

МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКАЯ РАКЕТА «МЕРА»

Комиссаренко А.И., Кузнецов В.М., Симаков С.Ю., Мурашев А.А.

Конструкторское бюро приборостроения им. академика А.Г. Шипунова,
ул. Щегловская засека, 59, Тула, 300001, Россия
e-mail: kbkedr@tula.net

Рассматриваются вопросы конструирования и проектирования метеорологической ракеты «Мера». В отличие от аналогичных ракет, ракета «Мера» выполнена по бикалиберной схеме с улучшенными характеристиками: уменьшена стартовая масса, масса головной части, увеличена высота подъема, введена возможность измерения атмосферного давления на восходящей траектории.

Ключевые слова: метеорологическая ракета, исследования атмосферы, ракетная техника.

Опыт изготовления и эксплуатация первых метеорологических ракет показал, что для широкого исследования атмосферы необходимы надежные и простые по конструкции, технологии изготовления и эксплуатации ракеты с минимальной стоимостью.

В настоящее время наиболее широко используемыми ракетами в России являются ракеты ММР-06 и ММР-06М, а в США — система «Дарт».

Максимальная высота подъема головной части ММР-06М — 60 — 80 км. Ракета используется с

1988 г. для измерения скорости ветра и температуры в верхних слоях атмосферы. На рис. 1 приведена траектория полета ракеты ММР-06М.

Данные, полученные с помощью этой ракеты, позволяют метеорологам осуществлять более полный аэрологический анализ, что, в свою очередь, дает возможность существенно повысить качество прогнозов погоды.

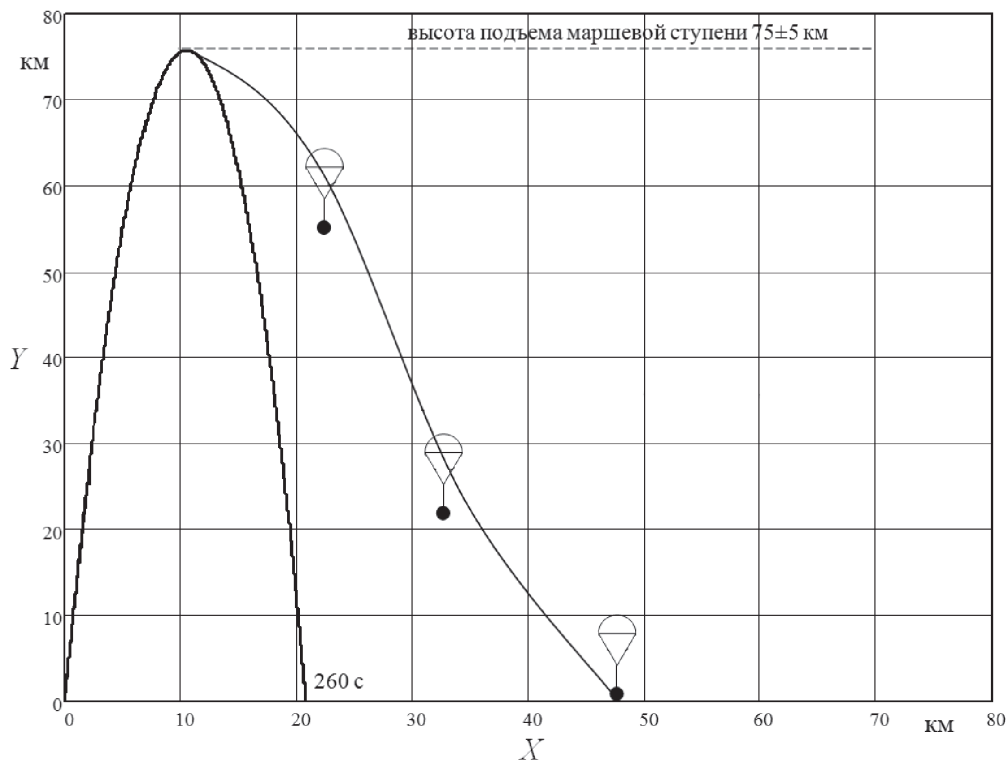


Рис. 1. Траектория полета ММР-06М

Технические характеристики ракеты ММР-06М:

Полная масса, кг	143 ± 5
Масса пустой ракеты, кг	58
Масса топлива, кг	78
Длина полная, м	4,14

На рис. 2 приведена общая компоновочная схема конструкции.

