диаметра. Для числа Маха

Таблица 2
Значения среднего коэффициента лобового сопротивления пуль для различных значений диаметра ЦК и числа Маха при стрельбе без пыжа

Диаметр ЦК d , мм	Средний коэффициент лобового сопротивления	
	$M = 0,51$	$M = 0,67$
0,0	0,46	0,61
0,6	0,44	0,58
0,8	0,44	0,56
1,0	0,46	0,53
1,2	0,46	0,54
1,4	0,49	0,53

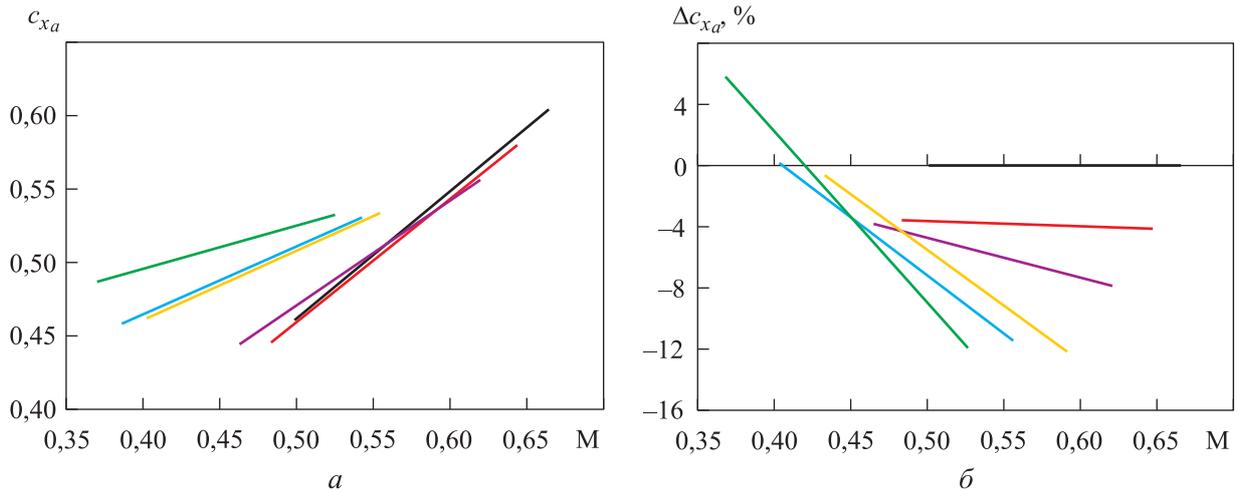


Рис. 2. Зависимости коэффициента лобового сопротивления c_{xa} (а) и его относительного прироста Δc_{xa} (б) от числа Маха M при стрельбе без пыжа пулями с диаметром ЦК $d = 0$ (—), 0,6 (—), 0,8 (—), 1,0 (—), 1,2 (—) и 1,4 мм (—)

$M = 0,51$, соответствующего первой винтовке, наилучшим с точки зрения снижения c_{xa} являлся диаметр ЦК $d = 0,8$ мм, а для $M = 0,67$, соответствующего второй винтовке, минимальный коэффициент лобового сопротивления обеспечивался при $d = 1,0$ мм.

Зависимости коэффициента лобового сопротивления c_{xa} и его относительного прироста Δc_{xa} от числа Маха M при стрельбе без пыжа пулями с разным диаметром ЦК приведены на рис. 2.

Относительный прирост коэффициента лобового сопротивления рассчитывали по формуле

$$\Delta c_{xa} = \frac{c_{xa}^{\text{мод}} - c_{xa}^{\text{эт}}}{c_{xa}^{\text{эт}}} \cdot 100 \%,$$

где $c_{xa}^{\text{мод}}$ и $c_{xa}^{\text{эт}}$ — коэффициент лобового сопротивления модифицированной и эталонной пули соответственно.

Как видно из рис. 2, для бóльших чисел Маха коэффициент лобового сопротивления выше, что в основном связано с увеличением давления торможения [16]. Также следует отметить, что для меньших диаметров ЦК относительное увеличение коэффициента лобового сопротивления больше.

Зависимости коэффициента лобового сопротивления пули c_{xa} и его относительного прироста Δc_{xa} от диаметра ЦК d при стрельбе без пыжа с числом Маха $M = 0,51$ и $0,67$ приведены на рис. 3.

