

Министерство общего и профессионального образования
Российской Федерации
Челябинский Государственный Технический Университет

Р.В. Сидельников

А.Б. Тропин

**АЭРОДИНАМИКА РАКЕТ
РАСЧЕТЫ И ИССЛЕДОВАНИЯ
АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ
НА ЭВМ**

Программно-методический учебный комплекс
(Описание)

Челябинск

Издательство ЧГТУ

1997

УДК 533.6

Сидельников Р.В., Тропин А.Б. Аэродинамика ракет. Расчеты и исследования аэродинамических характеристик летательных аппаратов на ЭВМ: Программно-методический учебный комплекс. (Описание). Учебное пособие для вузов. - Челябинск: Изд. ЧГТУ, 1997. - 55 с.

Приведено описание расчетного комплекса исследований аэродинамических характеристик летательных аппаратов. Рассмотрены методика и алгоритмы расчетов, программы исследования на ЭВМ обтекания воздушным потоком аппаратов сложных аэродинамических форм в широком диапазоне чисел Маха, Рейнольдса и углов атаки.

Программа прилагается на магнитном носителе (дискете).

Описание и комплекс предназначаются для студентов высших и средних технических учебных заведений ракетно-космических и других родственных специальностей.

Ил. 29, табл. 3, список лит. - 12 назв.

Одобрено учебно-методической комиссией
Аэрокосмического факультета Челябинского государственного
технического университета.

Рецензенты: Политов В.С., Ямчук В.В.

© Издательство ЧГТУ, 1997

© Р.В. Сидельников

© А.Б. Тропин

Содержание

Введение	5
Глава 1. Алгоритм вычисления аэродинамических характеристик ЛА (основные расчетные зависимости).....	8
§1. Элементарные тела вращения	8
1.1. Коэффициент давления на поверхность	8
1.2. Полусферическое притупление	8
1.3. Острый конус.....	9
1.4. Усеченный конус	10
1.5. Притупленный конус	11
1.6. Цилиндр	12
§2. Составное тело вращения	13
§3. Система тел вращения (ЛА без оперения и крыльев).....	16
§4. ЛА с оперением.....	17
Глава 2. Инструкция пользователя.....	21
§1. Терминология	21
§2. Работа с программой	23
2.1. Создание объекта	24
2.2. Работа с базой данных	27
2.3. Настройки	29
2.4. Расчет коэффициентов.....	31
2.5. Просмотр результатов расчета.....	31
2.6. Построение графиков	33
Глава 3. Примеры расчета аэродинамических коэффициентов ЛА.....	36
§1. Варианты оформления текстового файла с результатами расчета.....	36
§2. Варианты построения графиков.....	39
Глава 4. Краткое описание модулей программы “AERODYN”	42
§1. Модуль геометрических построений	43
§2. Математическое описание и графическая схема аппроксимации коэффициента лобового сопротивления.....	43
§3. Модуль параметров “стандартной” атмосферы.....	46

Заключение.....	47
Приложение 1. Исходный текст программы на дискете.....	49
Приложение 2. Программа пользователя (исполняемые и рабочие файлы) на дискете	50
Приложение 3. Файл описания комплекса на дискете	51
Приложение 4. Файл демонстрации возможностей комплекса и работы с ним на дискете	52
Литература.....	53

Введение

Вопросы расчета аэродинамических характеристик летательных аппаратов представляют значительный интерес при решении многих задач проектирования и отработки ЛА, а именно:

- при выборе оптимальной аэродинамической формы;
- при проведении баллистических расчетов - определение сил и моментов относительно центра масс при движении по траектории в плотных слоях атмосферы с изменяющейся высотой (плотностью среды), скоростью и углами атаки;
- при проведении расчетов органов управления для обеспечения требуемых управляющих усилий и моментов;
- при проведении расчетов прочности корпусов ракет на активном участке полета при действии на него переменной аэродинамической нагрузки;
- при проведении расчетов прочности и разогрева летательных аппаратов, спускаемых в плотных слоях атмосферы;
- при решении других задач, возникающих во время проектирования ЛА.

Задача определения аэродинамических характеристик ЛА является достаточно сложной, т.к. геометрические формы (внешняя геометрия) современных аппаратов далеки от элементарных (сфера, конус, цилиндр). Часто они представляют собой сочетание тел вращения с прямолинейными и криволинейными образующими и могут состоять из нескольких тел, которые в процессе полета могут отделяться от основного тела (ступени ракеты). В составе некоторых ЛА есть оперение и крылья. В связи с этим возникает задача представления геометрии рассчитываемого тела в более простом виде, применимом для проведения расчета.

Кроме того, явления, возникающие при обтекании ЛА воздушным потоком, отличаются большой сложностью и с большим трудом поддаются математическому описанию. Развитие современной аэродинамики идет при тесном взаимодействии теоретического и экспериментального направлений. Аналитические зависимости, уточненные с помощью эксперимента, позволяют получить решение в более простом виде.

