

УДК 533.696.8

## **Моделирование процессов стабилизации летательного аппарата за счет наличия надстроек в кормовой части**

*Пылыпина А.С., студент  
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана,  
кафедра «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов»*

*Научный руководитель: Столярова Е.Г., доцент  
Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана  
[kafsm3@sm.bmstu.ru](mailto:kafsm3@sm.bmstu.ru)*

### **Введение**

В современной аэродинамике особое внимание уделяется управлению и стабилизации летательных аппаратов. Для этого проводятся многочисленные эксперименты и программные расчеты, которые позволяют улучшить аэродинамические характеристики, и как следствие управляемость и стабилизацию.

**Стабилизация летательного аппарата** – это выдерживание постоянного во времени значения какого-либо параметра (скорость, высота и т.п.), характеризующего режим полета, при действии возмущений.

При движении тела случайное возмущение (начальный скачок при сходе со стартового устройства, порывы ветра, отклонение от заданного режима работы двигателей и т.д.) может привести к изменению углов атаки и скольжения. Возникающий вследствие этого момент приводит после прекращения действия возмущения к изменению этих углов.

Если при изменении углы атаки и скольжения стремятся к первоначальным значениям, то полет называется статически устойчивым. Если отклонение продолжает возрастать, то полет называется статически неустойчивым.

Стабилизировать летательный аппарат можно с помощью различных органов управления, таких как, аэродинамическая юбка, выдвижные щитки, а также с помощью оперения. Еще стабилизация может быть достигнута за счет вращения летательного аппарата.

Обычный («гладкий») корпус летательного аппарата не обладает статической устойчивостью, так как его центр давления расположен впереди центра масс. Положительного запаса этой устойчивости можно добиться, сдвинув ко дну тела его центр давления, чтобы он оказался за центром масс.

<http://sntbul.bmstu.ru/doc/605935.html>

Чтобы определить, как лучше всего стабилизировать летательный аппарат необходимо провести расчеты и эксперименты. В прошлом ученым приходилось проводить все расчеты вручную, а на подготовку эксперимента уходил ни один месяц. В настоящее время, обладая большими компьютерными мощностями, расчеты можно проводить с помощью различных программных сред, а эксперименты – в различных программных пакетах, которые сокращают время работы человека и дают необходимые результаты.

В данной работе будет рассмотрен летательный аппарат, имеющий дисковую надстройку в кормовой части.

### **Суть работы и полученные результаты**

Рассматриваемый летательный аппарат представляет собой конус, соединенный с цилиндром. Также имеет выдвижную кормовую часть в виде стержня с диском.

### **Размеры модели:**

Длина конуса – 2м;

Длина цилиндра – 4м;

Диаметр цилиндра – 1м;

Длина стержня – 0м; 2м; 4м;

Диаметр стержня – 0,2м;

Диаметр диска – 1м.

$\alpha = 0 \div 5^\circ; 0 \div 10^\circ$ .

$\beta_k = 10^\circ, 15^\circ$ .

M=3; 4.

Расчеты были проведены в программной среде C++. Для расчета параметров на конусе был использован метод местных конусов, на цилиндре – метод Прандтля-Майера, параметры за цилиндром рассчитывались в зависимости от того, где располагался выдвижной диск (был задвинут полностью, выдвинут на 2м или на 4м).

В таблицах 1 и 2 отображены значения аэродинамических коэффициентов для каверн закрытого и открытого типа соответственно. На рисунках приводятся зависимости этих коэффициентов от углов атаки.

Полученные зависимости  $C_y(\alpha), C_x(\alpha), m_z(\alpha)$  построены при постоянной длине стержня  $L_{str}$ , равенстве диаметров цилиндра ( $D_{cil}$ ) и диска ( $D_{disk}$ ) и отношении диаметра цилиндра к диаметру стержня как  $\frac{D_{cil}}{D_{str}} = 5$

В качестве площади миделевого сечения принята площадь поперечного сечения цилиндра.

Таблица 1

Значения аэродинамических коэффициентов для каверны закрытого типа при различных углах атаки и углах полураствора конуса

M	$\alpha^\circ$	$\beta_k$	$C_x$	$C_y$	$m_z$
3	0	10	0,374378	0	0
3	2	10	0,375587	0,320256	-0,102
3	5	10	0,380239	0,81247	-0,251
4	0	10	0,250395	0	0
4	2	10	0,251483	0,1878	-0,074
4	5	10	0,256689	0,45022	-0,211
3	0	15	0,462648	0	0
3	5	15	0,467908	0,487201	-0,244
3	10	15	0,48356	1,08307	-0,471
4	0	15	0,331927	0	0
4	5	15	0,337832	0,265326	-0,17
4	10	15	0,354934	0,578182	-0,364

Таблица 2

Значения аэродинамических коэффициентов для каверны открытого типа при различных углах атаки и углах полураствора конуса

M	$\alpha^\circ$	$\beta_k$	$C_x$	$C_y$	$m_z$
3	0	10	0,0935012	0	0
3	2	10	0,0944395	0,0833657	-0,09
3	5	10	0,0997068	0,434338	-0,24
4	0	10	0,0829096	0	0
4	2	10	0,0839753	0,118577	-0,075
4	5	10	0,0894085	0,288104	-0,2
3	0	15	0,179084	0	0
3	5	15	0,184835	0,626812	-0,23
3	10	15	0,201941	1,41483	-0,435
4	0	15	0,164273	0	0
4	5	15	0,170291	0,28818	-0,16
4	10	15	0,187962	0,646998	-0,37

На рис.1 и рис.2 приведены зависимости коэффициента продольной силы от угла атаки для каверн закрытого и открытого типов соответственно. Данные зависимости носят нелинейный характер. При увеличении числа Маха коэффициент продольной силы уменьшается. При увеличении угла атаки данный коэффициент увеличивается. Уменьшение угла полураствора конуса на  $5^\circ$  приводит к сильному уменьшению  $C_x$ , а, следовательно, и продольной силы.