Для числа Маха $M = 0,51$ в диапазоне ЦК $d = 0 \dots 0,8$ мм наблюдается снижение c_{xa} , а при $d > 0,8$ мм коэффициент лобового сопротивле-

ния модифицированной пули достигает и превосходит его значение для эталонной пули. Для числа Маха $M = 0,67$ в интервале ЦК $d = 0 \dots 1,4$ мм коэффициент лобового сопротивления модифицированной пули меньше, чем

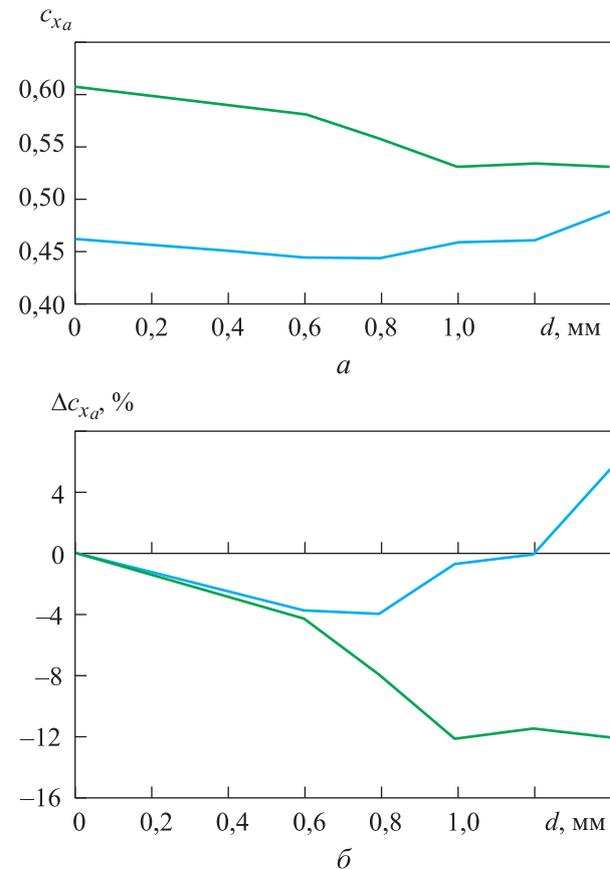


Рис. 3. Зависимости коэффициента лобового сопротивления пули c_{xa} (а) и его относительного прироста Δc_{xa} (б) от диаметра ЦК d при стрельбе без пыжа с числом Маха $M = 0,51$ (—) и $0,67$ (—)

у эталонной. Однако наилучшим с точки зрения снижения коэффициента лобового сопротивления является диаметр $d = 1,0$ мм.

Таблица 3
Значения средней начальной скорости полета пули для различных значений диаметра ЦК и числа Маха при стрельбе без пыжа

Диаметр ЦК d , мм	Средняя начальная скорость полета пули, м/с	
	$M = 0,51$	$M = 0,67$
0,0	170,4	226,3
0,6	164,6	219,4
0,8	157,2	211,0
1,0	147,3	200,7
1,2	137,2	189,3
1,4	125,7	178,7