Как правило, эти зависимости получены для каких-либо конкретных тел, например для конуса (острого, усеченного, притупленного), цилиндра, сферы и других тел, для определенных диапазонов параметров потока таких как число Маха, число Рейнольдса и ус-

ловий обтекания. Такие зависимости можно найти, например, в литературе [1-4] для простых тел вращения и форм оперения.

В первом приближении полагали, что все ЛА можно представить в виде набора простейших тел вращения (полусферический сегмент, цилиндр, конус острый, притупленный и усеченный) с присоединенными телами вращения и элементов стабилизации (стабилизаторы и крылья). Такой набор составных элементов позволяет с достаточной точностью аппроксимировать внешнюю геометрию большинства современных ракет. Приблизительно учесть влияние элементов друг на друга можно с помощью коэффициентов интерференции [1].

При написании программы, большое внимание уделялось вопросам подготовки исходных данных, т.е. решались вопросы компоновки внешнего геометрического профиля ЛА из набора составных элементов.

При работе программы, в процессе создания объекта производится геометрическое отображение его вида в трех проекциях, что позволяет осуществлять визуальный контроль исходных данных.

В программе используются полуэмпирические зависимости для определения аэродинамических коэффициентов сил лобового, донного, профильного сопротивления, подъемной силы, аэродинамического момента и их составляющих, а так же положения центра давления для всех составляющих элементов, образующих в совокупности летательный аппарат. Для определения аэродинамических характеристик ЛА в целом, все коэффициенты, полученные для составляющих элементов, пересчитываются на 'характерный' размер ЛА и суммируются. Все это позволяет существенно сократить затраты машинного времени (объема вычислений), объема памяти, необходимой для хранения результатов расчетов, по сравнению с реализацией численных методов исследования обтекания до- и сверхзвуковыми потоками вязкого, сжимаемого, диссоциирующего газа ЛА сложной формы. Вычисления с помощью численных методов требуют колоссальных затрат вычислительных ресурсов.

При проведении расчета аэродинамических коэффициентов, используемые полуэмпирические зависимости, позволяют находить аэродинамические характеристики отдельных составляющих ЛА с приемлемой для инженерных расчетов точностью, в различных диапазонах изменения чисел Маха и чисел Рейнольдса, углов атаки рассчитываемого объекта.

Пособие представляет целый комплекс материалов и услуг для пользователя в процессе его обучения и практической деятельности. Комплекс содержит:

- методику расчетов аэродинамических коэффициентов летательных аппаратов;
- подробный алгоритм вычислений для эксплуатационных углов атаки, чисел Маха и чисел Рейнольдса;
- инструкцию пользователя ЭВМ для работы с комплексом;
- примеры расчетов аэродинамических коэффициентов ЛА;
- программу проведения расчетов на ЭВМ;
- специальную программу аэродинамической компоновки ЛА, позволяющую исследовать влияние различных аэродинамических форм элементов ЛА на характеристики воздушного обтекания различных типов ракет, от простейших тел вращения до сложных составных конструкций;
- специальную программу, демонстрирующую пользователю все возможности программного комплекса, включая последовательность выполнения расчета для различных компоновок ЛА, и дает подробные комментарии по каждому шагу демонстрации.

Предназначен для самостоятельных исследований аэродинамических характеристик и для подготовки данных, потребляемых программным комплексом баллистических исследований ЛА [8]. Для этих целей введены дополнительные модули аппроксимации численных значений коэффициентов лобового сопротивления.

При написании программы использовался язык Borland Pascal V7.1, библиотека графического интерфейса с пользователем Graph Vision и другие авторские модули.

Данная программная разработка применяется в учебном процессе на кафедре “Летательные аппараты“ ЧГТУ с 1995 года при выполнении студентами дипломных, курсовых работ и вычислении домашних заданий по курсу “Аэродинамика”. В общем она рассчитана на студентов вузов ракетно-космических специальностей и предназначена для выполнения аэродинамических расчетов и выполнения курсовых, дипломных работ. Может быть использована соответствующими организациями при анализе аэродинамических форм летательных аппаратов в первом приближении.

Глава 1. Алгоритм вычисления аэродинамических характеристик ЛА (основные расчетные зависимости)

§1. Элементарные тела вращения

Ниже приведены зависимости для аэродинамических коэффициентов тел простейших геометрических форм, которые используются для аппроксимации внешней геометрии рассчитываемых ЛА.