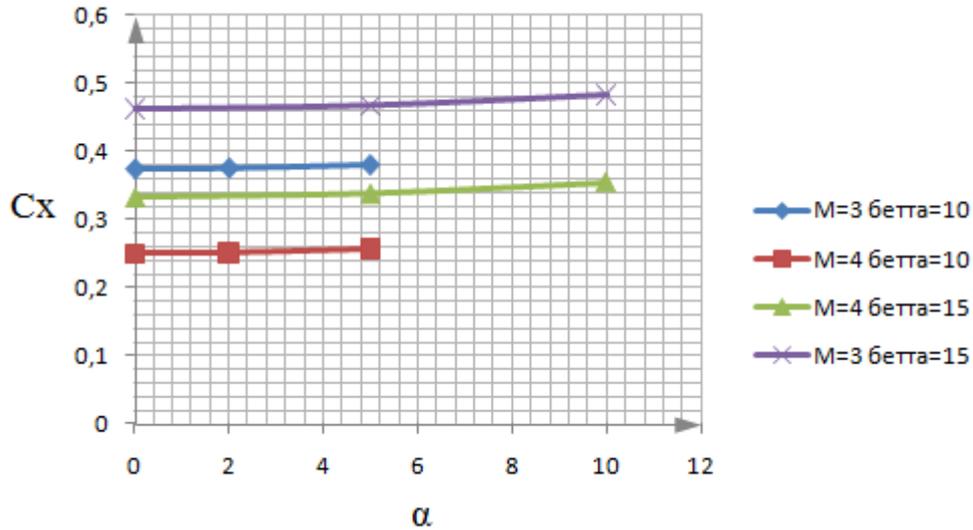


Рис. 1. Зависимость коэффициента продольной силы ( $C_x$ ) от угла атаки ( $\alpha$ ) для каверны закрытого типа

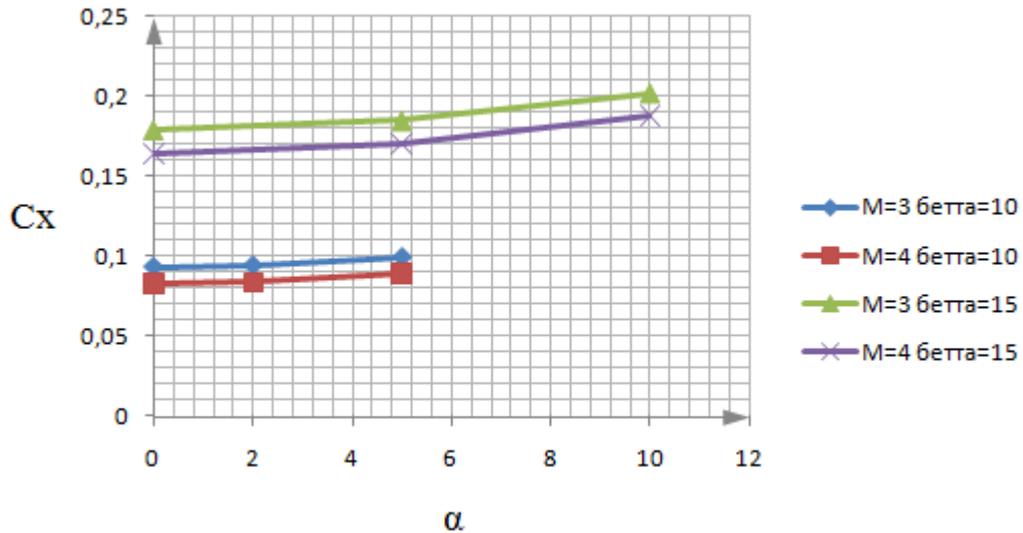


Рис. 2. Зависимость коэффициента продольной силы ( $C_x$ ) от угла атаки ( $\alpha$ ) для каверны открытого типа

На рис.3 и рис.4 приведены зависимости коэффициента нормальной силы от угла атаки для каверн закрытого и открытого типов соответственно. Полученные зависимости аэродинамического коэффициента нормальной силы от угла атаки  $C_y(\alpha)$  для открытой и закрытой каверн имеют линейный характер.

Из рисунков видно (см. рис.3,4), что при увеличении числа Маха ( $M_\infty$ )  $C_y(\alpha)$  уменьшается, при увеличении угла атаки ( $\alpha$ )  $C_y(\alpha)$  увеличивается.

Изменения коэффициента нормальной силы как для открытой, так и для закрытой каверны, видно что на максимальном угле атаки  $\alpha=10^\circ$  (при  $\beta_k = 15^\circ$ )  $C_y(\alpha)$

имеет большое значение в диапазоне (0,8;1,4), т.е. наличие большой нормальной силы. Это объясняется достаточно большим удлинением всего тела.