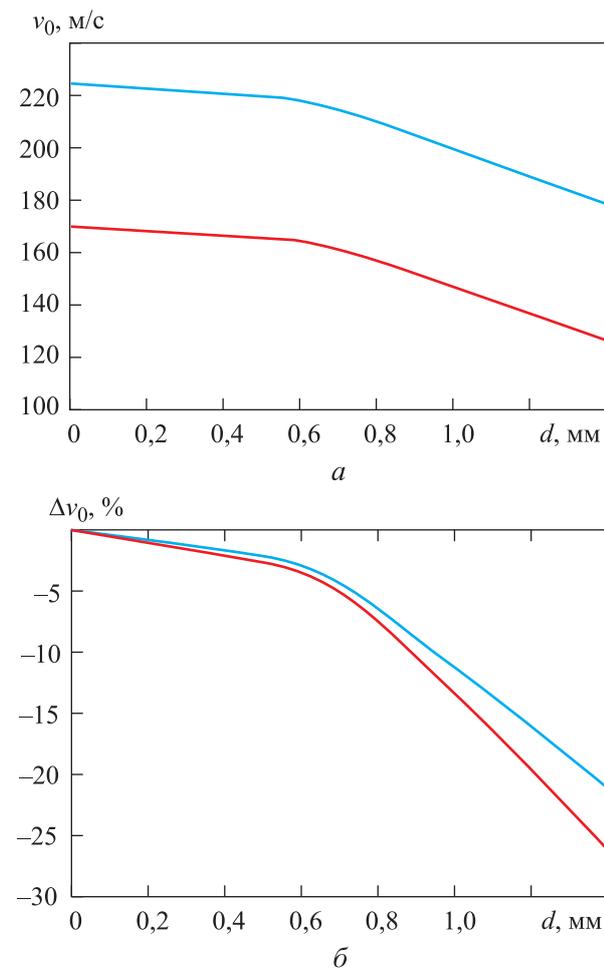


Рис. 4. Зависимости начальной скорости полета пули v_0 (а) и ее относительного прироста Δv_0 (б) от диаметра ЦК d при стрельбе без пыжа с числом Маха $M = 0,51$ (—) и $0,67$ (—)

Значения средней начальной скорости полета пули при различных значениях диаметра ЦК и числа Маха при стрельбе без пыжа указаны в табл. 3.

Зависимости начальной скорости полета пули v_0 и ее относительного прироста Δv_0 от диаметра ЦК d при стрельбе без пыжа с числом Маха $M = 0,51$ и $0,67$ приведены на рис. 4

Анализ рис. 4, позволяет сделать вывод, что снижение относительной начальной скорости \bar{v} вследствие увеличения диаметра ЦК одинаковое:

$$\bar{v} = \frac{\Delta v_0}{\Delta d} \approx \text{const} < 0,$$

где Δd — изменение диаметра ЦК.

Обработка результатов без реверсивного перетекания газа. Значения среднего коэффициента лобового сопротивления пули для различных значений диаметра ЦК и числа Маха при стрельбе с пыжом указаны в табл. 4.

Зависимости коэффициента лобового сопротивления c_{xa} и его относительного прироста Δc_{xa} от числа Маха M при стрельбе с пыжом пулями с разным диаметром ЦК приведены на рис. 5.

Анализ данных рис. 5 подтверждает гипотезу о снижении коэффициента лобового сопротивления для большей части результатов при стрельбе с пыжом из двух исследуемых винтовок.

Зависимости коэффициента лобового сопротивления пули c_{xa} и его относительного прироста Δc_{xa} от диаметра ЦК d при стрельбе с пыжом и числом Маха $M = 0,52$ и $0,64$ приведены на рис. 6.

Таблица 4
Значения среднего коэффициента лобового сопротивления пули для различных значений диаметра ЦК и числа Маха при стрельбе с пыжом

Диаметр ЦК d , мм	Средний коэффициент лобового сопротивления	
	$M = 0,52$	$M = 0,64$
0,0	0,48	0,61
0,6	0,44	0,49
0,8	0,46	0,52
1,0	0,47	0,50
1,2	0,49	0,52
1,4	0,51	0,53