1.1. Коэффициент давления на поверхность

Этот коэффициент используется при вычислении всех аэродинамических коэффициентов тел простейших геометрических форм.

$$\bar{P}_0 = \bar{P}_{01} = \left[\left(1 + \frac{k-1}{2} \cdot M_\infty^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} - 1 \right] \cdot \frac{2}{k \cdot M_\infty^2} \quad \text{при } M_\infty < 1 ,$$

$$\bar{P}_0 = \bar{P}_{02} = 2 - \frac{k-1}{k+1} - \frac{2}{(k+1) \cdot M_\infty^2} \quad \text{при } M_\infty \geq 1 .$$

1.2. Полусферическое притупление

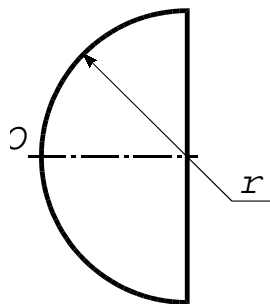


Рис. 1. Полусферическое притупление

- площадь боковой поверхности:

$$S_{\hat{a} \hat{i} \hat{e}} = 2\pi \cdot r^2$$

- коэффициент продольной силы (от давления):

$$\tilde{N}_{Rp}^{\hat{n} \hat{\delta}} = 0.5 \cdot \bar{P}_0$$

- коэффициент нормальной силы:

$$C_N^{\hat{n} \hat{\delta}} = 0.5 \cdot \bar{P}_0 \alpha$$

- производная от коэффициента нормальной силы по углу атаки α :

$$C_N^{\alpha \hat{n} \hat{o}} = 0.5 \cdot \bar{p}_0 \alpha$$

- координата центра давления относительно теоретической вершины ЛА:

$$x_d^{\hat{n} \hat{o}} = r ,$$

здесь считается, что т.О совпадает с теоретической вершиной ЛА (рис. 1).

1.3. Острый конус

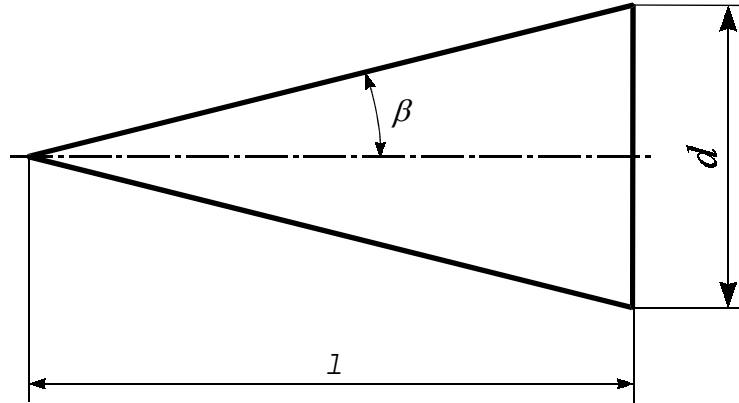


Рис. 2. Острый конус

- площадь боковой поверхности:

$$S_{\hat{a} \hat{i} \hat{e}} = \frac{\pi \cdot d \cdot l}{2 \cdot C \cos \beta}$$

- коэффициент продольной силы (от давления):

$$C_{RP}^{\hat{e} \hat{i} \hat{i}} = \left(1.56 + \frac{1.95}{M_{\infty}^2} \right) \cdot \beta^{1.7} ,$$

где β - угол при вершине конуса (в радианах).

- коэффициент нормальной силы:

$$\tilde{N}_N^{\hat{e} \hat{i} \hat{i}} = \bar{p}_0 \cdot \alpha \cdot C \cos^2 \beta$$

- производная от коэффициента нормальной силы по углу атаки α :

$$C_N^{\alpha \hat{e} \hat{i} \hat{i}} = \bar{p}_0 \cdot C \cos \beta$$

- координата центра давления относительно теоретической вершины ЛА:

$$x_d^{\hat{e} \hat{i} \hat{i}} = A + \frac{2 \cdot l}{3 \cdot C \cos^2 \beta} ,$$

где A - расстояние от вершины конуса (рис. 2) до теоретической вершины ЛА.

1.4. Усеченный конус

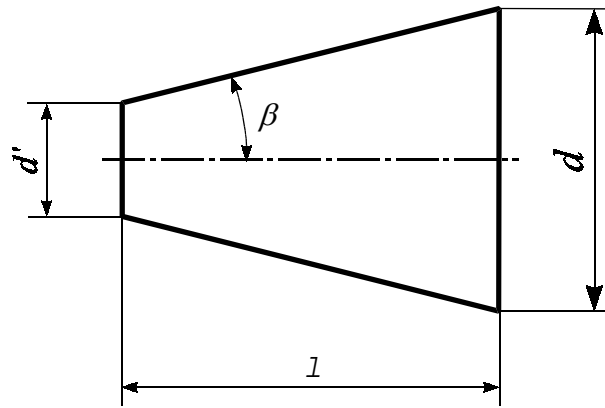


Рис. 3. Усеченный конус

- площадь боковой поверхности:

$$S_{\hat{a} \hat{i} \hat{e}} = \frac{\pi \cdot l \cdot (d + d')}{2 \cdot C \cos \beta}$$

