

К ВОПРОСУ ОБ ЭФФЕКТИВНОСТИ ТОРМОЖЕНИЯ СНАРЯДА ДИСКОМ, РАСПОЛОЖЕННЫМ В ЕГО ХВОСТОВОЙ ЧАСТИ

Кравчук А.С.¹, Кравчук А.И.²

¹*Белорусский государственный экономический университет, Минск;*

²*Белорусский государственный университет, Минск*

Ключевые слова: аэродинамические устройства, устройства стабилизации тел, аэродинамическое торможение, метод конечных элементов FLOTRAN/ANSYS 10ED, вихревое дозвуковое обтекание воздухом.

Аннотация. Установлено, что использование аэродинамического тормоза в виде хвостового диска гораздо менее эффективно по сравнению с использованием баллистического кольца. Рассматриваемая конструкция аэродинамического тормоза может иметь определенный прикладной потенциал только при замене шарнирного закрепления диска на жесткое закрепление тупого конуса с диаметром основания, превосходящим диаметр (калибр) снаряда.

TO THE ISSUE THE EFFICIENCY OF BRAKING A PROJECTILE WITH A DISC LOCATED IN ITS TAIL

Kravchuk A.S.¹, Kravchuk A.I.²

¹*Belarusian State Economic University, Minsk;*

²*Belarusian State University, Minsk*

Keywords: aerodynamic devices, body stabilization devices, aerodynamic braking, finite element method FLOTRAN / ANSYS 10ED, vortex subsonic air flow.

Abstract. It has been found that the use of an aerodynamic brake in the form of a tail disc is much less effective than using a ballistic ring. The considered design of the aerodynamic brake can have a certain applied potential only when replacing the hinged disc attachment by a rigid attachment of a blunt cone with a base diameter exceeding the diameter (caliber) of the projectile.

Введение. Конструкциям тормозных аэродинамических устройств ракет и бомб посвящен ряд публикаций в основной своей массе патентов [1-3]. Данный интерес объясняется технической необходимостью торможения снаряда на траектории. Например, при резком торможении разведывательной крылатой ракеты над своей территорией после ее возвращения, либо торможения бомбы в начале своей траектории при отделении от носителя для уменьшения рассеивания и улучшения точности бомбометания [4].

Однако, у публикаций [1-3] есть существенный недостаток – некоторая умозрительность выводов, сделанных авторами в обосновании своего изобретения. Единственным исключением является публикация [1], в которой авторы ссылаются на результаты экспериментальных исследований, выполненных в аэродинамической трубе на базе МГУ.

Однако, исходя из опыта авторов этой статьи [4, 5], это обоснование выглядит недостаточно убедительно, т.к. не указаны скоростные режимы, при которых диск, закрепленный в хвосте пассивно летящего снаряда, может вызывать значительное торможение всей конструкции (рис. 1) [1]. Из описания изобретения [1] следует, что оно относится к устройствам стабилизации тел,

обтекаемых газом или жидкостью, в частности для стабилизации тел, движущихся в атмосфере и в водной среде. Однако на больших скоростях движения, например, в воздухе, на картину распределения сопротивления существенно влияет сжимаемость воздуха и результаты расчетов без учета сжимаемости становятся неверны.



Рис. 1. Конструкция тормозного диска в хвостовой части снаряда [1]

Вызывает также определенный скепсис высказывание авторов [1] о том, что тормозной диск для достижения наилучшего эффекта должен быть закреплен на расстоянии двух диаметров (калибров) от хвоста снаряда (рис. 1), но никакого обоснования (таблиц или графиков) этого утверждения, кроме как к неопределенной фразы об использовании аэродинамической трубы на базе МГУ, нет.

Кроме того, совершенно непонятно с инженерной точки зрения шарнирное крепление тормозного диска (рис. 1) [1]. Если это отсылка к идее самоустанавливающихся механизмов, то вовсе неудачная, т.к., очевидно, что в хвосте боеприпаса для увеличения результата действия подобной конструкции стабилизатора должна быть жестко закреплена и побуждать боеприпас установиться строго против набегающего потока. Более того, для того чтобы ориентировать (принуждать установиться) боеприпас строго против набегающего потока, в хвосте боеприпаса должен быть закреплен не диск, а тупой конус.

Целью данной работы является всестороннее обсуждение возможности использования и эффективности применения тормозного устройства в виде диска, изображенного на рисунке 1 [1].

Единственным упрощением является то, что для сведения задачи к осесимметричной авторам данного исследования пришлось жестко закрепить диск относительно оси симметрии снаряда.