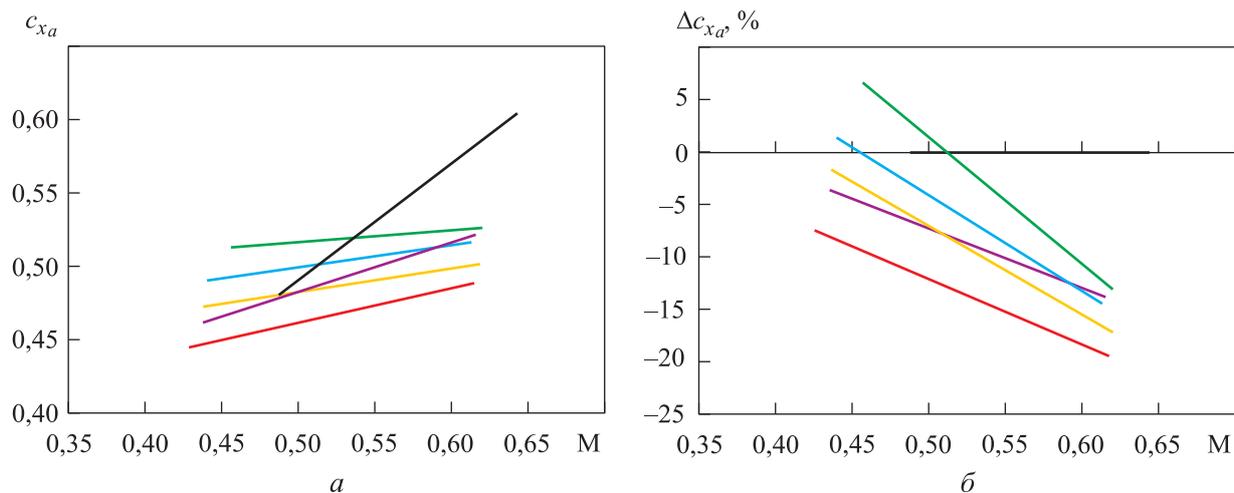


Рис. 5. Зависимости коэффициента лобового сопротивления c_{xa} (а) и его относительного прироста Δc_{xa} (б) от числа Маха M при стрельбе с пыжом пулями с диаметром ЦК $d = 0$ (—), 0,6 (—), 0,8 (—), 1,0 (—), 1,2 (—) и 1,4 мм (—)

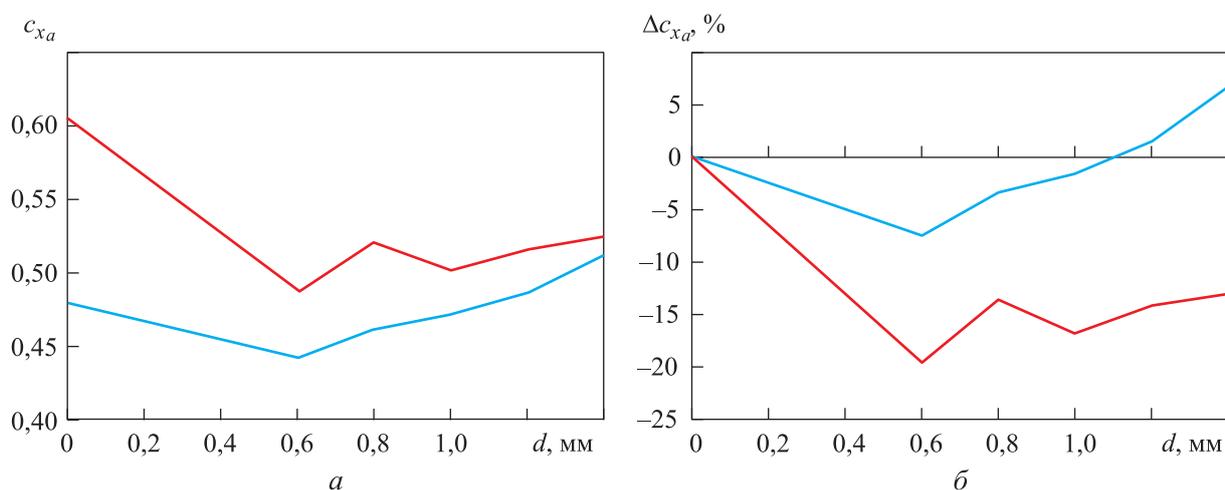


Рис. 6. Зависимости коэффициента лобового сопротивления пули c_{xa} (а) и его относительного прироста Δc_{xa} (б) от диаметра ЦК d при стрельбе с пыжом и числом Маха $M = 0,52$ (—) и $0,64$ (—)

Результаты исследования, приведенные в табл. 4 и на рис. 6, позволяют заключить, что оптимальным диаметром ЦК с точки зрения

уменьшения коэффициента лобового сопротивления является $d = 0,6$ мм. Это справедливо для обеих винтовок.

Таблица 5

Значения средней начальной скорости полета пули и среднеквадратичного отклонения для различных значений диаметра ЦК и числа Маха при стрельбе с пыжом

Диаметр ЦК d , мм	Средняя начальная скорость полета пули, м/с		Среднеквадратичное отклонение σ_v	
	$M = 0,52$	$M = 0,64$	$M = 0,52$	$M = 0,64$
0	166,2	219,0	2,6	2,9
0,6	144,9	209,7	6,5	2,1
0,8	148,9	209,1	4,4	2,5
1,0	148,7	210,9	7,0	1,7
1,2	149,6	208,3	9,6	6,5
1,4	155,7	211,1	8,2	8,0