- коэффициент продольной силы (от давления):

$$C_{RP}^{\hat{o} \hat{E}} = C_{RP}^{\hat{E} \hat{i} \hat{i}} \cdot (1 - \bar{d}^2),$$

где $\bar{d} = \frac{d'}{d}$

- коэффициент нормальной силы:

$$C_N^{\hat{o} \hat{E}} = C_N^{\hat{E} \hat{i} \hat{i}} \cdot (1 - \bar{d}^2)$$

- производная от коэффициента нормальной силы по углу атаки α :

$$C_N^{\alpha \hat{o} \hat{E}} = C_N^{\alpha \hat{E} \hat{i} \hat{i}} \cdot (1 - \bar{d}^2)$$

- координата центра давления относительно теоретической вершины ЛА:

$$x_d^{\hat{o} \hat{E}} = A + \frac{2 \cdot l}{3 \cdot C \cos^2 \beta} \cdot \frac{1 - \bar{d}^3 - \frac{3}{2} \cdot \bar{d} \cdot (1 - \bar{d}^2) \cdot C \cos^2 \beta}{(1 - \bar{d}) \cdot (1 - \bar{d}^2)},$$

где A - расстояние от левого края усеченного конуса (рис. 3) до теоретической вершины ЛА.

1.5. Притупленный конус

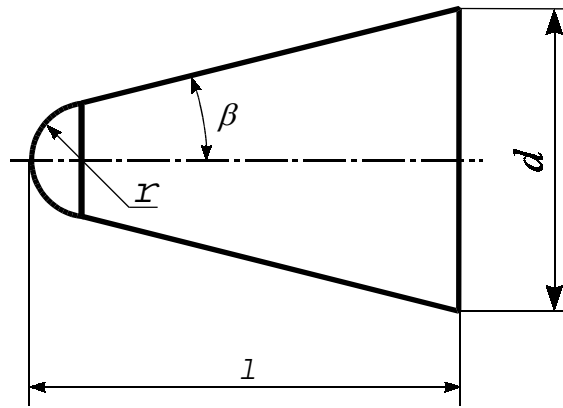


Рис. 4. Притупленный конус

- площадь боковой поверхности:

$$S_{\hat{a} \hat{i} \hat{e}} = 2\pi \cdot r^2 \cdot (1 - \sin\beta) + \frac{\pi \cdot l' \cdot (r \cdot C \cos\beta + d/2)}{C \cos\beta},$$

где $l' = l - r \cdot (1 - \sin\beta)$

- коэффициент продольной силы (от давления):

$$C_{RP}^{\hat{i} \hat{e}} = \left[0.5 \bar{p}_0 \cdot (1 + \sin^2\beta) \cdot \bar{d}^2 + \left(156 + \frac{1.95}{M_\infty^2} \right) \cdot \beta^{1.7} \cdot (1 - \bar{d}^2) \right],$$

где $\bar{d} = \frac{2 \cdot r \cdot C \cos\beta}{d}$

- коэффициент нормальной силы:

$$C_N^{\hat{i} \hat{e}} = \bar{p}_0 \cdot \alpha \cdot C \cos^2\beta \cdot (1 - 0.5 \cdot \bar{d}^2)$$

- производная от коэффициента нормальной силы по углу атаки α :

$$C_N^{\alpha \hat{i} \hat{e}} = \bar{p}_0 \cdot C \cos^2\beta \cdot (1 - 0.5 \cdot \bar{d}^2)$$

- координата центра давления относительно теоретической вершины ЛА:

$$x_d^{\hat{i} \hat{e}} = A + l \cdot \frac{0.5 \cdot \bar{d}^2 \cdot x_d^{\hat{c} \hat{a} \hat{d}} + (1 - \bar{d}^2) \cdot (A^{\hat{o} \hat{e}} + x_d^{\hat{o} \hat{e}})}{1 - 0.5 \cdot \bar{d}^2},$$

где $x_d^{\hat{c} \hat{a} \hat{d}} = r$, $A^{\hat{o} \hat{e}} = r \cdot (1 - \sin\beta)$,

$$x_d^{\hat{o} \hat{e}} = \frac{2 \cdot l'}{3 \cdot C \cos^2\beta} \cdot \frac{1 - \bar{d}^3 - \frac{3}{2} \cdot \bar{d} \cdot (1 - \bar{d}^2) \cdot C \cos^2\beta}{(1 - \bar{d}) \cdot (1 - \bar{d}^2)},$$

где A - расстояние от вершины притупленного конуса (рис. 4) до теоретической вершины ЛА. Здесь A может быть равно нулю.