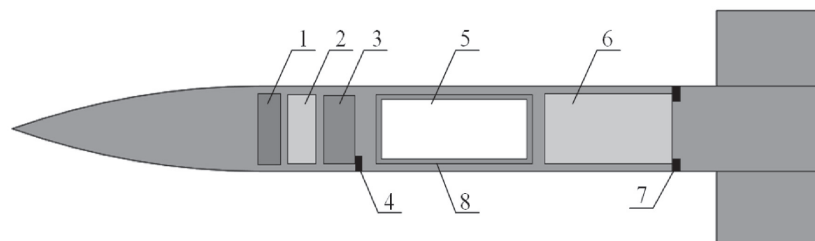


Рис. 2. Компоновочная схема ММР-06М: 1 — временное устройство; 2 — газогенератор; 3 — поршень; 4 — фиксирующий штифт; 5 — контейнер с парашютом; 6 — контейнер с аппаратурой; 7 — шариковый замок; 8 — створки контейнера

Выброс полезной нагрузки осуществляется следующим образом. По команде от временного устройства 1 на вершине траектории воспламеняется газогенератор 2. Образующиеся газы давят на поршень 3, и при определенном давлении срезается фиксирующий элемент штифт 4 и система — поршень, контейнер с парашютом 5, контейнер с научной аппаратурой 6 — перемещается внутри трубчатого корпуса в осевом направлении к хвостовой части пассивной ступени.

После выхода контейнера с научной аппаратурой из корпуса благодаря инерционным силам и наличию профилированных поверхностей раскрывается шариковый замок 7, освобождается контейнер с научной аппаратурой и раскрываются створки 8. Освобожденные створки под действием пружины толкателя раскрываются, обеспечивая свободный выход парашюта из контейнера, чему способствуют также инерционное движение назад контейнера с научной аппаратурой, который связан с парашютом, и ускорение системы, состоящей из трубчатого корпуса, носовой части и поршня со створками.

В ракете ММР-06М в качестве двигательной установки используется двигатель с корпусом из стали, что приводит к низкой эффективности двигательной установки для современного уровня развития техники (отношение массы пустого двигателя со стабилизаторами к снаряжаемому двигателю 0,56).

Сравнительно мала высота зондирования атмосферы, которая равна 80 км.

Невозможно измерение параметров атмосферы на восходящем участке полета.

Для исключения перечисленных недостатков АО «КБП» по контракту с Министерством мониторинга и исследования окружающей среды разработало метеорологическую ракету «Мера» с высотой зондирования более 100 км, измерением атмосферного давления на восходящем участке полета.

В качестве двигательной установки разработан и отработан двигатель для зенитной бикалиберной

ракеты с использованием современного твердого топлива (с единичным импульсом 2400 Н·с/кг) и использованием стекловолокна при изготовлении корпуса двигателя с соотношением массы пустого двигателя со стабилизаторами к снаряжаемому двигателю 0,3. Это позволяет существенно снизить начальную массу ракеты и ее габариты.

Метеорологическая ракета «Мера» разработана на основе упомянутой и уже отработанной двигательной установки зенитной бикалиберной ракеты при использовании в качестве маршевой ступени головной части ракеты ММР-06М «Дарт».

Для обеспечения выполнения требований (достижение высоты более 100 км) метеорологическая ракета «Мера» выполнена по двухступенчатой схеме с пассивной маршевой ступенью и снабжена отделяемым стартовым двигателем.

В маршевой ступени размещены измерительная и служебная аппаратура в виде контейнера с зондом (научная аппаратура) и контейнер с парашютом.

Исходя из условий прочности и обеспечения необходимой температуры, корпус маршевой ступени защищен комбинированной обмазкой.

Для обеспечения прохождения радиосигнала аппаратуры маршевая ступень снабжена радиопрозрачной вставкой.

Для обеспечения аэродинамической устойчивости маршевая ступень снабжена четырьмя осесимметричными консолями.

Метеорокета «Мера» в сборе и компоновочная схема маршевой ступени представлены на рис. 3 и 4.