Постановка задачи. Рассматривается пассивный снаряд с тормозным диском, жестко закрепленным в хвостовой части. Снаряд движется с постоянной скоростью в воздушном пространстве без теплопередачи. Предполагая неподвижность снаряда, задача сводится к исследованию течения, описанного вокруг оси симметрии боеприпаса цилиндрического объема газовой среды, диаметр основания и длина которого существенно больше калибра и длины снаряда с учетом тормозного диска.

Основываясь на осесимметричности геометрии модели и используя специфику решения гидродинамических задач средствами ANSYS/FLOTTRAN, в данном случае достаточно рассмотреть плоское радиальное сечение цилиндрического фрагмента воздушной среды, обтекающей плоский недеформируемый профиль радиального сечения снаряда с закрепленным тормозным диском.

Описание параметров модели. В данном исследовании используются следующие наименования геометрических параметров модели (рис. 2): L (м) – общая длина снаряда с учетом тормозного диска, L_0 (м) – длина конической

формы головной части, $L1$ (м) – длина скругления (гладкого перехода из конической головной части в цилиндрическую), $L2$ (м) – длина цилиндрической части снаряда, $L3$ (м) – длина конической хвостовой части снаряда (если коническая хвостовая часть отсутствует, то $L3 = 0$), $L4$ (м) – штанги крепления дискового или конического тормоза, $L5$ (м) – высота конуса (если тормоз дисковый, то $L5 = 0$), $R0$ (м) – радиус основания конической носовой части, $R1$ (м) – наибольший радиус снаряда (половина калибра), $R2$ (м) – радиус диска или основания конуса для торможения. Предполагая, что радиус штанги крепления тормозного диска или конуса равен толщине диска или конуса, введем обозначение H (м) для данного параметра. Кроме того, будут использоваться параметры, $V0$ – скорость набегающего потока воздуха (100 м/с) [4], $T0$ – температура окружающей среды (20°C).

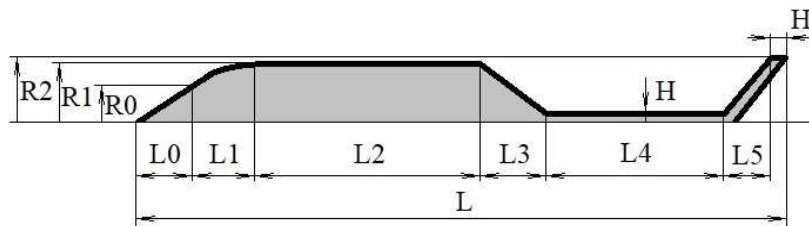


Рис. 2. Геометрические параметры осевого сечения снаряда с тормозным диском

Построение конечно-элементной модели расчетной области. Команды построения конечно-элементной модели поставленной задачи приведены в таблицах 1 и 2.

Табл. 1. Код APDL построения геометрии осевого сечения модели

N	Команды	N	Команды
1.	/FILENAME, Bomb, 0	29.	X(5) = H
2.	/PREP7	30.	Y(5) = L1 + L2 + L3 + 2*L
3.	ET, 1, FLUID141	31.	X(6) = H
4.	KEYOPT, 1, 3, 1	32.	Y(6) = L1 + L2 + L3 + L4 + 2*L
5.	N=25	33.	X(7) = R2
6.	R1 = 0.265	34.	Y(7) = L1 + L2 + L3 + L4 + L5 + 2*L
7.	R0 = 0.7*R1	35.	X(8) = R2
8.	R2 = 1*R1	36.	Y(8) = 3*L
9.	L0 = 2.6*R0	37.	X(9) = 0
10.	L1 = 3*R1	38.	Y(9) = 3*L - L5
11.	L2 = 3*R1	39.	X(10) = 0
12.	L3 = 3*R1	40.	Y(10) = 5*L
13.	L4 = 2*R1	41.	X(11) = 10*R1
14.	L5 = 0	42.	Y(11) = 5*L
15.	H = 0.03*R1	43.	X(12) = 10*R1
16.	L = L1 + L2 + L3 + L4 + L5 + H	44.	Y(12) = 0
17.	V0 = 10	45.	X(13) = 0
18.	T0 = 20	46.	Y(13) = 0
19.	*DIM, X, ARRAY, 13	47.	*DO, i, 1, 13
20.	*DIM, Y, ARRAY, 13	48.	K, i, X(i), Y(i)
21.	X(1) = 0	49.	*ENDDO
22.	Y(1) = 2*L	50.	LSTR, 1, 2