1.6. Цилиндр

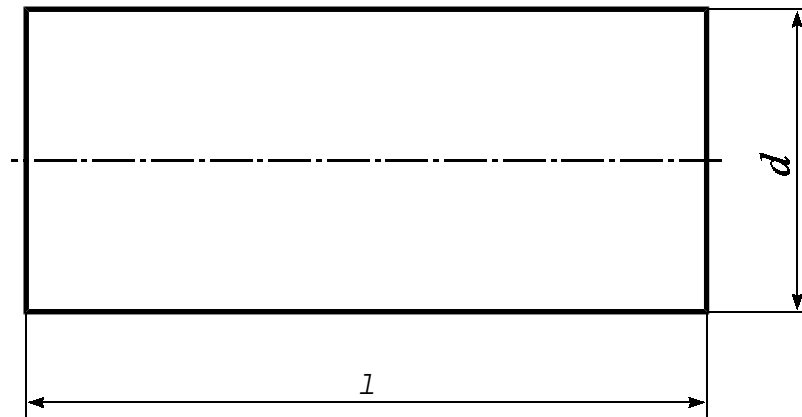


Рис. 5. Цилиндр

- площадь боковой поверхности:

$$S_{\text{бок}} = \pi \cdot d \cdot l$$

- коэффициент продольной силы (от давления):

$$C_{Rp}^{\circ} = 0$$

- коэффициент нормальной силы:

$$C_N^{\circ} = \bar{p}_0 \cdot \alpha^2 \cdot \frac{8}{3\pi} \cdot \frac{l}{d}$$

- производная от коэффициента нормальной силы по углу атаки α :

$$C_N^{\alpha} = \bar{p}_0 \cdot 2\alpha \cdot \frac{8}{3\pi} \cdot \frac{l}{d}$$

- координата центра давления относительно теоретической вершины ЛА:

$$x_d^{\circ} = A + 0.5 \cdot l,$$

где A - расстояние от левого края цилиндра (рис. 5) до теоретической вершины ЛА.

§2. Составное тело вращения

Корпус современного летательного аппарата (ЛА) в большинстве случаев является телом вращения и может иметь сложную форму (рис. 6).

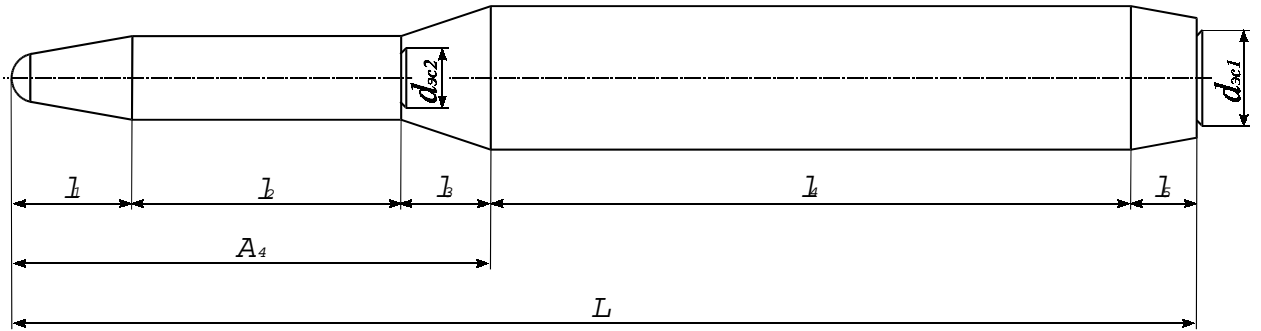


Рис. 6. Составное тело вращения

Разбив корпус ЛА на составные части, можно представить его в виде набора элементов определенной геометрической формы, а именно:

- полусферическое притупление;
- острый конус;
- усеченный конус;
- притупленный конус;
- обратный конус;
- цилиндр;

Для летательных аппаратов, имеющих несколько сопел (реактивных двигателей), в расчетах все сопла заменяются одним эквивалентным соплом, у которого площадь среза равна сумме площадей на срезе исходных сопел.

Зависимости для аэродинамических коэффициентов составных элементов ЛА, зависящих от их формы, приведены в §1. настоящей главы

Для определения аэродинамических характеристик ЛА в целом можно воспользоваться следующими зависимостями:

1. Коэффициент нормальной силы:

$$C_N = \sum_i C_{N_i} \cdot \bar{D}_i^2,$$

где $\bar{D}_i = \frac{D_i}{D_M}$ - коэффициент пересчета аэродинамических

коэффициентов на новый характерный размер;

D_i - характерный поперечный размер очередного элемента, входящего в состав ЛА;

D_M - характерный поперечный размер ЛА.