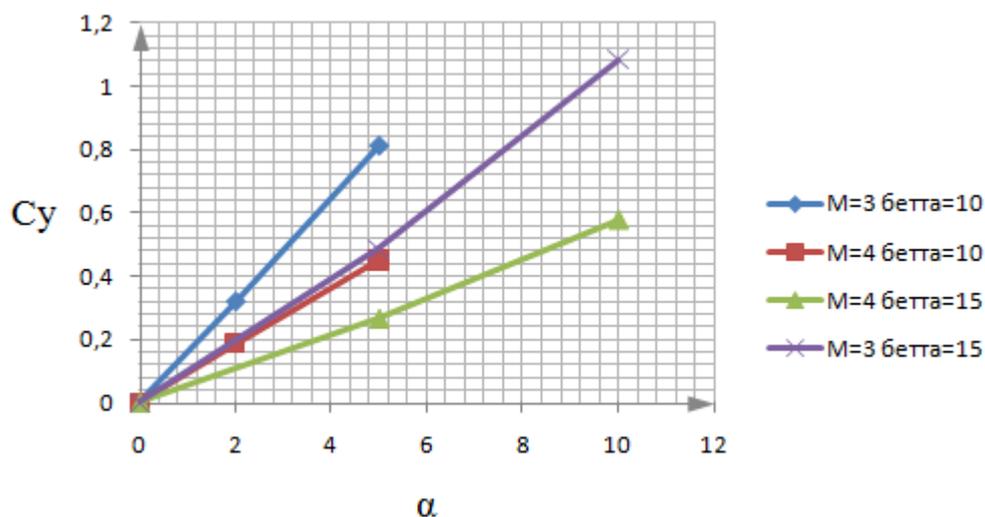


Рис. 3. Зависимость коэффициента нормальной силы ( $C_y$ ) от угла атаки ( $\alpha$ ) для каверны закрытого типа

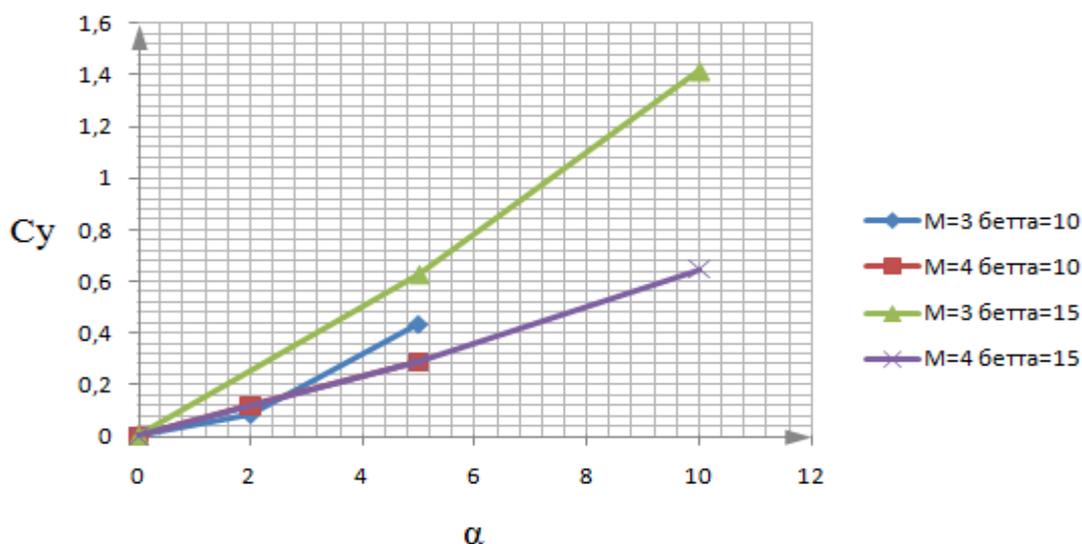


Рис. 4. Зависимость коэффициента нормальной силы ( $C_y$ ) от угла атаки ( $\alpha$ ) для каверны открытого типа

На рис.5 и рис.6 приведены зависимости коэффициента момента тангажа от угла атаки для каверн закрытого и открытого типов соответственно. При увеличении числа Маха коэффициент момента тангажа увеличивается, при увеличении угла атаки коэффициент момента тангажа уменьшается. Уменьшение угла полураствора конуса на  $5^\circ$  приводит к уменьшению  $m_z^\alpha$ . Тело статически устойчиво ( $m_z^\alpha < 0$ ).

