



БОЕВОЕ МАНЕВРИРОВАНИЕ С ПМК

Майор В. ДОВБНЯ, военный летчик первого класса;
майор В. ТЕРЯЕВ, военный летчик второго класса

Истребитель-бомбардировщик, маскируясь складками местности, устремился к цели. Земля была совсем рядом, и лейтенант А. Иванов все внимание уделял поиску опорного ориентира. Стрелка секундомера показала, что расчетное время вышло, а ориентира все не было. Но вот неожиданно появилась излучина реки, над которой надо было вводить самолет в маневр для атаки малоразмерной цели. Чтобы выдержать заданное время удара, летчик включил форсаж, плавно ввел машину в боевой разворот и начал искать цель. Иванов обнаружил ее, но далеко в стороне от направления атаки. Нанести удар, как было задумано на земле, не удалось.

На разборе полета выяснилось, что летчик не выдержал условия ввода в боевой разворот, к тому же в процессе поиска упустил контроль параметров маневра и не знал режима для изменившихся условий ввода. Так получилось потому, что он сделал расчеты только для одного варианта удара и не смоделировал весь полет, особенно маневры для атаки цели.

Опыт показывает, что тщательное моделирование дает возможность с высоким качеством выполнять полетные задания. Например, сравнение параметров модели с данными средств объективного контроля (СОК) позволяет выявить не только ошибки в пилотировании, но и максимально использовать маневренные свойства самолета и повысить безопасность полета.

Как известно, моделирование полета включает три этапа: определение элементов полета и порядка их выполнения, расчет параметров фигур пилотажа и их анализ, сравнение расчетных параметров с фактическими результатами по материалам СОК. При моделировании полета решаются прямые и обратные задачи. В первом случае по заданному режиму полета строится траектория движения центра масс самолета, во втором — выбирается оптимальный режим полета по заданной траектории.

Как же решается прямая задача при выполнении маневров в горизонтальной и вертикальной плоскостях? Фигуры пилотажа и элементы полета даются в полетном задании. Начинать определять параметры фигур необходимо с управляющих функций. Для выполнения маневров в горизонтальной плоскости управляющие функции задает летчик, изменяя тягу двигателя и перегрузку на маневре. Для практических расчетов целесообразно $p_y = f(V)$ и $p_x = f(V)$ представить графически (рис. 1 и 2 на 4-й стр. обложки).

Если управляющая функция задана явно, то задача сводится к численному интегрированию дифференциальных уравнений:

$$\delta V_i = g n_{xi} \delta t;$$

$$V_i = V_{i-1} + \delta V_i;$$

$$V_{cp} = (V_{i-1} + V_i)/2;$$

$$\omega_{bi} = \frac{\delta \varphi_i}{\delta t} = \frac{g}{V_{cp}} \sqrt{n_y^2 - 1};$$

$$\delta \varphi_i = \omega_{bi} \delta t = 57,3;$$

$$r_{zi} = \frac{V_{icp}}{\omega_{bi}}.$$

Для повышения точности счета основные параметры выражают по средней скорости полета на каждом шаге интегрирования. Параметры фигур по точкам можно рассчитать аналитически вручную, но более точно и быстро эти операции выполняются с помощью программируемого микрокалькулятора (ПМК). Схема алгоритма расчета параметров неустановившегося выражения представлена на рис. 1. Программа же расчета с помощью ПМК типа МК-54, МК-56, МК-61 выглядит так:

```

00.ИПА 01.ИПС 02.Х 03.9 04. 05.8
06.1 07.Х 08.П1 09.ИП0 10.3 11. 12.6
13.÷ 14.П2 15.ИП1 16.+ 17.П6 18.ИП2
19.+ 20.2 21.÷ 22.П1 23.ИПВ 24.ФХ2
25.1 26.— 27.Ф√ 28.9 29. 30.8 31.1
32.Х 33.ИП1 34.÷ 35.П3 36.ИПС 37.Х
38.5 39.7 40. 41.3 42.Х 43.П4 44.ИП1
45.ИП3 46.÷ 47.П5 48.ИП6 49.3 50.
51.6 52.Х 53.П0 54.С/П 55.БП 56.00