2. Производная от коэффициента нормальной силы по углу атаки α :

$$C_N^\alpha = \sum_i C_{N_i}^\alpha \cdot \bar{D}_i$$

3. Коэффициент силы продольного сопротивления:

- для дозвуковых скоростей полета ($M_\infty < 1$):

$$C_R = C_R^{i\delta i\delta} + C_R^{\ddot{a}i i i}$$

- для сверхзвуковых скоростей полета ($M_\infty \geq 1$):

$$C_R = C_{Rp} + C_R^{\delta\delta\dot{a}i} + C_R^{\ddot{a}i i i}$$

4. Коэффициент профильного сопротивления ($M_\infty < 1$):

$$C_R^{i\delta i\delta} = \frac{k_\delta \cdot C_f}{\sqrt{1 + 0.2 \cdot M_\infty^2}},$$

где k_δ - коэффициент, учитывающий форму ЛА;

$$k_\delta = 1.86 - 0.175 \cdot \lambda_\delta + 0.01 \cdot \lambda_\delta^2$$

$\lambda_\delta = \lambda_{\hat{e}i\delta i} \cdot \sqrt{1 - M_\infty^2}$ - фиктивное удлинение корпуса;

$$\lambda_{\hat{e}i\delta i} = \frac{L}{D_M} \quad - \quad \text{удлинение корпуса;}$$

L - характерный размер, длина корпуса ЛА.

5. Коэффициент силы трения:

$$C_f = C_R^{\delta\delta\dot{a}i} = 0.0315 \cdot R e^{-0.145} \frac{S_{\dot{a}i\hat{e}}}{S_{i\hat{e}\ddot{a}}},$$

где $R e = \frac{V \cdot L}{\nu}$ - число Рейнольдса;

- $V = M_\infty \cdot a$ - скорость набегающего потока;
 L - характерный линейный размер ЛА (длина);
 ν - кинематическая вязкость потока;
 a - скорость звука в набегающем потоке;
 $S_{\text{á í ê}}$ - площадь боковой поверхности ЛА;
 $S_{\text{í è ä}}$ - площадь миделева сечения.

6. Коэффициент силы донного сопротивления:

- дозвуковой диапазон скоростей ($M_\infty < 1$):

$$\tilde{N}_R^{\text{á í í í}} = \frac{0.029}{\sqrt{C_R^{\text{ò ä á í}} / S_{\text{á í í}}}} \cdot \bar{D}_{\text{á í í í}}^2,$$

где $\bar{D}_{\text{á í í í}}^2 = \frac{S_{\text{á í í í}} - S_{\text{í í í è}}}{S_{\text{í è ä}}}$, $\bar{S}_{\text{á í í í}} = \frac{S_{\text{á í í í}}}{S_{\text{á í ê}}}$,

- $S_{\text{á í í í}}$ - площадь донного среза,
 $S_{\text{í í í è}}$ - площадь, занятая соплом.

- сверхзвуковой диапазон скоростей ($M_\infty \geq 1$):

$$C_R^{\text{á í í í}} = \frac{1144 \cdot k_1 \cdot (2 - k_1)}{M_\infty^2} \cdot \bar{D}_{\text{á í í í}}^2 \quad \text{при } k_1 \leq 1,$$

$$C_R^{\text{á í í í}} = \frac{1.43}{M_\infty^2} \quad \text{при } k_1 > 1,$$

где $k_1 = \frac{M_\infty}{\lambda_{\text{ý ö ö}}}$ $\lambda_{\text{ý ö ö}} = \frac{\lambda_{\text{ê í ö í}}}{D_{\text{á í í í}}^2}$ $\lambda_{\text{ê í ö í}} = \frac{L}{D_{\text{í è ä}}}$

7. Коэффициент центра давления:

$$\bar{x}_d = \frac{\sum_i x_{d i} \cdot C_{N i} \cdot \bar{D}_i^2}{L \cdot C_N} = \frac{\sum_i x_{d i} \cdot C_{N i}^\alpha \cdot \bar{D}_i^2}{L \cdot C_N^\alpha} \Bigg|_{\alpha=0}$$

8. Коэффициент аэродинамического момента:

$$m_z = C_N \cdot \bar{x}_d$$

9. Коэффициент лобового сопротивления:

$$C_x = C_R \cdot C \cos \alpha + C_N \cdot S \sin \alpha$$

10. Коэффициент подъемной силы:

$$C_y = C_N \cdot C \cos \alpha - C_R \cdot S \sin \alpha$$

§3. Система тел вращения (ЛА без оперения и крыльев)

В составе многих ракет могут присутствовать ускорители (рис. 7)