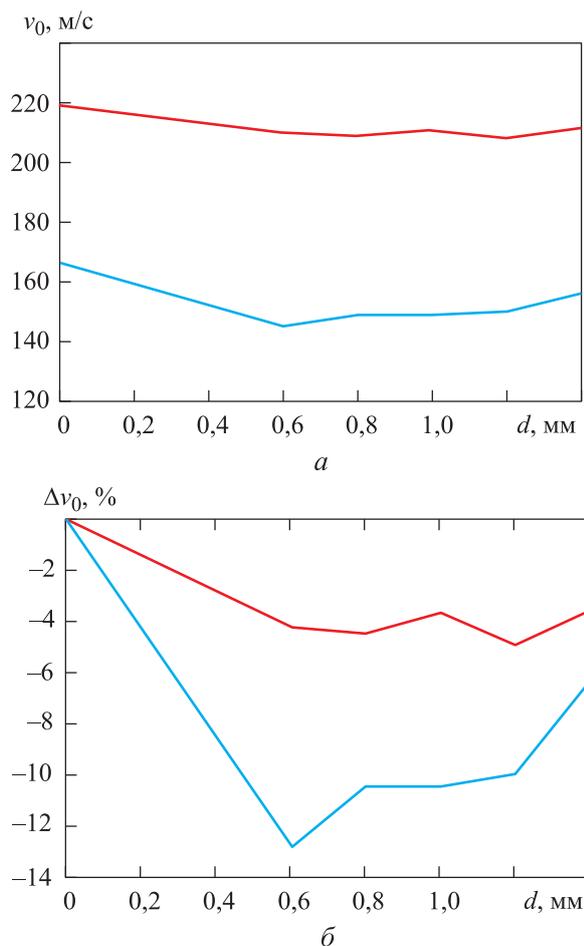


Рис. 7. Зависимости начальной скорости полета пули v_0 (а) и ее относительного прироста Δv_0 (б) от диаметра ЦК d при стрельбе с пыжом и числом Маха $M = 0,52$ (—) и $0,64$ (—)

Как и в случае с реверсивным перетеканием газа, для числа Маха $M = 0,64$ все значения относительного прироста коэффициента лобового сопротивления находились в отрицательной области, а максимум снижения этого параметра составил около 20 %. Для числа Маха $M = 0,52$ относительный прирост Δc_{xa} находился в отрицательной области при $d \leq 1,0$ мм, причем максимум в данном случае составил 7,5 %. Для больших диаметров наблюдалось некоторое превышение этого значения.

Литература

- [1] Илюхин С.Н., Москаленко В.О., Хлупнов А.И. Экспериментальные исследования влияния формы головной части пули на характеристики рассеивания при дозвуковых скоростях полета. *Аэрокосмический научный журнал*, 2015, № 5, URL: <https://core.ac.uk/download/pdf/267854578.pdf>
- [2] Cardew G.V. *Airgun from trigger to target*. G.V. & G.M. Cardew, 1995. 235 p.
- [3] Илюхин С.Н., Москаленко В.О., Булавина В.В. Исследование рассеивания и аэродинамического сопротивления модифицированных пуль при дозвуковых скоростях полета

Значения средней начальной скорости полета пули и среднеквадратичного отклонения при стрельбе с пыжом указаны в табл. 5.

Зависимости начальной скорости полета пули v_0 и ее относительного прироста Δv_0 от диаметра ЦК d при стрельбе с пыжом и числом Маха $M = 0,52$ и $0,64$ приведены на рис. 7.

Этот график позволяет оценить эффективность пыжа. Несложно заметить, что начальная скорость полета пули находится в узком диапазоне и не зависит от диаметра ЦК. Снижение начальной скорости модифицированных пуль относительно таковой для эталонной пули можно объяснить увеличением массы метаемого тела вследствие использования пыжа.

Выводы

1. Снижение коэффициента лобового сопротивления предложенных модификаций пули наблюдалось как при стрельбе без пыжа, так и с его применением.

2. При стрельбе с реверсивным перетеканием газа достигнуто снижение коэффициента лобового сопротивления, которое в среднем для числа Маха $M = 0,51$ составило 2,7 %, а для $M = 0,67$ — 9,5 %. Максимальное снижение достигло соответственно 3,9 и 12,2 %.

3. При стрельбе с использованием пыжа, отбрасываемого после выстрела, удалось исключить реверсивное перетекание воздуха в процессе движения пули в канале ствола. Для числа Маха $M = 0,52$ среднее снижение коэффициента лобового сопротивления составило 4,3 %, для $M = 0,64$ — 15,5 %. Максимальное снижение равнялось соответственно 7,5 и 19,3 %.