```

Инструкция к программе:

1. F ПРГ; ввести программу; F АВТ; В/О.
2. Ввести исходные данные: V_0 (км/ч) в гр. П0; δt (с) в гр. ПС.
3. Ввести p_{xi} в гр. ПА; p_{yi} в гр. ПВ.
4. С/П; результаты счета на 1-м шаге: V_i (км/ч) в гр. Х и П0; $\delta \varphi$ в гр. П4; r_{zi} в гр. П5.
5. Для счета параметров выражения на следующем шаге перейти к п. 3.

В качестве примера в таблице приведены расчетные данные неустановившегося выражения для начальной скорости $V=750$ км/ч и управляющих функций, изображенных на рис. 1 и 2 на 4-й стр. обложки.

По вычисленным на каждом шаге интегрирования значениям V_i , $\delta \varphi_i$, φ_i , r_{zi} строится траектория неустановившегося выражения методом В. П. Ветчинкина. Для этого на чертеже отмечаются точка «0» (положение центра масс самолета в начальный момент) и вектор скорости \vec{V}_0 . По нормали к траектории в точке «0» откладывается величина радиуса, рассчитанная для первого шага. Из центра O_1 проводится дуга радиусом r_{z1} , стягивающая угол $\delta \varphi_1$. Аналогично строится дуга траектории для последующих шагов интегрирования (рисунок на 4-й стр. обложки).

Моделирование маневров в вертикальной плоскости имеет свои особенности. Так, изменение перегрузки p_y удобно задавать, как и рекомендует «Инструкция летчику», в виде зависимости величины угла наклона траектории $p_y = f(\Theta)$ (рис. 3 на 4-й стр. обложки). Изменение же перегрузки p_x на каждом шаге интегрирования уравнений можно определить по зависимостям: $q = \rho V^2/2$, $C_{y,up} = G/qS$, $C_y = C_{y,up} p_y$, $C_x = C_{x,0} + AC_y$, $Q_x = C_x q S$, $p_x = -(P - Q_x)/G$.

Тяга двигателя определяется из его высотно-скоростных характеристик по рассчитанным значениям скорости и высоты

Таблица

№ шага	V_i (км/ч)	p_{xi}	p_{yi}	$\delta \varphi_i$	φ_i	r_{zi} (м)	Примечание
1	750	-0,13	6,0			0	
2	745,4	-0,14	6,0	16,01	16,01	743,27	Начальные условия
3	740,46	-0,145	6,0	16,11	32,12	733,83	
4	735,34	-0,155	6,0	16,22	48,34	723,92	
5	729,86	-0,162	6,0	16,34	64,48	713,56	
6	724,14	-0,175	6,0	16,46	81,14	702,70	
7	717,96	-0,185	6,0	16,60	97,74	691,24	
8	711,43	-0,195	6,0	16,75	114,49	679,11	
9	704,54	-0,21	6,0	16,90	131,39	666,41	
10	697,13	-0,22	6,0	17,08	148,47	653,02	
11	689,36	-0,24	6,0	17,26	165,73	638,95	
12	680,88	-0,26	6,0	17,47	183,2	624,06	
13	671,70	-0,28	5,9	17,70	200,9	608,08	
14	661,81	-0,3	5,55	17,64	218,54	601,37	
15	651,22	-0,315	5,2	16,82	235,36	621,00	
16	640,09	-0,33	5,0	15,99	251,35	642,55	
17	628,44	-0,34	4,8	14,98	266,33	673,63	
18	616,43	-0,35	4,55	15,26	281,59	649,10	
19	604,07	-0,365	4,2	14,71	296,3	659,91	
20	591,18	-0,38	3,8	13,81	310,11	688,67	
21	577,76	-0,39	3,6	12,69	322,8	732,91	
22	563,99	-0,395	3,4	12,25	335,05	741,21	
23	550,04	-0,405	3,2	11,80	346,85	750,98	
24	535,73	-0,415	3,0	11,33	358,18	762,62	
	521,08	-0,42	2,8	10,83	369,01	776,46	$t_{\text{вир}} = 24$ с

полета при заданном режиме. Например, «Максимал» от $\Theta = 0^\circ$ до $\Theta = 190^\circ$ и $n = 80$ процентов от $\Theta = 190^\circ$ до $\Theta = 360^\circ$.