Представленная выше компоновочная схема маршевой ступени работает следующим образом: на

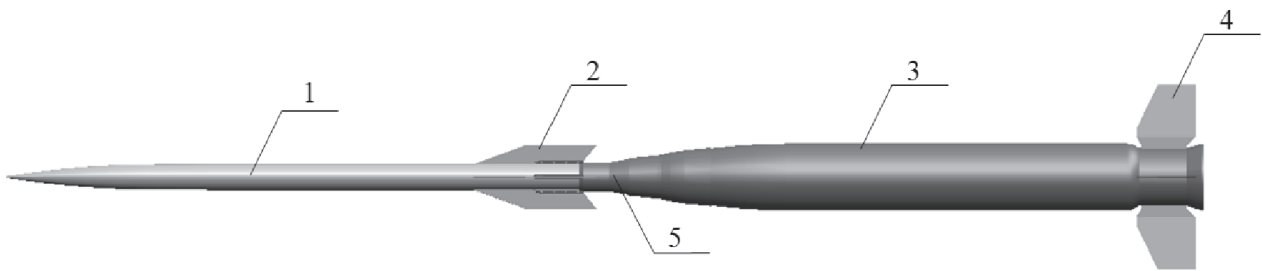


Рис. 3. Метеоракета «Мера» в сборе: 1 — маршевая ступень; 2 — крыло маршевой ступени; 3 — двигатель; 4 — стабилизатор; 5 — переходной отсек с механизмом разделения

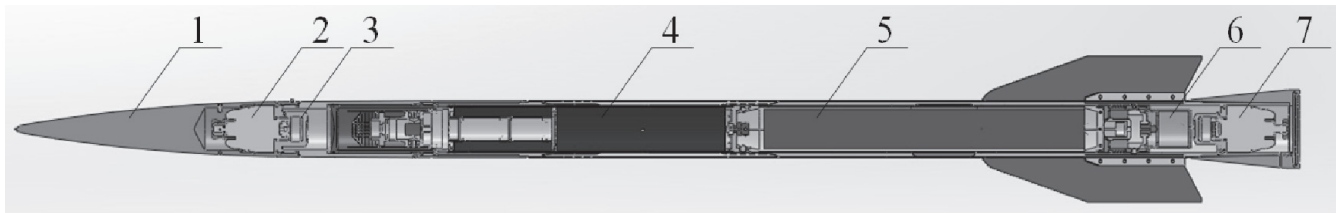


Рис. 4. Компонентная схема «Меры»: 1 — обтекатель; 2, 7 — временное устройство; 3, 6 — газогенератор; 4 — контейнер с аппаратурой; 5 — парашют

времени 50 с, высоте 60 км по сигналу временного устройства 2 срабатывает газогенератор 3, и образовавшиеся газы сбрасывают баллистический обтекатель 1, освобождая пространство для вакуумного датчика давления.

Вакуумному датчику давления созданы условия для измерения атмосферного давления на восходящем участке полета.

В дальнейшем на высоте 92 км на времени 120 с по сигналу кормового временного устройства 7 срабатывает газогенератор 6, и контейнер с научной аппаратурой 4 и парашютом 5 по ходу движения ракеты выбрасываются в атмосферу. Выброс контейнера с научной аппаратурой увеличивает высоту полета на 3–4 км.

При расширении газов, образовавшихся после воспламенения газогенератора, на ракетную часть и контейнер с научной аппаратурой действует сила

$$R = Fp_0 \left(\frac{W_0}{W_0 + Fl} \right)^k, \tag{1}$$

сообщающая им ускорение

$$\frac{dV_{\text{отн}}}{dt} = \frac{1}{V_{\text{отн}}} \cdot \frac{m_1 + m_2}{m_1 \cdot m_2} \cdot Fp_0 \left(\frac{W_0}{W_0 + Fl} \right)^k, \tag{2}$$

где F — площадь поперечного сечения поршня;
 p_0 — давление газов, при котором срезается фиксирующий штифт и поршень начинает двигаться;
 l — длина хода поршня;

W_0 — объем газов при $l = 0$;
 k — показатель адиабаты;
 m_1, m_2 — масса ракетной части и контейнера с научной аппаратурой.

Интегрируя уравнение (2) по длине поршня, находим значение скорости относительного движения ракетной части и контейнера с научной аппаратурой:

$$V_{\text{отн}} = \sqrt{2 \cdot \frac{m_1 + m_2}{m_1 \cdot m_2} \cdot \frac{p_0 W_0}{k - 1} \cdot \left[1 - \frac{W_0}{W_0 + Fl} \right]}, \tag{3}$$

причем ракетной части сообщается скорость

$$\frac{m_2 V_{\text{отн}}}{m_1 + m_2}, \text{ а контейнеру с аппаратурой — } \frac{m_1 V_{\text{отн}}}{m_1 + m_2}.$$

Задавая определенные конструкторские параметры p_0, W_0, F, l_n , получим необходимую скорость относительного движения. Так, при $m_1 = 1,5$ кг; $m_2 = 8,5$ кг; $F = 2 \cdot 10^{-3}$ м²; $W_0 = 0,2 \cdot 10^{-3}$ м³; $l_n = 0,3$ м; $p_0 = 20 \cdot 10^5$ Н/м²; $k = 1,3$ по формуле (3) $V_{\text{отн}}$ получается 13,8 м/с, что обеспечивает расхождение ракетной части и контейнера с научной аппаратурой.