4. При стрельбе без пыжа среднее снижение начальной скорости полета достигло 14,1 % для числа Маха $M = 0,51$ и 11,7 % для $M = 0,67$. В баллистическом эксперименте с применением пыжа удалось снизить потери начальной скорости до 10 и 4,2 % для числа Маха $M = 0,52$ и $0,64$ соответственно.

- та на баллистической трассе. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2020, № 12, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-12-2039>
- [4] Богомолова П.Д. Особенности измерений траекторной скорости малогабаритных летательных аппаратов хронографами оптического типа. *Политехнический молодежный журнал*, 2017, № 8, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/2541-8009-2017-8-149>
- [5] Грабин В.В., Илюхин С.Н., Клишин А.Н. и др. *Проведение экспериментальных исследований на баллистической трассе*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. 37 с.
- [6] Илюхин С.Н. Методики нахождения коэффициента лобового сопротивления при проведении экспериментальных исследований на баллистической трассе. *Молодежный научно-технический вестник*, 2014, № 1. URL: <http://ainsnt.ru/doc/704437.html>
- [7] Ефремова М.Ю., Крюков П.В., Галактионов А.Ю. Численный расчет аэродинамических характеристик сферического тела с протоком при дозвуковых скоростях. *Лесной вестник*, 2015, № 2, с. 129–135.
- [8] Frank M., Schönekeß H., Jäger F. et al. Ballistic parameters of .177 (4.5 mm) caliber plastic-sleeved composite projectiles compared to conventional lead pellets. *Int. J. Legal Med.*, 2013, vol. 127, no. 6, pp. 1125–1130, doi: <https://doi.org/10.1007/s00414-013-0904-x>
- [9] Айрапетян В.С., Кислин М.А. Модернизация патронов для стрелкового оружия. *Интерэкспо Гео-Сибирь*, 2017, т. 8, с. 41–53.
- [10] Курилов И.Н. Расчет параметров для основного периода движения пули в нарезном стволе. *Известия ТулГУ. Технические науки*, 2018, № 11, с. 389–395.
- [11] Denny M. The internal ballistics of an air gun. *Phys. Teach.*, 2011, vol. 49, no. 2, art. 81, doi: <https://doi.org/10.1119/1.3543577>
- [12] Усанин С.Н., Чурсин А.А. Обеспечение эффективности контрольно-измерительных средств для проверки ствольных систем. *Известия ТулГУ. Технические науки*, 2018, № 11, с. 371–376.
- [13] Герасимов С.И., Одзериho И.А., Герасимова Р.В. и др. Безопасные условия проведения исследований с баллистическими установками. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2019, № 9, с. 105–114, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/0536-1044-2019-9-105-114>
- [14] Дмитриевский А.А., Лысенко Л.Н. *Внешняя баллистика*. Москва, Машиностроение, 2005. 608 с.
- [15] Вентцель Е.С. *Теория вероятностей*. Москва, Наука, 1973. 366 с.
- [16] Ким К.К., Крон И.Р., Ватулин Я.С. и др. Разработка метода по уменьшению лобового аэродинамического сопротивления капсулы трубопроводного транспорта. *Известия Петербургского университета путей сообщения*, 2019, № 2, с. 263–267.

References

- [1] Ilyukhin S.N., Moskalenko V.O., Khlupnov A.I. Experimentally studied influence of the bullet head shape on dispersion characteristics at subsonic airspeeds. *Aerokosmicheskii nauchnyy zhurnal* [Aerospace Scientific Journal], 2015, no. 5, URL: <https://core.ac.uk/download/pdf/267854578.pdf> (in Russ.).
- [2] Cardew G.V. *Airgun from trigger to target*. G.V. & G.M. Cardew, 1995. 235 p.
- [3] Ilyukhin S.N., Moskalenko V.O., Bulavina V.V. Investigation of dispersion and aerodynamic drag of modified bullets at subsonic flight speeds on a ballistic track. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2020, no. 12, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-12-2039> (in Russ.).
- [4] Bogomolova P.D. Specifics of measuring trajectory velocity of small aircraft by means of optical chronographs. *Politekhnikheskiy molodezhnyy zhurnal* [Politechnical Student Journal], 2017, no. 8, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/2541-8009-2017-8-149> (in Russ.).
- [5] Grabin V.V., Ilyukhin S.N., Klishin A.N. et al. *Provedenie eksperimental'nykh issledovaniy na ballisticheskoy trasse* [Research practice on a ballistic track]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2016. 37 p. (In Russ.).
- [6] Ilyukhin S.N. Method for definition of head drag coefficient at experimental studies on a ballistic track. *Molodezhnyy nauchno-tekhnicheskiiy vestnik*, 2014, no. 1. URL: <http://ainsnt.ru/doc/704437.html> (in Russ.).