Поскольку управляющая функция p_y выдана в зависимости от угла Θ , то уравнение движения центра масс самолета лучше интегрировать в виде:

$$\delta t = \frac{V_{i-1}}{g(n_y - \cos \Theta_i)} \delta \Theta_i;$$

$$\delta V_i = g(n_x - \sin \Theta_i) \delta t_i;$$

$$r_{yi} = \frac{V_{i-1}^2}{g(n_y - \cos \Theta_i)};$$

$$\begin{aligned}\delta H_i &= V_{i-1} \sin \Theta_i \delta t_i; \\ V_i &= V_{i-1} + \delta V_i; \\ H_i &= H_{i-1} + \delta H_i.\end{aligned}$$

Схема алгоритма решения этой задачи дана на рис. 2.

Программа определения параметров движения самолета в вертикальной плоскости для ПМК будет выглядеть так: 00.ИП0 01.3 02.. 03.6 04.. 05.П0 06.ИП2 07.. 08.FX² 09.X 10.2 11.3 12.X 13.2 14.. 15. ПД 16.F1/X 17.ИП1 18.X 19.ИП3 20.X 21.FX² 22.0 23.. 24.2 25.5 26.X 27. ИП6 28.. 29.ИПД 30.X 31.ИП7 32.. 33.. 34.ИП1 35.. 36.ПД 37.ИП3 38. ИПС 39.Fcos 40.. 41.9 42.. 43.8 44.1 45.X 46.F1/X 47.ИП8 48.X 49.ИПС 50.5 51.7 52.. 53.3 54.. 55.ИПА 56.X 57.П4 58.ИП5 59.. 60.П5 61.ИПД 62.ИПС 63.Fsin 64.. 65.9 66.. 67.8 68.1 69.X 70.ИП4 71.X 72.ИП8 73.. 74.3 75.. 76.6 77.X 78.П0 79.ИП4 80.ИПА 81.. 82.ИП8 83.X 84.П9 85.ИПС 86.Fsin 87.ИП8 88.X 89.ИП4 90.X 91.ИПВ 92.. 93.ПВ 94.ИП0 95.С/П.

Инструкция к программе:

1. F ПРГ; ввести программу; F АВТ; установить переключатель «Р—Г» в положение «Г».

2. Ввести V_0 (км/ч) в гр. П0; G (кг) в гр. П1; C_{x0} в гр. П6; H_0 в гр. ПВ; $\delta\Theta$ в гр. ПС.

3. Ввести q_i в гр. П2; p_y в гр. П3; R_i в гр. П7.

4. B/O; С/П. Время счета ~ 30 с.

Результаты счета находятся: V_i в гр. X и П0; t_i в гр. ПБ; r_{yi} в гр. П9; H_i в гр. ПВ.

5. Для счета параметров движения самолета на следующем шаге перейти к п. 3.

Примечание: при наборе шагов 10 и 11 программы вводится значение площади крыла $S = 23 \text{ м}^2$, а при наборе шагов 22–25 — коэффициент индуктивности $A = 0,25$ (данные самолета МиГ-21). Для другого самолета S и A могут занимать большее число ячеек программной памяти, поэтому команды могут сместиться по отношению к адресам команд, данным в приведенной программе при той же их последовательности. Например, если $S = 32,7$, то эта величина займет адреса 10–13 и следующая команда «Х» будет расположена по адресу 14.