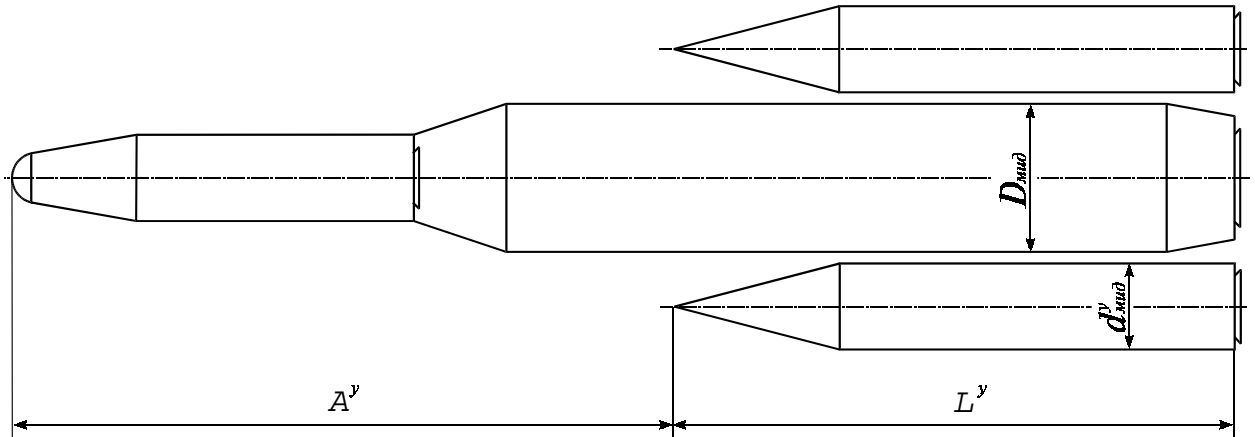


Рис. 7. Система тел вращения

Аэродинамические коэффициенты ЛА такой схемы рассчитываются по следующему алгоритму:

1. Вычисление аэродинамических коэффициентов ЛА без ускорителей;
2. Вычисление аэродинамических коэффициентов ускорителей;
3. Вычисление аэродинамических коэффициентов ЛА с ускорителями:

- коэффициент нормальной силы:

$$C_N = C_N^{\acute{a} \acute{o}} + n \cdot C_N^{\acute{o}} ,$$

где

$C_N^{\acute{a} \acute{o}}$ - коэффициент нормальной силы ЛА без ускорителей;

$C_N^{\acute{o}}$ - коэффициент нормальной силы одного ускорителя;

n - количество ускорителей.

- коэффициент силы продольного сопротивления:

$$C_R = C_R^{\acute{a} \acute{o}} + n \cdot C_R^{\acute{o}} ,$$

где

$C_R^{\acute{a} \acute{o}}$ - коэффициент нормальной силы ЛА без ускорителей;

$C_R^{\acute{o}}$ - коэффициент нормальной силы одного ускорителя;

- коэффициент центра давления:

$$\bar{x}_d = \frac{\bar{x}_d^{\alpha} \cdot L \cdot C_N^{\alpha} + n \cdot (A^{\alpha} + \bar{x}_d^{\alpha} \cdot L^{\alpha}) \cdot C_N^{\alpha} \cdot \bar{D}_{\alpha}^2}{L \cdot C_N^{\alpha}} =$$

$$= \frac{\bar{x}_d^{\alpha} \cdot L \cdot C_N^{\alpha} + n \cdot (A^{\alpha} + \bar{x}_d^{\alpha} \cdot L^{\alpha}) \cdot C_N^{\alpha} \cdot \bar{D}_{\alpha}^2}{L \cdot C_N^{\alpha}} \Big|_{\alpha=0},$$

где $\bar{D}_{\alpha} = \frac{d_{i \text{ эа}}^{\alpha}}{D_{i \text{ эа}}}$ - коэффициент пересчета аэродинамических коэффициентов ускорителей на новый характерный размер;

$d_{i \text{ эа}}^{\alpha}$ - характерный поперечный размер ускорителя;

A^{α} - расстояние от теоретической вершины ускорителя до теоретической вершины ЛА.

§4. ЛА с оперением

Очень часто в ракетной технике используются ЛА с оперением (рис. 8)

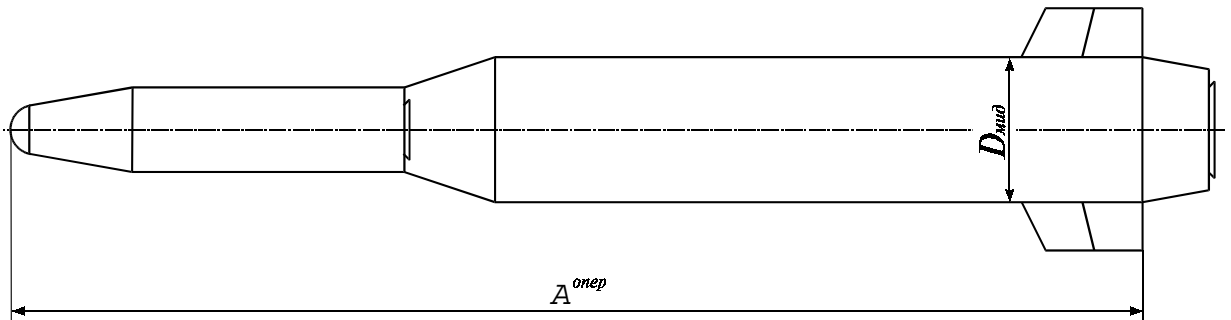


Рис. 8.