23.	X(2) = R0	51.	BSPLIN, 2, , , , , 3, - COS(ATAN((Y(2)-Y(1))/(X(2)- X(1)))), -SIN(ATAN((Y(2)- Y(1))/(X(2)-X(1)))), 0, 0, 1, 0
24.	Y(2) = L0 + 2*L	52.	*DO, i, 3, 12
25.	X(3) = R1	53.	LSTR, i, i+1
26.	Y(3) = L1 + 2*L	54.	*ENDDO
27.	X(4) = R1	55.	LSTR, 13, 1
28.	Y(4) = L1 + L2 + 2*L	56.	AL, ALL

Табл. 2. Команды подготовки и построения свободного разбиения модели

N	Команды	N	Команды
1.	*DO, i, 1, 8, 1	5.	MSHMID, 0
2.	LESIZE, i, L/(2*N)	6.	MSHKEY, 0
3.	*ENDDO	7.	AMESH, ALL
4.	AESIZE, ALL, L/N	8.	---

Поскольку список команд остается таким же как в уже опубликованных статьях авторов [4, 5], то читатель без труда сможет самостоятельно найти их описание в указанных работах.

Отметим только, что поскольку в данном случае авторами создавалась более универсальная модель, чем в ранних публикациях [4, 5], то в данном случае авторы остановились на использовании свободного разбиения (табл. 2).

Задание краевых условий. Команды, приведенные в таблице 3, устанавливают краевые условия задачи обтекания профиля радиального сечения снаряда с тормозным диском: скорость набегающего потока воды, выбор линий профиля снаряда с аэродинамическим тормозом и условия прилипания на его границе, условия осесимметричности задачи, а также условия отсутствия избыточного давления на фронтальной, задней и боковой границах среды определяется командами в строках.

Табл. 3. Команды задания краевых условий

N	Команды	N	Команды
1.	DL, 12, , VX, 0, 1	7.	DL, 9, , VX, 0, 1
2.	DL, 12, , VY, V0, 1	8.	DL, 13, , VX, 0, 1
3.	LSEL, S, LINE, , 1, 8	9.	DL, 10, , PRES, 0, 1
4.	DL, ALL, , VX, 0, 1	10.	DL, 11, , PRES, 0, 1
5.	DL, ALL, , VY, 0, 1	11.	DL, 12, , PRES, 0, 1
6.	ALLSEL, ALL	12.	---

Определение параметров среды и решение задачи. Предполагается, что профиль радиального сечения снаряда обтекается воздухом без теплообмена с известными значениями скорости, давления, плотности, вязкости и температуры набегающего потока. Таким образом, течение вязкой среды является стационарным, адиабатическим и, с учетом геометрии профиля снаряда, турбулентным. Команды указания параметров среды (воздуха), а также параметров решения поставленной задачи приведены в таблице 4.

Табл. 4. Команды определения параметров среды и решения задачи

N	Команды	N	Команды
1.	FLDATA7, PROT, DENS, AIR-SI	12.	FLDATA1, SOLU, TURB, 1
2.	FLDATA13, VARY, DENS, T	13.	FLDATA1, SOLU, COMP, 1
3.	FLDATA7, PROT, VISC, AIR-SI	14.	FLDATA24, TURB, MODL, 1
4.	FLDATA13, VARY, VISC, T	15.	FLDATA37, ALGR, SEGR, SIMPLEF
5.	FLDATA7, PROT, COND, AIR-SI	16.	FLDATA2, ITER, EXEC, 300
6.	FLDATA13, VARY, COND, T	17.	FLDATA34, MIR, MOME, 0.99
7.	FLDATA7, PROT, SPHT, AIR-SI	18.	FLDATA34, MIR, TURB, 0.99
8.	FLDATA13, VARY, SPHT, T	19.	FLDATA34, MIR, TEMP, 0.99
9.	FLDATA14, TEMP, TTOT, 273+T0+V0*V0/2008	20.	/SOL
10.	FLDATA1, SOLU, TRAN, 0	21.	SOLVE
11.	FLDATA1, SOLU, TEMP, 0	22.	---

Отображение результатов решения. Поскольку задача установившегося движения воздуха решается итерационно, для получения доступа к результатам анализа необходимо просчитать последние по времени данные решения с помощью последовательности первых двух команд из таблицы 5, а для отображения модели в осесимметричном виде перед отображением результатов необходимо воспользоваться третьей командой из таблицы 5. После этого можно отобразить, например, распределение кинетической энергии турбулентного вихря в хвостовой части снаряда (команда PLNSOL, ENKE) или давлений (команда PLNSOL, PRES) (рис. 3).