Варьируя параметры p_0, W_0, F, l_n системы выброса контейнера с научной аппаратурой, можно проектировать систему, оптимальную по какому-либо конструкторскому параметру, например по массе и длине.

Для проектирования и конструирования используются следующие исходные данные:

Геометрические характеристики элементов планера

Маршевая ступень

Диаметр корпуса, м	0,063
Длина корпуса, м	1,480
Полный размах крыла, м	0,147
Бортовая хорда крыла, м	0,142
Концевая хорда крыла, м	0,041
Стреловидность передней кромки крыла, °	72
Положение носка бортовой хорды от носа ракеты, м	1,197

Стартовая ступень ракеты

Диаметр корпуса, м	0,170
Полная длина корпуса на стартовом участке, м	2,900
Полный размах стабилизатора, м	0,470
Бортовая хорда стабилизатора, м	0,150
Концевая хорда стабилизатора, м	0,096
Стреловидность передней кромки стабилизатора, °	26
Положение носка бортовой хорды от носа ракеты, м	2,720

Инерционно-массовые (табл. 1) и энергетические (табл. 2) характеристики ракеты «Мера»

ки сверхзвуковых ракет аналогичной конфигурации. В частности, опыт показывает значительное влияние струи реактивного двигателя на аэродинамические свойства стабилизатора и упругости стартовой ступени из-за наличия стыка между маршевой ступенью и двигательной установкой. Учет данных факторов основан на аналогии с известными планерами, прошедшими летные испытания.

Для определения аэродинамических характеристик планера использовались геометрические характеристики планера. Результаты приведены в табл. 3—5.

Все аэродинамические характеристики для стартовой, маршевой ступеней и отделившейся двигательной установки отнесены к площади маршевой ступени $S_M = 0,003117 \text{ м}^2$ и характерной длине $L_x = 1 \text{ м}$.

С использованием исходной информации по весовым, инерционным, энергетическим, аэродинамическим характеристикам были проведены расчеты по определению баллистических траекторий составных частей ракеты.

В табл. 6 и на рис. 5 приведены параметры траектории ракеты «Мера» для различных температур воздуха.

Таблица 1

Инерционно-массовые характеристики ракеты «Мера»

Наименование	Масса, кг	Центр масс, м	Момент инерции J_{zz} , кг·м ²	Момент инерции J_{xx} , кг·м ²
Стартовая ступень с топливом	53,75	1,824	31,94	0,243
Стартовая ступень после выгорания топлива двигательной установки	21,7	1,326	18,54	0,115
Маршевая ступень	12,0	0,6	2,19	0,006
Отделившаяся двигательная установка	9,7	0,890	3,38	0,057

Таблица 2

Энергетические характеристики двигателя ракеты «Мера»

T , °C	w , кг	J , Н·с	$t_{дв}$, с	$R_{ср}$, Н	j , Н·с/кг
- 50	32,05	4000	2,39	30960	2309
+ 20	32,05	6800	1,90	40420	2396
+ 50	32,05	8000	1,69	46150	2433

Аэродинамические характеристики планера

Оценка аэродинамических характеристик ракеты «Мера» сделана на основе [1—3] численных и инженерных [4—7] методов расчета с учетом опыта аэродинамического проектирования и отработ-

В табл. 7 и на рис. 6 приведены параметры траектории отделившегося двигателя для различных температур воздуха.

Были рассчитаны зоны падения частей метеоракеты «Мера»: отработанного двигателя, маршевой ступени.