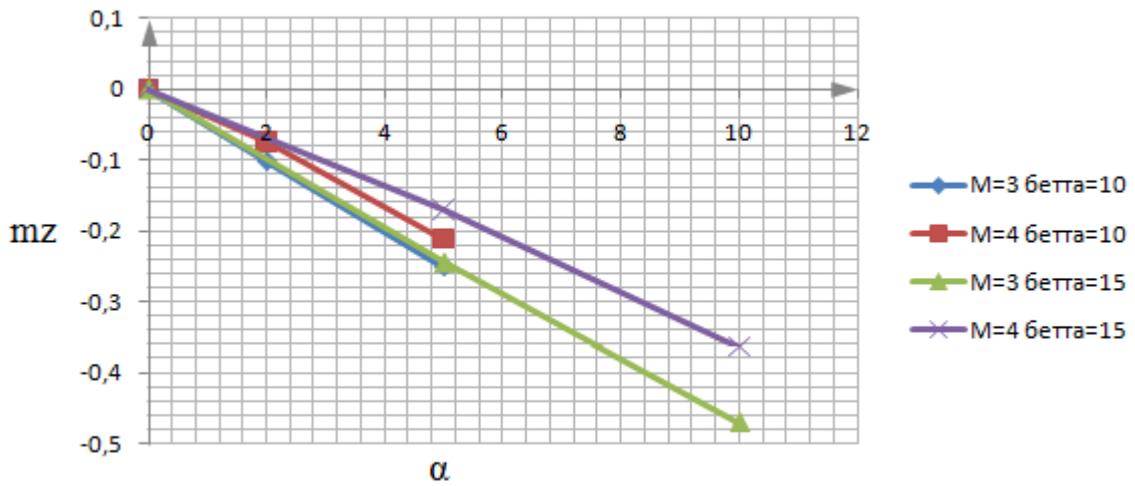


Рис. 5. Зависимость коэффициента момента тангажа ( $m_z$ ) от угла атаки ( $\alpha$ ) для каверны закрытого типа

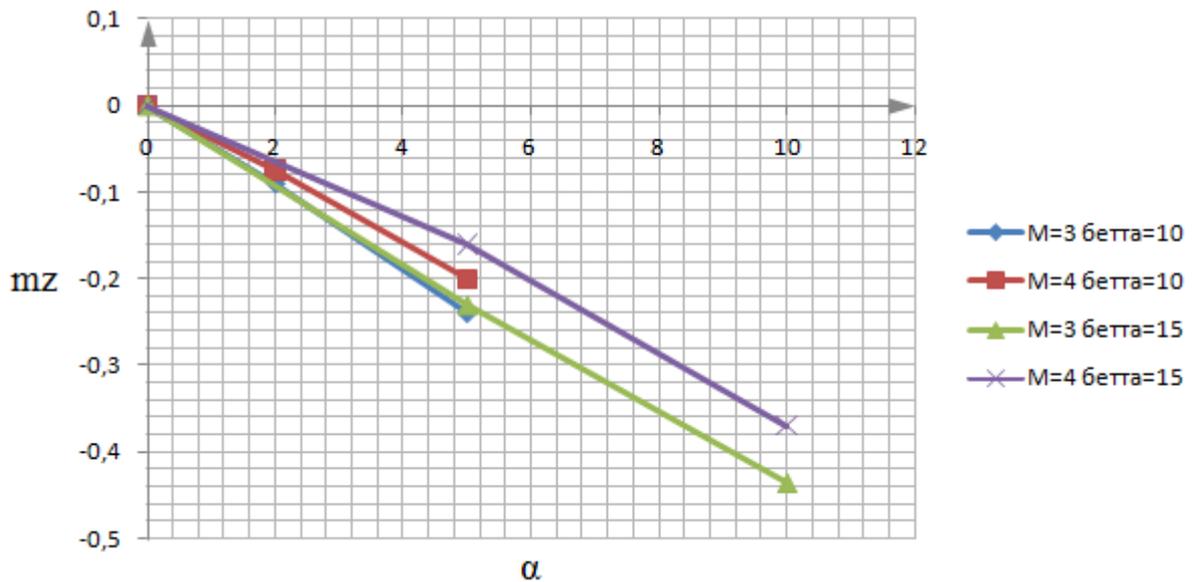


Рис. 6. Зависимость коэффициента момента тангажа ( $m_z$ ) от угла атаки ( $\alpha$ ) для каверны открытого типа

Затем были проведены параметрические исследования, в результате которых были получены изменения относительного центра давления (координата центра давления от носка тела, отнесенная к длине системы конус-цилиндр) от геометрических параметров.

Ниже в таблицах 3, 4, 5 представлены результаты расчетов зависимости относительного центра давления от длины цилиндра без каверны, открытая и закрытая каверны.

Таблица 3

Значения относительной координаты центра давления  $\bar{x}_{ц.д.}$  для тела без каверны

М	$\alpha^\circ$	$\beta_k$	$\bar{x}_{ц.д.}$	$L_{cil}$
3	5	15	0,3	1
			0,37	2
			0,43	3
			0,52	4
			0,6	5

Таблица 4

Значения относительной координаты центра давления  $\bar{x}_{ц.д.}$  для каверны открытого типа

М	$\alpha^\circ$	$\beta_k$	$\bar{x}_{ц.д.}$	$L_{cil}$
3	5	15	0,32	1
			0,4	2
			0,46	3
			0,54	4
			0,615	5

Таблица 5

Значения относительной координаты центра давления  $\bar{x}_{ц.д.}$  для каверны закрытого типа

М	$\alpha^\circ$	$\beta_k$	$\bar{x}_{ц.д.}$	$L_{cil}$
3	5	15	0,42	1
			0,5	2
			0,56	3
			0,63	4
			0,71	5

На рис.7 представлена зависимость  $\bar{x}_{ц.д.}(L_{cil})$  для трех случаев:

- 1) кормовая надстройка задвинута полностью;
- 2) кормовая надстройка образует каверну открытого типа;
- 3) кормовая надстройка образует каверну закрытого типа.