Табл. 5. Команды подготовки к просмотру результатов в пространственном виде

N	Команды
1.	/POST1
2.	SET, LAST
3.	/EXPAND, 18, AXIS, HALF, ,10

Результаты вариации параметров решения задачи. Необходимость создания параметрической модели снаряда с тормозным диском в его хвосте была продиктована потребностью создания всестороннего инструмента анализа данной конструкции тормозного устройства и ее превосходства над уже существующими, например, применением баллистического кольца [4]. Необходимо сразу отметить, что, безусловно, рассматриваемый вариант аэродинамического тормоза в виде диска в хвостовой части снаряда гораздо более предпочтителен, чем баллистическое кольцо.

Это объясняется тем, что применение баллистического кольца вызывает в основной массе боеприпасов кувирание при падении, что может существенно уменьшить величину ударного воздействия на объект, более того, при неудачном стечении обстоятельств, бомба вообще может не разорваться.

Однако эффективность торможения баллистическим кольцом, закрепленным в головной части боеприпаса, значительно выше [4] (более чем в полтора раза), чем с помощью диска, закрепленного в конце снаряда (рис. 3, 4).

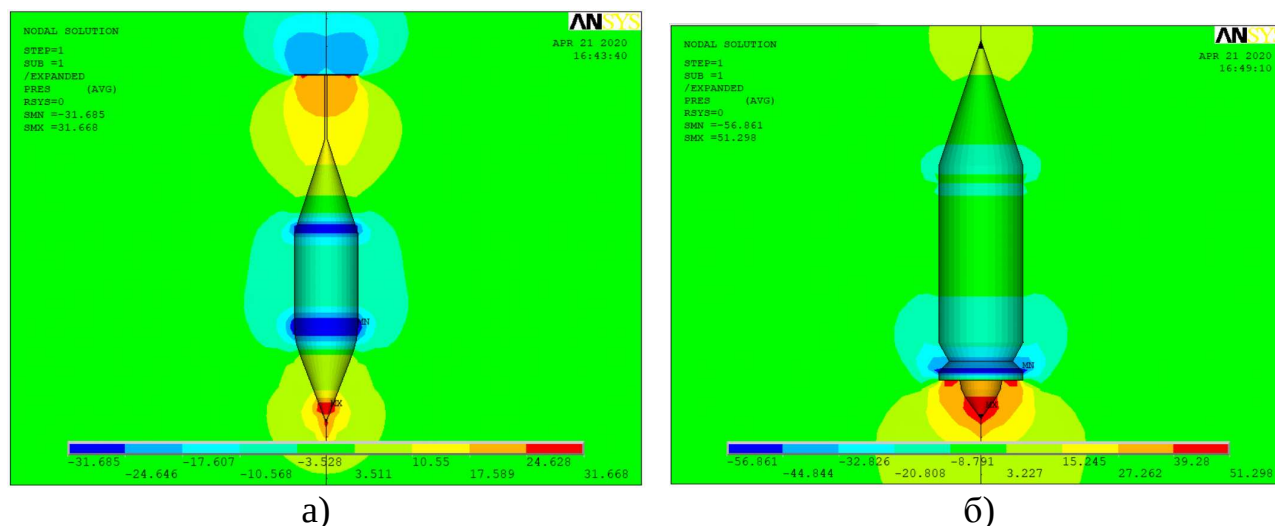


Рис. 3. Распределение давления в хвостовой части снаряда с тормозом в виде диска (а) ($L_5 = 0$, $R_2 = R_1$) и с баллистическим кольцом (б) при скорости набегающего потока $V_0 = 10$ м/с