Таблица 3

Аэродинамические характеристики ракеты на стартовом участке полета

Число Маха	C_{x_0}	$C_{y^{\alpha}}, 1/^\circ$	$\omega_z^{\alpha}, 1/^\circ$	$\omega_z^{\omega z}, 1/^\circ$	$\omega_x^{\omega x}, 1/^\circ$	$\omega_x^{\delta}, 1/^\circ$
0	2,7989	1,1424	-0,5712	-1,4626	0,05141	0,10057
0,6	3,4326	1,1900	-0,5814	-1,7717	0,05386	0,10624
0,9	4,0025	1,2903	-0,6018	-1,8357	0,05832	0,11605
1,0	4,2223	1,4313	-0,6120	-1,8357	0,06270	0,12609
1,1	4,3370	1,3566	-0,6049	-1,8293	0,06729	0,13854
1,5	4,3296	1,2546	-0,4913	-1,5756	0,07384	0,16650
1,7	4,1724	1,1995	-0,4304	-1,4342	0,07153	0,16303
2,0	3,8249	1,1322	-0,3582	-1,2724	0,06365	0,14115
2,5	3,3002	1,0353	-0,2713	-1,0663	0,05275	0,11088
3,0	2,8657	0,9435	-0,2045	-0,8724	0,04439	0,09028
3,5	2,5439	0,8619	-0,1545	-0,7206	0,03791	0,07610
4,0	2,3064	0,8058	-0,1173	-0,6273	0,03304	0,06588
4,5	2,0833	0,7701	-0,3089	-0,5756	0,02956	0,05845
5,0	1,8816	0,7344	-0,0094	-0,5559	0,02727	0,05328
6,0	1,5546	0,6528	-0,0547	-0,5508	0,02407	0,45429

Моментные характеристики ракеты на стартовом участке полета рассчитаны для положения центра масс, соответствующего началу старта $x_T = 1,824$ м.

Таблица 4

Аэродинамические характеристики ракеты на маршевом участке полета

Число Маха	C_{x_0}	$C_{y^{\alpha}}, 1/^\circ$	$\omega_z^{\alpha}, 1/^\circ$	$\omega_z^{\omega z}, 1/^\circ$	$\omega_x^{\omega x}, 1/^\circ$	$\omega_x^{\delta}, 1/^\circ$
0	0,4000	0,23055	-0,1010	-0,07438	0,00191	0,00290
0,6	0,4500	0,23635	-0,1068	-0,07803	0,00201	0,00298
0,9	0,5800	0,24940	-0,1174	-0,08483	0,00214	0,00312
1,1	0,6825	0,28130	-0,1293	-0,09268	0,00231	0,00335
1,3	0,6850	0,28565	-0,1359	-0,09756	0,00246	0,00360
1,5	0,6250	0,28420	-0,1340	-0,09756	0,00248	0,00369
1,7	0,5690	0,27550	-0,1277	-0,09497	0,00242	0,00363
2,0	0,5115	0,26275	-0,1154	-0,08818	0,00234	0,00350
3,0	0,4050	0,19995	-0,0769	-0,07057	0,00207	0,00310
4,0	0,3240	0,16435	-0,0492	-0,05632	0,00182	0,00280
5,0	0,2593	0,14520	-0,0323	-0,04797	0,00159	0,00250
6,0	0,2050	0,13305	-0,0206	-0,04330	0,00136	0,00220

Моментные характеристики рассчитаны для положения центра масс $x_T = 0,600$ м.

Результаты представлены в табл. 8 и на рис. 7 и 8.

Материал статьи представляет интерес для сотрудников НИИ и КБ, занимающихся проектированием, конструированием и эксплуатацией ракет.

Выводы

Разработана метеорологическая ракета «Мера» с использованием серийного твердотопливного

двигателя для зенитной бикалиберной ракеты. Двигатель изготовлен из стекловолокна и имеет отношение массы пустого двигателя к массе топлива 0,3.

Стартовый вес ракеты — 54 кг, что на ≈ 90 кг меньше массы аналога — ММР-06М.

Теоретически определена и экспериментально подтверждена высота зондирования атмосферы — более 100 км.

Таблица 5

Аэродинамические характеристики отделившегося двигателя

Число Маха	Cx_0	$Cy^\alpha, 1/^\circ$	$\omega_z^\alpha, 1/^\circ$	$\omega_z^{\omega z}, 1/^\circ$	$\omega_x^{\omega x}, 1/^\circ$	$\omega_x^\delta, 1/^\circ$
0	3,4989	1,0624	- 0,4000	- 0,44064	0,05141	0,10057
0,6	4,2526	1,1170	- 0,4150	- 0,44293	0,05386	0,10624
0,9	4,8825	1,2208	- 0,4350	- 0,45164	0,05832	0,11605
1,0	5,1223	1,2730	- 0,4450	- 0,45894	0,06270	0,12609
1,1	5,2570	1,2894	- 0,4430	- 0,45732	0,06729	0,13854
1,5	5,3296	1,1921	- 0,3717	- 0,39389	0,07384	0,16650
1,7	5,2124	1,1394	- 0,3282	- 0,35855	0,07153	0,16303
2,0	4,9249	1,0755	- 0,2702	- 0,34810	0,06365	0,14115
2,5	4,5002	0,9845	- 0,1870	- 0,26656	0,05275	0,11088
3,0	4,1657	0,8985	- 0,1190	- 0,21812	0,03791	0,09028
3,5	3,9439	0,8227	- 0,0755	- 0,18016	0,03791	0,07610
4,0	3,8067	0,7725	- 0,0456	- 0,15683	0,03304	0,06588
4,5	2,6834	0,7426	- 0,0235	- 0,14392	0,02956	0,05845
5,0	3,5816	0,7127	- 0,0075	- 0,13898	0,02727	0,05328
6,0	3,4545	0,6428	- 0,0200	- 0,13770	0,02407	0,45492

Моментные характеристики рассчитаны для положения центра масс $x_T = 0,890$ м.