Полученные зависимости построены при  $M_\infty=3$ ,  $\beta_k = 15^\circ$ ,  $\alpha=5^\circ$ . Полученные зависимости имеют прямолинейный характер. При увеличении длины цилиндра  $L_{cil}$  центр давления сдвигается к кормовой части.

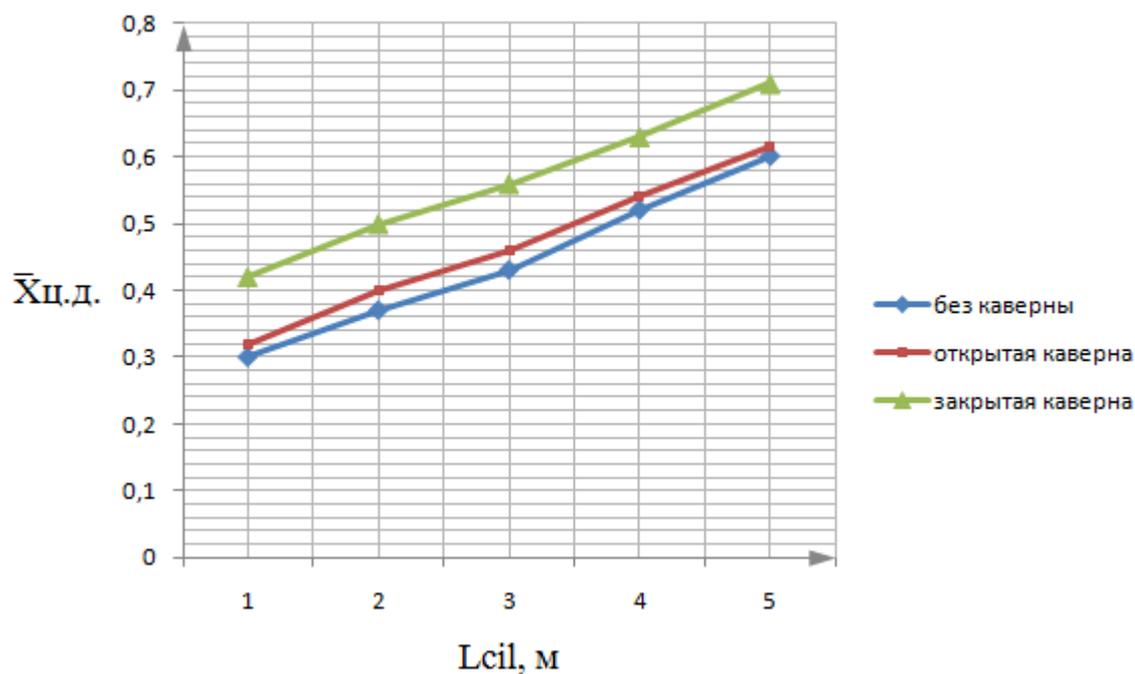


Рис. 7. Зависимость  $\bar{x}_{ц.д.}(L_{cil})$

В таблицах 6, 7 представлены результаты расчетов зависимости относительного центра давления от отношения диаметра стержня к диаметру цилиндра.

Таблица 6

Значения относительной координаты центра давления  $\bar{x}_{ц.д.}$  для каверны открытого типа

M	$\alpha^\circ$	$\beta_k$	$\bar{x}_{ц.д.}$	$D_{str} / D_{cil}$
3	5	15	0,53	0,2
			0,56	0,3
			0,58	0,4
			0,6	0,5
			0,61	0,6
			0,619	0,7
			0,621	0,8

Таблица 7

Значения относительной координаты центра давления  $\bar{x}_{ц.д.}$  для каверны закрытого типа

M	$\alpha^\circ$	$\beta_k$	$\bar{x}_{ц.д.}$	$D_{str} / D_{cil}$
3	5	15	0,64	0,2
			0,7	0,3
			0,75	0,4
			0,78	0,5
			0,8	0,6
			0,805	0,7
			0,814	0,8

На рис. 8 представлена зависимость  $\bar{x}_{ц.д.}(D_{str} / D_{cil})$  для каверн открытого и закрытого типов. Полученные зависимости построены при  $M_\infty=3$ ,  $\beta_k = 15^\circ$ ,  $\alpha=5^\circ$ . Графики имеют нелинейный характер и при увеличении  $D_{str} / D_{cil}$  центр давления сдвигается к кормовой части.