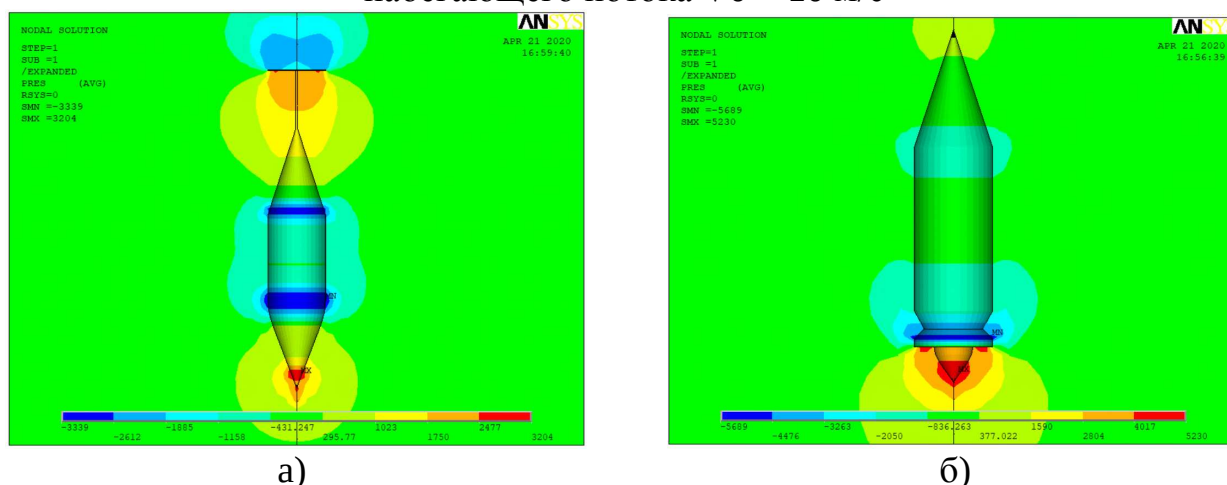


Рис. 4. Распределение давления в хвостовой части снаряда с тормозом в виде диска (а) ($L_5 = 0$, $R_2 = R_1$) и с баллистическим кольцом (б) при скорости набегающего потока $V_0 = 100$ м/с

Более того, эффективность торможения с помощью диска закрепленного в хвосте снаряда (рис. 1), должна снижаться при возрастании скорости полета боеприпаса, т.к. диск расположен фактически в аэродинамическом следе боеприпаса.

Учитывая, что практические скорости набегающего потока в случае использования рассматриваемой конструкции аэродинамического тормоза в виде диска, закрепленного в хвостовой части боеприпаса, начинаются со скоростей движения носителя и только увеличиваются при падении, то применение аэродинамического тормоза в виде диска диаметром совпадающим со снарядом, гораздо ниже по эффективности по сравнению с обычно применяемым баллистическим кольцом.

Выводы. Установлено, что использование аэродинамического тормоза в виде хвостового диска гораздо менее эффективно по сравнению с использованием баллистического кольца. Кроме того, рассматриваемая конструкция (рис. 1) оснащена шарнирным соединением диска и стержня для

крепления кольца, что совершенно бессмысленно, т.к. не диск должен устанавливаться по движению снаряда, а наоборот, диск должен побуждать снаряд устанавливаться строго против набегающего потока. Поэтому рассматриваемая конструкция аэродинамического тормоза (рис. 1) может иметь определенный прикладной потенциал только при замене шарнирного закрепления диска на жесткое закрепление тупого конуса с диаметром основания, превосходящим диаметр (калибр) снаряда. В этом случае конус обеспечит наилучшее ориентирование оси снаряда против набегающего потока при создании определенного лобового сопротивления, которое в любом случае будет значительно меньше сопротивления, создаваемого баллистическим кольцом.

Список литературы

1. Патент №2432545 РФ. Устройства стабилизации тела / Баранников С.Н., Гувернюк С.В., Зубков А.Ф., Симоненко М.М. – Оpubл. 27.10.2011, Бюл. №30.
2. Патент №2026530 РФ. Летательный аппарат с тормозным аэродинамическим устройством / Даньшин А.П., Тараканов И.А., Храпов А.В. – Оpubл. 09.01.1995.
3. Патент №93057793 РФ. Спусковое устройство для скоростного летательного аппарата /Таланов Б.П. – Оpubл. 20.02.1996.
4. Кравчук А.С. Влияние баллистического кольца на дозвуковую аэродинамику авиационной бомбы / А.С. Кравчук, И.О. Соколов, А.Ф. Смалюк, А.И. Кравчук // Машиностроение: республиканский межведомственный сборник научных трудов, Вып. 32 / глав. ред. В.К. Шелег. – Минск: БНТУ, 2020. – С.99-105.
5. Кравчук А.С. Оценка влияния плоского локатора в головном отделении самонаведения на гидродинамику торпед «Физик» и «Футляр» / А.С. Кравчук // Мехатроника, автоматика и робототехника. – 2020. – № 5. – С. 34-41.

Сведения об авторах:

Кравчук Александр Степанович – д.ф.-м.н., доцент, профессор кафедры экономической информатики, БГЭУ, Минск, Беларусь;

Кравчук Анжелика Ивановна – к.ф.-м.н., доцент, доцент кафедры веб-технологий и компьютерного моделирования, БГУ, Минск, Беларусь.