



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

$$\begin{aligned} \delta V_i &= g n_{xi} \delta t; \\ V_i &= V_{i-1} + \delta V; \\ V_{cp} &= (V_{i-1} + V_i) / 2; \\ \omega_{Bi} &= \frac{\delta \varphi_i}{\delta t} = \frac{g}{V_{icp}} \sqrt{n_y^2 - 1}; \end{aligned}$$

$$\Gamma_{zi} = \frac{V_{i\text{cp}}}{(Q)_{zi}}.$$

Инструкция к программе:

1. F ПРГ; ввести программу; F АВТ; В/О.
2. Ввести исходные данные: V_0 (км/ч) в рг. P0; $\delta t(c)$ в рг. ПС.
3. Ввести n_{xi} в рг. ПА; \bar{n}_{yi} в рг. ПВ.
4. С/П; результаты счета на i -м шаге: V_i (км/ч) в рг. X и P0; δf в рг. П4; g_{zi} в рг. П5.
5. Для счета параметров выража на следующем шаге перейти к п. 3.

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

Таблица

[illegible]

полета при заданном режиме. Например, «Максималь» от $\Theta = 0^\circ$ до $\Theta = 190^\circ$ и $p = 80$ 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:

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

$$\delta V_i = g(n_{xi} - \sin \Theta_i) \delta t_i;$$

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

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

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.П8 06.ИП2 07.÷ 08.ФХ² 09.× 10.2 11.3 12.× 13.2 14.÷ 15. ПД 16.Ф1/Х 17.ИП1 18.× 19.ИП3 20.× 21.ФХ² 22.0 23. 24.2 25.5 26.× 27. ИП6 28.+ 29.ИПД 30.× 31.ИП7 32.÷ 33.— 34.ИП1 35.÷ 36.ПД 37.ИП3 38. ИПС 39.Фcos 40.— 41.9 42. 43.8 44.1 45.× 46.Ф1/Х 47.ИП8 48.× 49.ИПС 50.5 51.7 52. 53.3 54.÷ 55.ПА 56.× 57.П4 58.ИП5 59.+ 60.П5 61.ИПД 62.ИПС 63.Фsin 64.— 65.9 66. 67.8 68.1 69.× 70.ИП4 71.× 72.ИП8 73.+ 74.3 75. 76.6 77.× 78.ПО 79.ИП4 80.ИПА 81.÷ 82.ИП8 83.× 84.П9 85.ИПС 86.Фsin 87.ИП8 88.× 89.ИП4 90.× 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 рг. П0; G (кг) в рг. П1; C_{x0} в рг. П6; H_0 в рг. ПВ; $\delta \Theta$ в рг. ПС.

3. Ввести q_1 в рг. П2; p_{y1} в рг. П3; P_1 в рг. П7.

4. В/О; С/П. Время счета ~ 30 с.

Результаты счета находятся: V_i в рг. Х и П0; t_i в рг. П5; r_{yi} в рг. П9; H_i в рг. 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 «X» будет расположена по адресу 14.