Пример. Надо определить параметры петли Нестерова для различных углов наклона траектории с шагом $\delta\Theta = 15^\circ$. Начальные условия: $V_0 = 950 \text{ км/ч}$, $H_0 = 1500 \text{ м}$, $\Theta_0 = 0^\circ$, $G = 8000 \text{ кг}$. Согласно инструкции к программе вводим $V_0 = 950 \text{ км/ч}$ в гр. П0; $G = 8000 \text{ кг}$ в гр. П1; $C_{x0} = 0,017$ в гр. П6; $H_0 =$

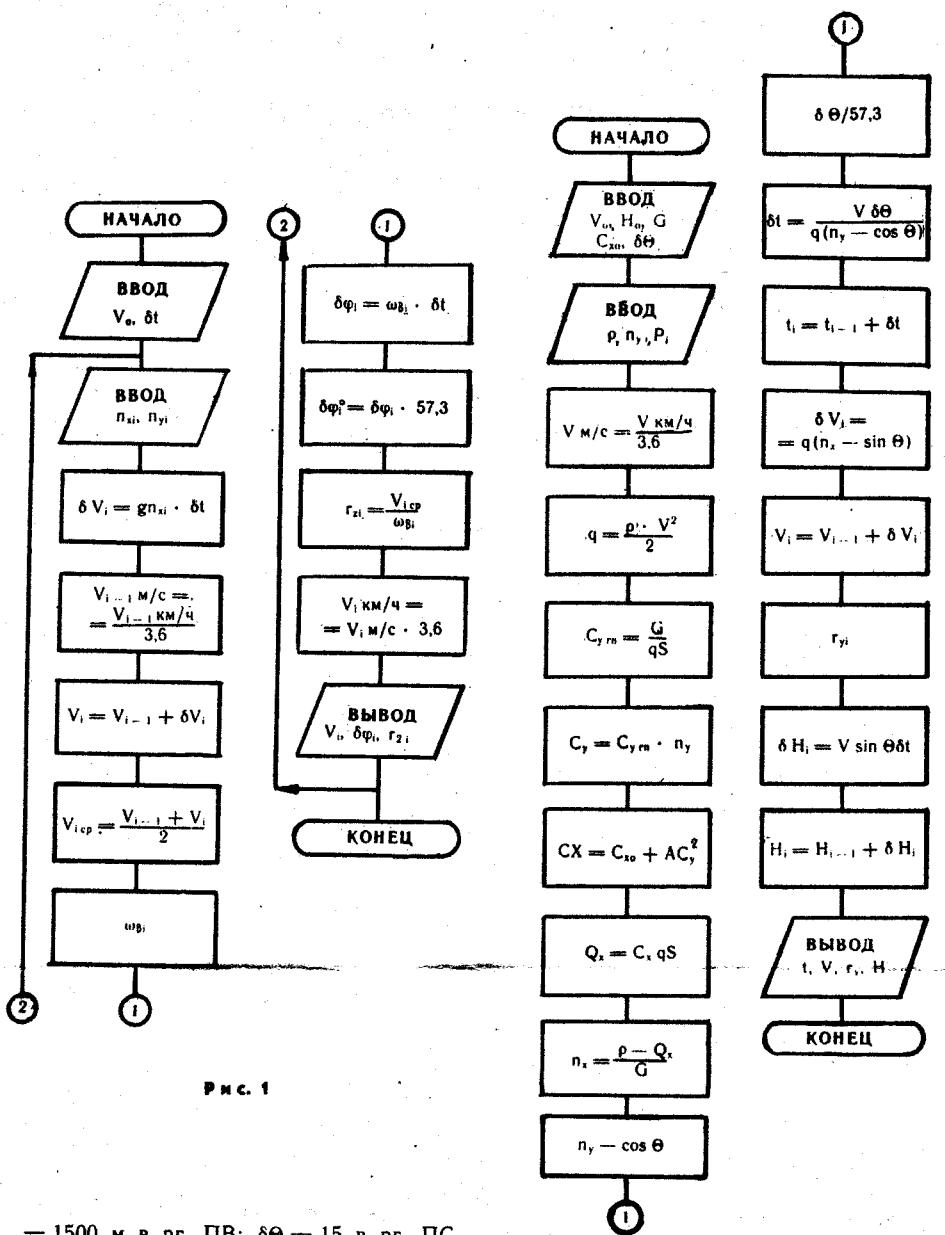


Рис. 1

$= 1500 \text{ м}$ в гр. ПВ; $\delta\Theta = 15$ в гр. ПС. Затем вводим изменяемые параметры на каждом шаге интегрирования: q_i в гр. П2; p_y в гр. П3; R_i в гр. П7. При этом q_i определяется по значению высоты полета из таблицы стандартной атмосферы, p_{yi} — по графику изменения $p_y = f(\Theta)$ для текущего значения Θ (рис. 3 на 4-й стр. обложки), R_i — по значениям скорости и высоты полета из высотно-скоростных характеристик двигателя.