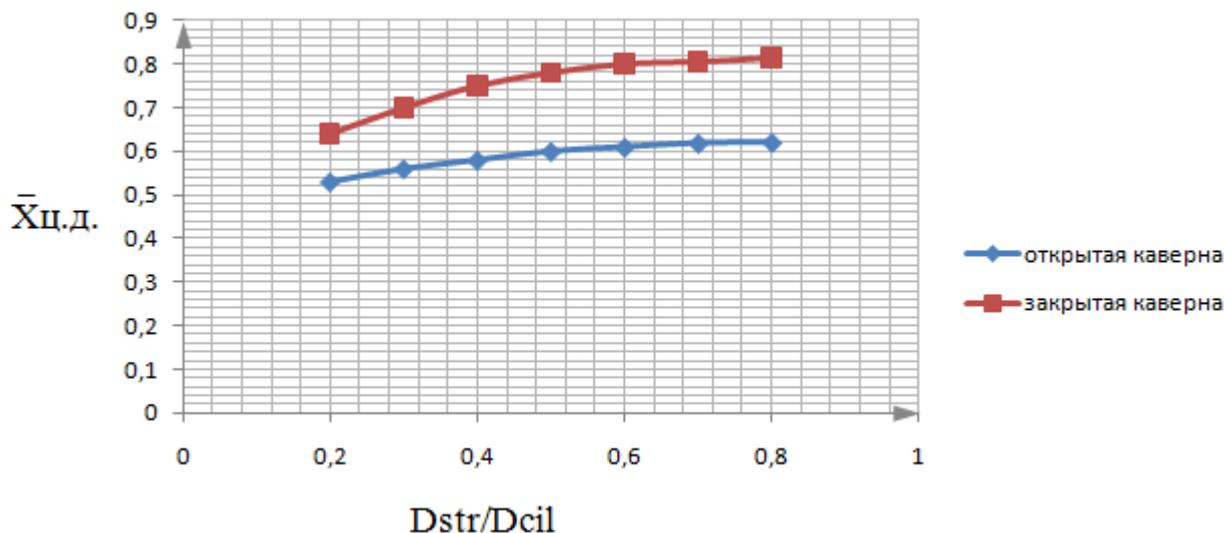


Рис. 8. Зависимость  $\bar{x}_{ц.д.}(D_{str} / D_{cil})$

В таблицах 8, 9 представлены результаты расчетов зависимости относительного центра давления от отношения диаметра диска к диаметру цилиндра.

Значения относительной координаты центра давления  $\bar{x}_{ц.д.}$  для каверны открытого типа

M	$\alpha^\circ$	$\beta_k$	$\bar{x}_{ц.д.}$	$D_{disk} / D_{cil}$
3	5	15	0,51	0,6
			0,523	0,8
			0,535	1
			0,539	1,2
			0,545	1,4
			0,55	1,6

Таблица 9

Значения относительной координаты центра давления  $\bar{x}_{ц.д.}$  для каверны закрытого типа

M	$\alpha^\circ$	$\beta_k$	$\bar{x}_{ц.д.}$	$D_{disk} / D_{cil}$
3	5	15	0,616	0,6
			0,623	0,8
			0,634	1
			0,645	1,2
			0,651	1,4
			0,655	1,6

На рис.9 представлена зависимость  $\bar{x}_{ц.д.}(D_{disk} / D_{cil})$  для каверн открытого и закрытого типов. Полученные зависимости построены при  $M_\infty=3$ ,  $\beta_k = 15^\circ$ ,  $\alpha=5^\circ$ . Полученные зависимости имеют нелинейный характер. При увеличении  $D_{disk} / D_{cil}$  центр давления сдвигается к кормовой части.

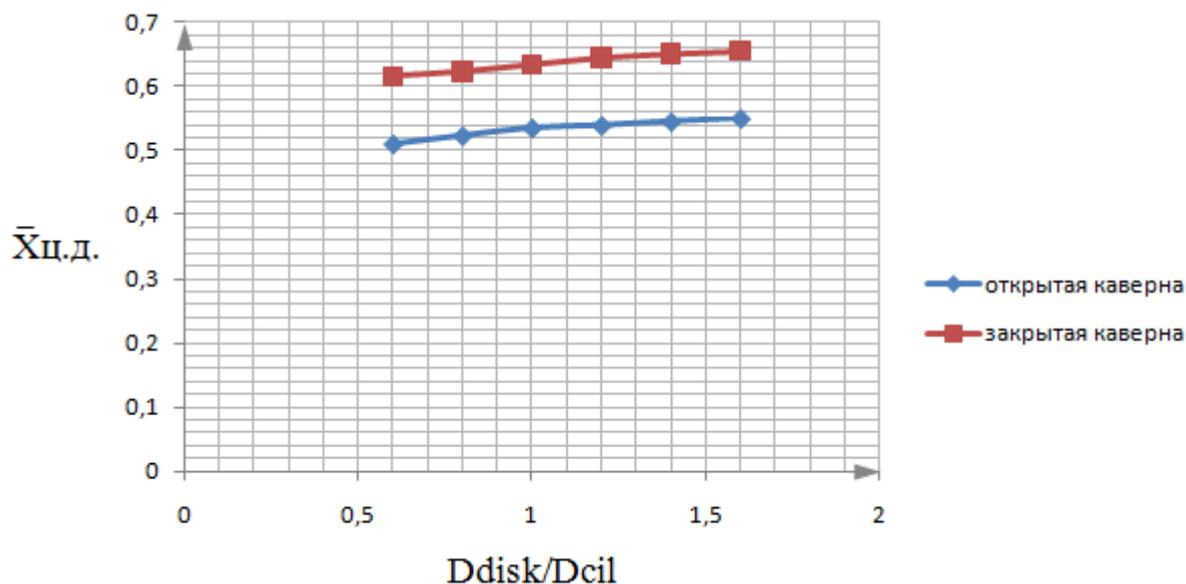


Рис. 9. Зависимость  $\bar{x}_{ц.д.}(D_{disk} / D_{cil})$

В таблицах 10, 11 представлены результаты расчетов зависимости относительного центра давления от длины стержня. При этом расчете число Маха и угол атаки был один и тот же, а угол полураствора конуса был  $10^\circ$  и  $15^\circ$ .