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

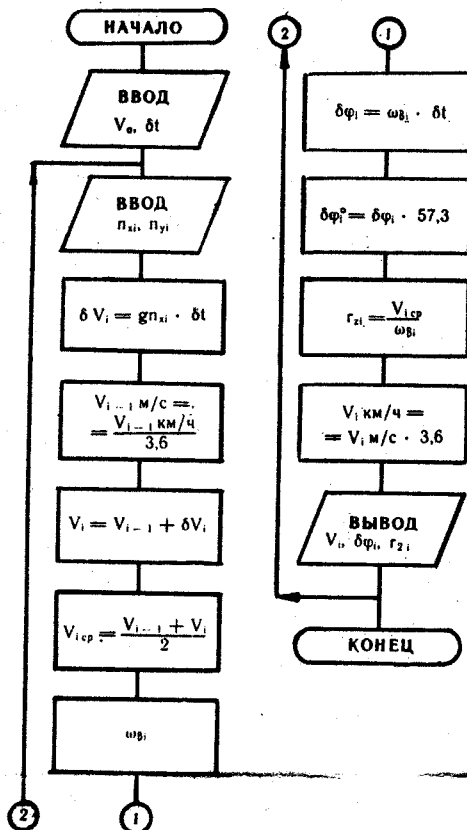


Рис. 1

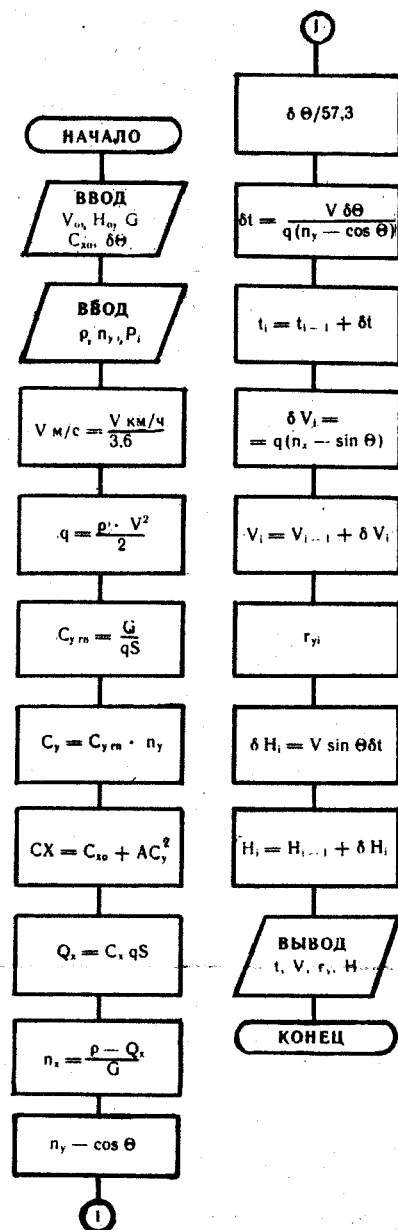


Рис. 2

$= 1500 \text{ м}$ в рг. ПВ; $\delta \Theta = 15$ в рг. ПС. Затем вводим изменяемые параметры на каждом шаге интегрирования: q_1 в рг. П2; p_{y1} в рг. П3; P_1 в рг. П7. При этом q_1 определяется по значению высоты полета из таблицы стандартной атмосферы, p_{y1} — по графику изменения $p_y = f(\Theta)$ для текущего значения Θ (рис. 3 на 4-й стр. обложки), P_1 — по значениям скорости и высоты полета из высотносторостных характеристик двигателя.

Для рассматриваемого примера имеем: 1-й шаг: $\Theta_1 = 15^\circ$.

Изменяемые параметры: $q_1 = 0,108 \frac{\text{кг} \cdot \text{с}^2}{\text{м}^4}$;

$p_{y1} = 3,8$; $P_1 = 6800 \text{ кг}$.

Результаты: $V_1 = 956,4 \text{ км/ч}$; $t_1 = 2,48 \text{ с}$; $r_{y1} = 2504 \text{ м}$; $H_1 = 1669,7 \text{ м}$.

2-й шаг: $\Theta_2 = 30^\circ$.

$q_2 = 0,106 \frac{\text{кг} \cdot \text{с}^2}{\text{м}^4}$; $p_{y2} = 5,2$; $P_2 = 6770 \text{ кг}$.

Результаты: $V_2 = 943,2 \text{ км/ч}$; $t_2 = 4,15 \text{ с}$; $r_{y2} = 1699 \text{ м}$; $H_2 = 1784,8 \text{ м}$.

3-й шаг: $\Theta_3 = 45^\circ$.

$q_3 = 0,1048$; $p_{y3} = 5,7$; $P_3 = 6700 \text{ кг}$.

Результаты: $V_3 = 923,2 \text{ км/ч}$; $t_3 = 5,63$; $r_{y3} = 1478 \text{ м}$; $H_3 = 1885 \text{ м}$ и т. д.

Имеющийся опыт моделирования позволяет создавать достоверные модели самых сложных элементов полета, накапливать банк 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.

48 ул

БОЕВОЕ МАНЕВРИРОВАНИЕ С ПМК

См. статью в этом номере журнала.

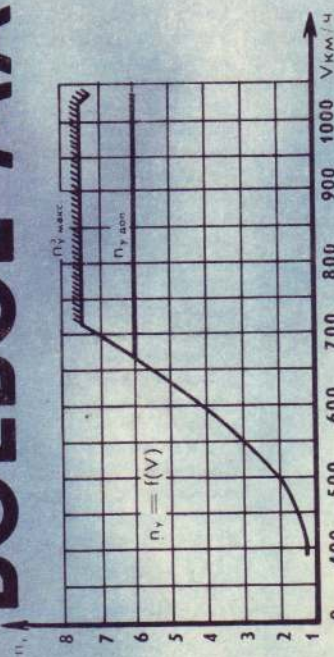


Рис. 1

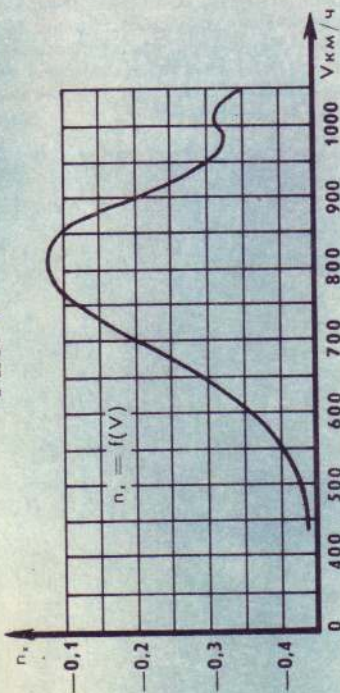


Рис. 2

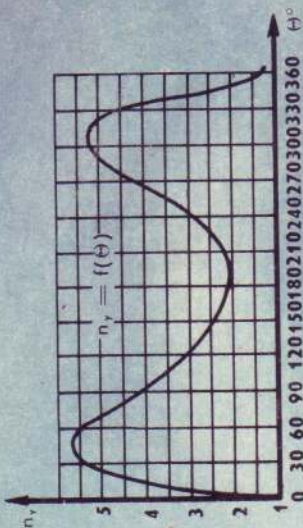


Рис. 3