Для рассматриваемого примера имеем:

1-й шаг: $\Theta_1 = 15^\circ$. Изменяемые параметры: $q_1 = 0,108 \frac{\text{кг} \cdot \text{с}^2}{\text{м}^4}$.

$p_{yi} = 3,8$; $R_1 = 6800 \text{ кг}$.

Результаты: $V_1 = 956,4 \text{ км/ч}$; $t_1 = 2,48 \text{ с}$; $r_{yi} = 2504 \text{ м}$; $H_1 = 1669,7 \text{ м}$.

2-й шаг: $\Theta_2 = 30^\circ$.

$q_2 = 0,106 \frac{\text{кг} \cdot \text{с}^2}{\text{м}^4}$; $p_{yi} = 5,2$; $R_2 = 6770 \text{ кг}$.

Результаты: $V_2 = 943,2 \text{ км/ч}$; $t_2 = 4,15 \text{ с}$; $r_{yi} = 1699 \text{ м}$; $H_2 = 1784,8 \text{ м}$.

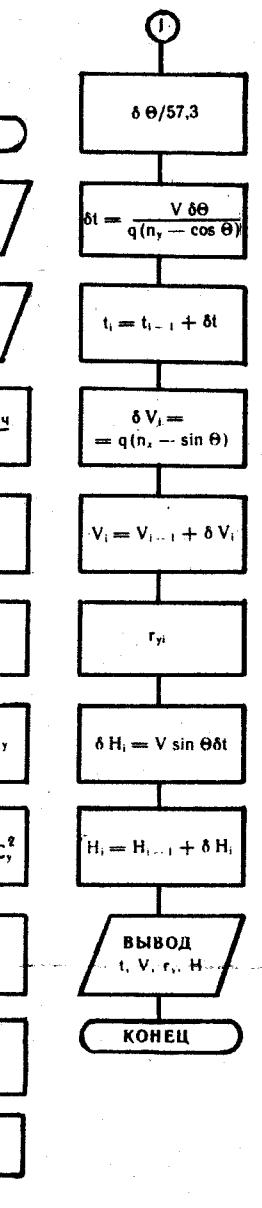


Рис. 2

3-й шаг: $\Theta_3 = 45^\circ$.

$q_3 = 0,1048$; $p_{yi} = 5,7$; $R_3 = 6700 \text{ кг}$.

Результаты: $V_3 = 923,2 \text{ км/ч}$; $t_3 = 5,63$; $r_{yi} = 1478 \text{ м}$; $H_3 = 1885 \text{ м}$ и т. д.

Имеющийся опыт моделирования позволяет создавать достоверные модели самых сложных элементов полета, накапливать базу моделей полетных заданий при выполнении фигур пилотажа с различными управляющими функциями (значениями P , p_y). Это помогает летному составу совершенствовать воздушную выучку, быстро и с высоким качеством осваивать новые летательные аппараты, повышать безопасность полетов и боевую готовность.

Цена 40 коп.