Таблица 6

Параметры траектории полета ракеты «Мера»

Характерная точка траектории, параметр	Обозначение	Единица измерения	Температура воздуха, °C		
			- 50	+ 20	+ 50
Разделение ступеней:					
высота	Y	км	1,6	1,3	1,2
дальность	X	км	0,15	0,12	0,10
время	t	с	2,4	1,91	1,62
максимальная скорость:	V	м/с	1690	1815	1900
Вершина траектории:					
высота	Y	км	106,5	117,7	126,4
дальность	X	км	19,5	21,2	22,6
время	t	с	149,4	156,9	162,6
Точка падения маршевой ступени:					
дальность	X	км	38,0	41,2	43,8
время	t	с	417,4	442,2	460,3

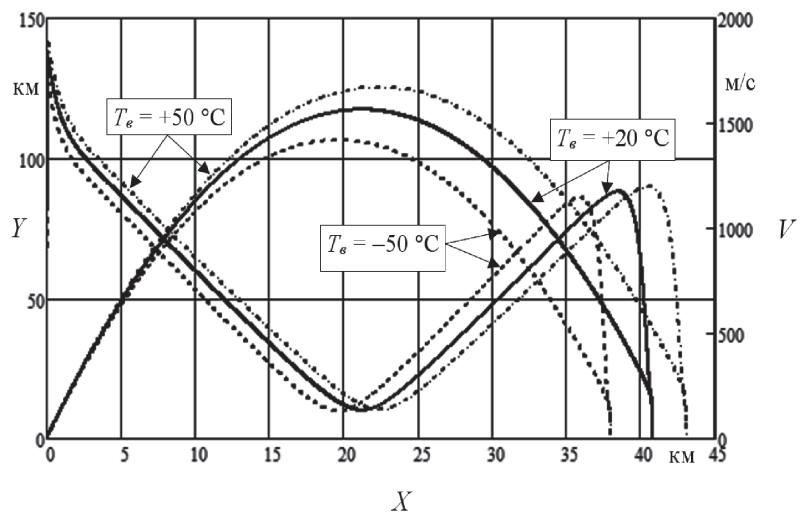


Рис. 5. Траектории и скорости полета «Меры»

Таблица 7

Параметры траектории полета отделившегося двигателя

Характерная точка траектории, параметр	Обозначение	Единица измерения	Температура воздуха, °С		
			- 50	+ 20	+ 50
Вершина траектории:					
высота	Y	км	6,2	6,4	6,6
дальность	X	км	0,70	0,72	0,74
время	t	с	24,4	23,9	24,6
Точка падения:					
дальность	X	км	1,02	1,04	1,07
время	t	с	77,8	77,4	77,8

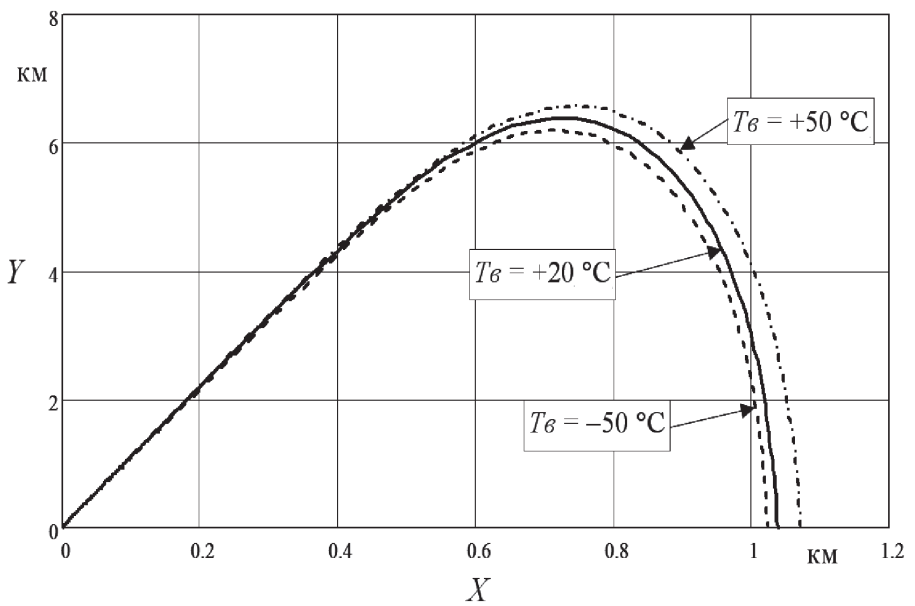


Рис. 6. Траектории полета отделившегося двигателя «Меры»