Таблица 10

Зависимость относительной координаты центра давления ( $\bar{x}_{ц.д.}$ ) от длины стержня ( $L_{str}$ ) при угле полураствора ( $\beta_k$ ) =  $10^\circ$

M	$\alpha^\circ$	$\beta_k$	$\bar{x}_{ц.д.}$	$L_{str}$
3	5	10	0,612	0
			0,614	0,5
			0,616	1
			0,63	1,5
			0,64	2
			0,67	2,5
			0,7	3
			0,72	3,5
			0,74	4

Таблица 11

Зависимость относительной координаты центра давления ( $\bar{x}_{ц.д.}$ ) от длины стержня ( $L_{str}$ ) при угле полураствора ( $\beta_k$ ) =  $15^\circ$

M	$\alpha^\circ$	$\beta_k$	$\bar{x}_{ц.д.}$	$L_{str}$
3	5	15	0,497	0
			0,508	0,5
			0,51	1
			0,514	1,5
			0,521	2
			0,542	2,5
			0,575	3
			0,61	3,5
			0,638	4

На рис.10 представлена зависимость  $\bar{x}_{ц.д.}(L_{str})$  при углах полураствора конуса ( $\beta_k$ ) =  $10^\circ$  и  $15^\circ$ . Увеличение угла полураствора конуса приводит к смещению центра давления к носку тела.

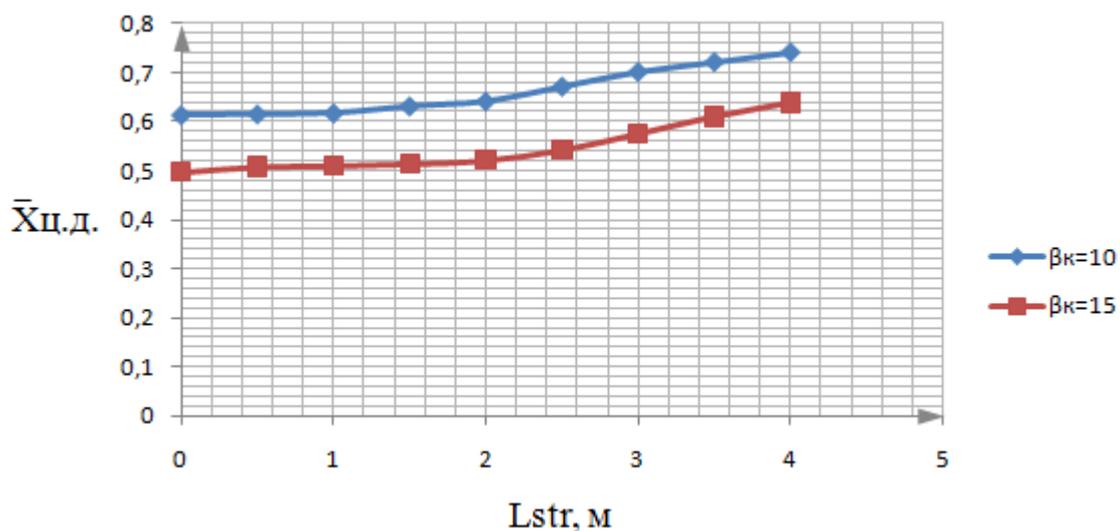


Рис. 10. Зависимость  $\bar{x}_{ц.д.}(L_{str})$

В таблицах 12, 13 представлены результаты расчетов зависимости относительного центра давления от длины стержня. При этом расчете угол полураствора конуса ( $10^\circ$ ) и угол атаки был один и тот же, а число Маха было равно 3 и 4.

Таблица 12

Зависимость относительной координаты центра давления ( $\bar{x}_{ц.д.}$ ) от длины стержня ( $L_{str}$ ) при числе Маха ( $M$ ) = 3,  $\beta_k = 10^\circ$

M	$\alpha^\circ$	$\beta_k$	$\bar{x}_{ц.д.}$	$L_{str}$
3	5	10	0,612	0
			0,614	0,5
			0,616	1
			0,63	1,5
			0,64	2
			0,67	2,5
			0,7	3
			0,72	3,5
			0,74	4

Зависимость относительной координаты центра давления ( $\bar{x}_{ц.д.}$ ) от длины стержня ( $L_{str}$ ) при числе Маха ( $M$ ) = 4,  $\beta_k = 10^\circ$

M	$\alpha^\circ$	$\beta_k$	$\bar{x}_{ц.д.}$	$L_{str}$
4	5	10	0,52	0
			0,524	0,5
			0,525	1
			0,534	1,5
			0,546	2
			0,554	2,5
			0,571	3
			0,61	3,5
			0,624	4

На рис.11 представлена зависимость  $\bar{x}_{ц.д.}(L_{str})$  при числах Маха ( $M$ ) = 3 и 4. Увеличение числа Маха ( $M$ ) приводит к смещению центра давления к носку тела.