- [7] Efremova M.Yu., Kryukov P.V., Galaktionov A.Yu. The numerical calculation of the aerodynamic characteristics of a spherical body with the channel at the subsonic speeds. *Lesnoy vestnik* [Forestry Bulletin], 2015, no. 2, pp. 129–135. (In Russ.).
- [8] Frank M., Schönekeß H., Jäger F. et al. Ballistic parameters of .177 (4.5 mm) caliber plastic-sleeved composite projectiles compared to conventional lead pellets. *Int. J. Legal Med.*, 2013, vol. 127, no. 6, pp. 1125–1130, doi: <https://doi.org/10.1007/s00414-013-0904-x>
- [9] Ayrapetyan V.S., Kislin M.A. Modernization of cartridges for small arms. *Interekspo Geo-Sibir'*, 2017, vol. 8, pp. 41–53. (In Russ.).
- [10] Kurilov I.N. The parameters calculation for the main bullet movement period in a rifled barrel. *Izvestiya TulGU. Tekhnicheskie nauki* [News of the Tula State University. Technical Sciences], 2018, no. 11, pp. 389–395. (In Russ.).
- [11] Denny M. The internal ballistics of an air gun. *Phys. Teach.*, 2011, vol. 49, no. 2, art. 81, doi: <https://doi.org/10.1119/1.3543577>
- [12] Usanin S.N., Chursin A.A. Providing the effectiveness measuring tools to check the receiver systems. *Izvestiya TulGU. Tekhnicheskie nauki* [News of the Tula State University. Technical Sciences], 2018, no. 11, pp. 371–376. (In Russ.).
- [13] Gerasimov S.I., Odzerikho I.A., Gerasimova R.V. et al. Safe conditions for conducting tests using ballistic facilities. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie* [BMSTU Journal of Mechanical Engineering], 2019, no. 9, pp. 105–114, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/0536-1044-2019-9-105-114> (in Russ.).
- [14] Dmitrievskiy A.A., Lysenko L.N. *Vneshnyaya ballistika* [External ballistics]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2005. 608 p. (In Russ.).
- [15] Venttsel' E.S. *Teoriya veroyatnostey* [Probability theory]. Moscow, Nauka Publ., 1973. 366 p. (In Russ.).
- [16] Kim K.K., Kron I.R., Vatulin Ya.S. et al. The development of the method on the reduction of aerodynamic drag of the pipeline transport capsule. *Izvestiya Peterburgskogo universiteta putey soobshcheniya* [Proceedings of Petersburg Transport University], 2019, no. 2, pp. 263–267. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию 21.06.2022

Информация об авторах

ИЛЮХИН Степан Николаевич — старший преподаватель кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, к. 1, e-mail: iljuchin.stepan@bmstu.ru).

МОСКАЛЕНКО Валерий Осипович — кандидат технических наук, доцент кафедры «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, к. 1, e-mail: moskalenko@bmstu.ru).

Information about the authors

ILYUKHIN Stepan Nikolaevich — Senior Lecturer, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: iljuchin.stepan@bmstu.ru).

MOSKALENKO Valery Osipovich — Candidate of Science (Eng.), Associate Professor, Department of Dynamics and Flight Control of Rockets and Spacecraft. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: moskalenko@bmstu.ru).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Илюхин С.Н., Москаленко В.О. Исследование лобового сопротивления малогабаритных летательных аппаратов при наличии продольного центрального сквозного канала. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2023, № 1, с. 85–93, doi: [10.18698/0536-1044-2023-1-85-93](https://doi.org/10.18698/0536-1044-2023-1-85-93)

Please cite this article in English as:

Iljukhin S.N., Moskalenko V.O. Investigation of the Drag of Small-Sized Aircraft in the Presence of a Longitudinal Central Through Channel. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2023, no. 1, pp. 85–93, doi: [10.18698/0536-1044-2023-1-85-93](https://doi.org/10.18698/0536-1044-2023-1-85-93)