Таблица 8

Зоны падения частей ракеты

Температура воздуха, °С	Зона падения маршевой ступени, км		Зона падения отработанного двигателя, км	
	ΔX	ΔZ	ΔX	ΔZ
- 50	$\pm 16,4$	$\pm 15,7$	$\pm 0,32$	$\pm 0,25$
20	$\pm 15,8$	$\pm 14,0$	$\pm 0,30$	$\pm 0,23$
60	$\pm 14,0$	$\pm 13,1$	$\pm 0,29$	$\pm 0,23$

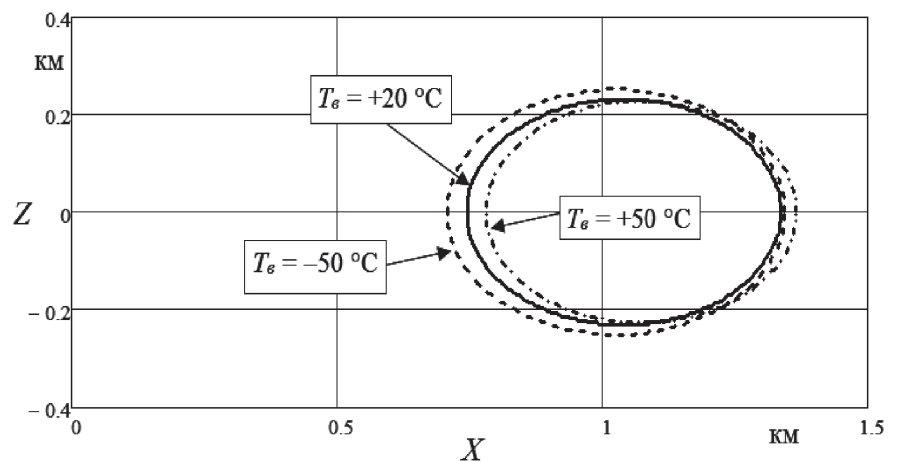


Рис. 7. Зоны падения отделившегося двигателя «Меры»

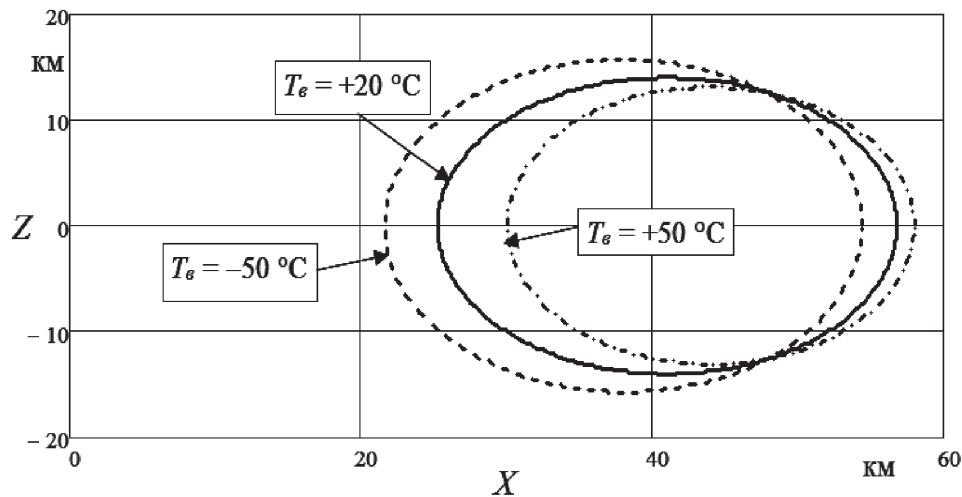


Рис. 8. Зоны падения маршевой ступени «Меры»