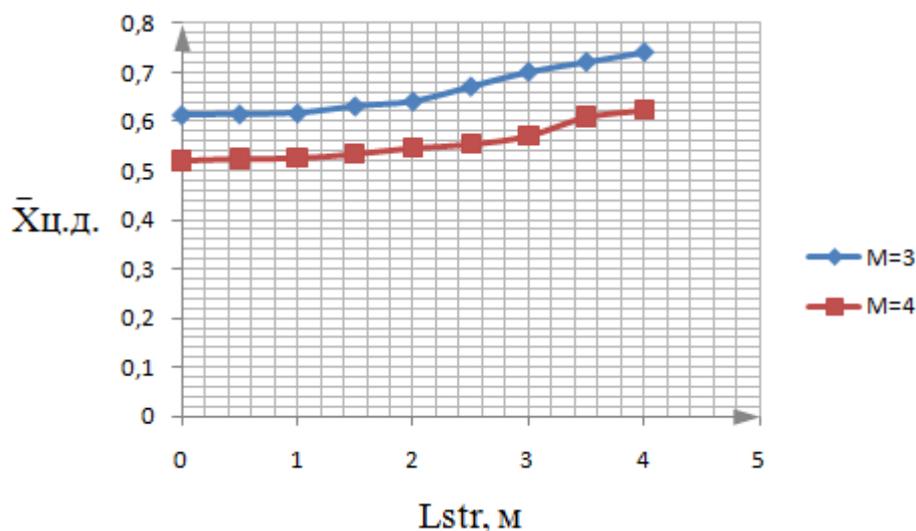


Рис. 11. Зависимость  $\bar{x}_{ц.д.}(L_{str})$

В таблицах 14, 15 представлены результаты расчетов зависимости относительного центра давления от длины стержня. При этом расчете угол полураствора конуса ( $15^\circ$ ) и угол атаки был один и тот же, а число Маха было равно 3 и 4.

Таблица 14

Зависимость относительной координаты центра давления ( $\bar{x}_{ц.д.}$ ) от длины стержня ( $L_{str}$ ) при числе Маха ( $M$ ) = 3,  $\beta_k = 15^\circ$

M	$\alpha^\circ$	$\beta_k$	$\bar{x}_{ц.д.}$	$L_{str}$
3	5	15	0,497	0
			0,508	0,5
			0,51	1
			0,514	1,5
			0,521	2
			0,542	2,5
			0,575	3
			0,61	3,5
			0,638	4

Таблица 15

Зависимость относительной координаты центра давления ( $\bar{x}_{ц.д.}$ ) от длины стержня ( $L_{str}$ ) при числе Маха ( $M$ ) = 4,  $\beta_k = 15^\circ$

M	$\alpha^\circ$	$\beta_k$	$\bar{x}_{ц.д.}$	$L_{str}$
4	5	15	0,48	0
			0,487	0,5
			0,49	1
			0,496	1,5
			0,499	2
			0,51	2,5
			0,524	3
			0,545	3,5
			0,6	4

На рис. 12 представлена зависимость  $\bar{x}_{ц.д.}(L_{str})$ . Полученные зависимости построены исходя из условия, что  $L_{str}=0$  – модель летательного аппарата без каверны,  $L_{str} = 2$  – модель летательного аппарата с каверной открытого типа,  $L_{str} = 4$  – модель летательного аппарата с каверной закрытого типа. На всех полученных зависимостях виден сдвиг центра давления к кормовой части при увеличении длины стержня.

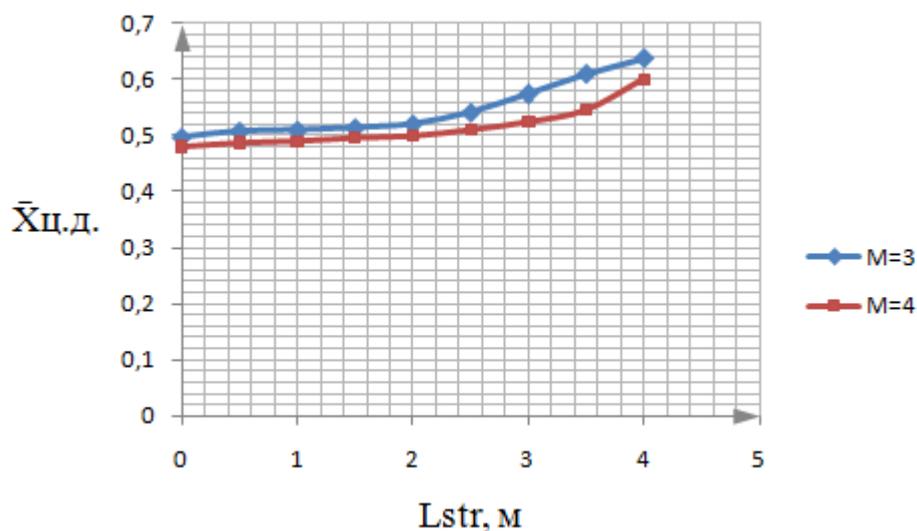


Рис. 12. Зависимость  $\bar{x}_{ц.д.}(L_{str})$

По полученным данным можно сделать вывод, что увеличение угла атаки, длины цилиндра, длины стержня, а также диаметра стержня или диаметра диска сдвигает центр давления к кормовой части.

#### Список литературы

1. Калугин В.Т. Аэрогазодинамика органов управления полетом летательных аппаратов: Учебное пособие. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004. – 688с.: ил.
2. Краснов Н.Ф., Кошевой В.Н., Калугин В.Т.; под ред. Краснова Н.Ф. Аэродинамика отрывных течений: Учебное пособие для ВТУЗов. – М.: Высш. шк., 1988. – 351 с.: ил.
3. Голубев А.Г и др.; под ред. Калугина В.Т. Аэродинамика. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. – 687с.: ил.
4. Петров К.П. Аэродинамика тел простейших форм. – М.: Факториал, 1998. – 432 с.