БОЕВОЕ МАНЕВРИРОВАНИЕ С ПМК

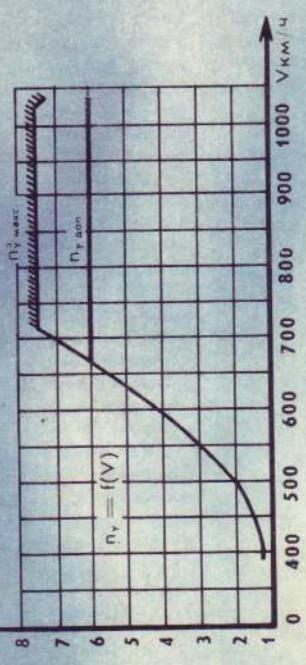


Рис. 1

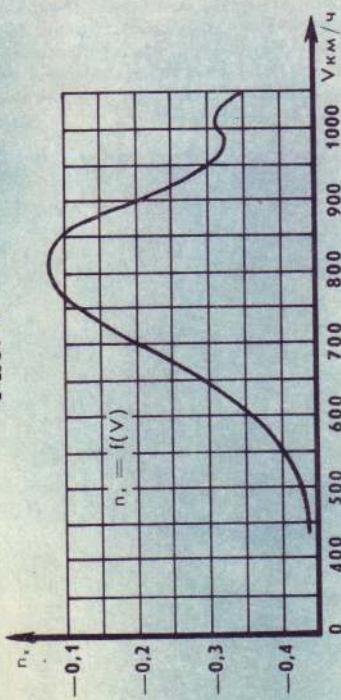


Рис. 1

См. статью в этом номере журнала.

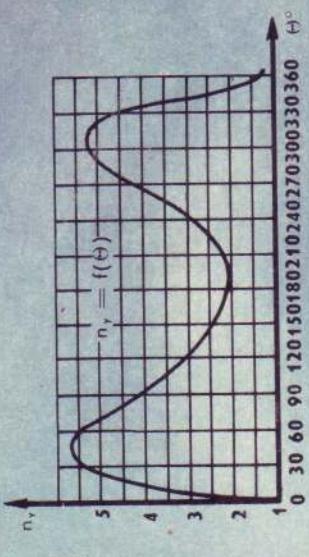
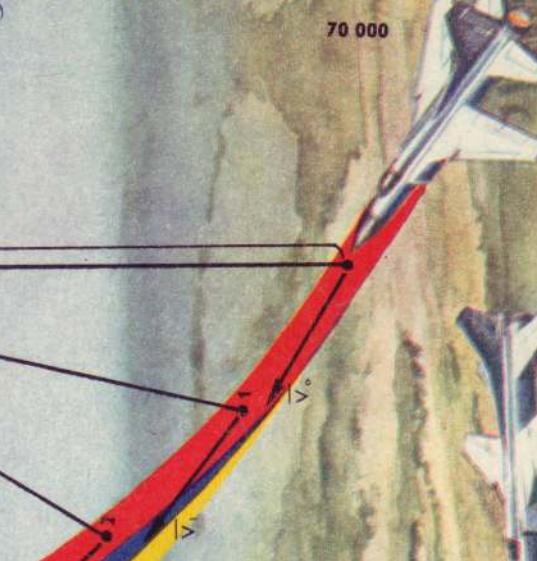
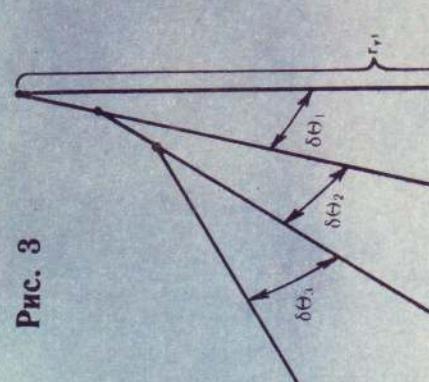


Рис. 3



70 000

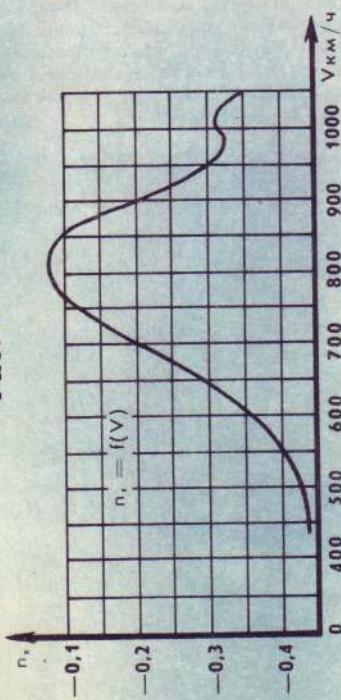


Рис. 1