Библиографический список

1. Нильсен Д. Аэродинамика управляемых снарядов. — М.: Оборонгиз, 1962. — 474 с.
2. Лунев В.В. Гиперзвуковая аэродинамика. — М.: Машиностроение, 1975. — 327 с.
3. Краснов Н.Ф., Кошевой В.Н. Управление и стабилизация в аэродинамике. — М.: Высшая школа, 1978. — 480 с.
4. Аржаников Н.С., Садекова Г.С. Аэродинамика больших скоростей. — М.: Высшая школа, 1965. — 359 с.
5. Осипов А.М., Козорез Д.А., Сыпало К.Н. Решение задачи навигационных определителей высокоскоростного летательного аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2011. Т. 18. № 4. С. 5-19.
6. Горячев О.Г., Ефромеев А.Г., Минчук С.В. Методы проектирования мехатронных модулей для систем коррекции вращающихся по крену летательных аппаратов // Вестник Московского авиационного института. 2013. Т. 20. № 2. С. 7-15.
7. Грумондз В.Т., Полищук М.А., Черторыжская С.С. Выбор параметров аэродинамического облика беспилотного планирующего летательного аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2012. Т. 19. № 4. С. 5-12.

METEOROLOGICAL ROCKET “MERA”

Komissarenko A.I., Kuznetsov V.M., Simakov S.Yu., Murashev A.A.

*Instrument Design Bureau named after academician A. Shipunov,
59, Shcheglovskaya Zaseka str., Tula, 300001, Russia
e-mail: kbkedr@tula.net*

Abstract

Rockets MMP-06 and MMP-06M are nowadays the most popular rockets in Russia, while the “Dart” system is the most popular rocket in the USA.

The MMP-06M reentry vehicle maximum flight altitude is 60–80 kilometers.

Since 1988 the rocket is employed for the wind velocity and temperature measurement in upper atmosphere.

The rocket is equipped with the engine with a steel body as a thruster, which results in low thrust efficiency for modern technology state-of-the-art (the empty engine with stabilizers to fuel weight ratio equals 0.56).

The altitude of probing is relatively low, and equals 80 km, and probing at the flight upward trajectory is impossible.

To avoid the above-mentioned drawbacks, the SC Instrumentation Design Bureau under contract with the Ministry of Environmental Monitoring and Research developed “Mera” meteorological rocket with probing altitude greater than 100 km.

To serve as a thruster the surface-to-air bi-caliber missile engine, using solid propellant (with density impulse of 240 kgFs/kg) was developed and finished-off, with fiberglass body and the empty engine with stabilizers to fuel weight ratio of 0.3. It allows

significantly reduce initial weight of the rocket and its size.

The meteorological rocket “Mera” was designed based on the above said surface-to-air bi-caliber missile engine, and MMP-06M “Dart” as reentry vehicle cruise component.

To provide requirements fulfillment (achieving altitudes over 100 km) meteorological rocket “Mera” has two-stage structure with passive cruise component and equipped with a booster.

Measuring and servicing equipment is allocated in the cruise component in the form of a container. The cruise component is equipped with parachute in a separate container.

On the assumption of stiffness conditions and required temperature the body of the cruise component is protected by combined coating.

To ensure radio signal of the equipment propagation the cruise component is equipped with radio-transparent insertion.

To ensure aerodynamic stability the cruise component is equipped with asymmetrical consoles.

The paper presents aerodynamic, weight, inertial and ballistic characteristics, impact zones and separated engine trajectories, as well as cruise component impact zones.

Keywords: meteorological rocket, atmospheric probing, rocketry.

References

1. Nil'sen D. *Aerodinamika upravlyaemykh snaryadov* (Aerodynamics of Guided Projectiles), Moscow, Oborongiz, 1962, 474 p.
2. Lunev V.V. *Giperzvukovaya aerodinamika* (Hypersonic Aerodynamics), Moscow, Mashinostroenie, 1975, 327 p.
3. Krasnov N.F., Koshevoi V.N. *Upravlenie i stabilizatsiya v aerodinamike* (Control and Stabilization in Aerodynamics), Moscow, Vysshaya shkola, 1978, 480 p.
4. Arzhanikov N.S., Sadekova G.S. *Aerodinamika bol'shikh skorostei* (Aerodynamics of High Velocities), Moscow, Vysshaya shkola, 1965, 359 p.
5. Osipov A.M., Kozorez D.A., Sypalo K.N. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2011, vol. 18, no. 4, pp. 5-19.
6. Goryachev O.G., Efromeev A.G., Minchuk S.V. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2013, vol. 20, no. 2, pp. 7-15.
7. Grumondz V.T., Polishchuk M.A., Chertoryzhskaya S.S. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2012, vol. 19, no. 4, pp. 5-12.