Для расчета используются зависимости для прямоугольного (в плане) оперения с чевицеобразным профилем (см. рис. 9 и рис. 10)

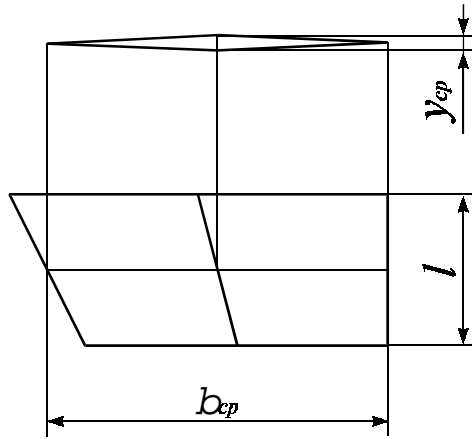


Рис. 9.

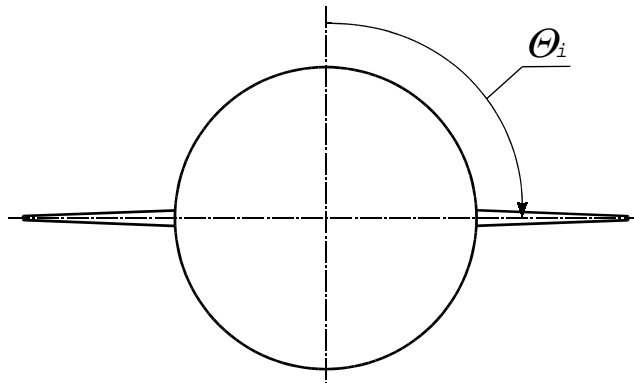


Рис. 10.

- площадь лопасти оперения в плане:

$$S_{\text{л}} = l \cdot b_{\text{ср}},$$

где $b_{\text{ср}}$ - средняя хорда крыла;

l - размах одной лопасти.

- коэффициент силы продольного сопротивления от давления:

$$C_R^{\text{л}} = 0.01 + \frac{0.062 \cdot \Delta}{\sqrt{1 - M_\infty^2}} + \frac{(C_N^{\text{л}})^2}{\pi \cdot \lambda^{\text{л}}} \quad \text{для } M_\infty < 1,$$

$$C_R^{\text{л}} = \frac{16 \cdot \Delta^2}{3\sqrt{M_\infty^2 - 1}} + 2 \cdot 0.0315 \cdot R e^{-0.145} + \frac{4 \cdot \alpha^2}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}} \left(1 - \frac{1}{2 \cdot \lambda^{\text{л}} \sqrt{M_\infty^2 - 1}} \right) \quad \text{для } M_\infty \geq 1,$$

где $\Delta = \frac{2 \cdot Y_{\text{н}\delta}}{b_{\text{н}\delta}}$,

$Y_{\text{н}\delta}$ - толщина профиля в среднем сечении лопасти,

$\lambda^{\text{н}\delta} = \frac{l}{b_{\text{н}\delta}}$ - удлинение лопасти оперения.

- коэффициент нормальной силы:

$$C_N^{\text{н}\delta} = \sum_{i=1}^k \left(C_N^{\alpha \text{н}\delta} \cdot \alpha \cdot \sin \theta_i \right) \cdot \sin \theta_i,$$

где k - количество лопастей оперения.

- производная от коэффициента нормальной силы по углу атаки α :

$$C_N^{\alpha \text{н}\delta} = \sum_{i=1}^k C_N^{\alpha \text{н}\delta} \cdot \sin^2 \theta_i$$

1. при дозвуковых скоростях полета ($M_\infty < 1$):

$$C_N^{\alpha \text{н}\delta} = \frac{184 \cdot \pi \cdot \lambda^{\text{н}\delta}}{2.4 + \lambda^{\text{н}\delta}} \cdot \frac{1}{\sqrt{1 - M_\infty^2}}$$

2. при сверхзвуковых скоростях полета ($M_\infty \geq 1$):

$$C_N^{\alpha \text{н}\delta} = \frac{4}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}} \left(1 - \frac{1}{2 \cdot \lambda^{\text{н}\delta} \cdot \sqrt{M_\infty^2 - 1}} \right) \quad \text{для } \lambda^{\text{н}\delta} \geq \frac{1}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}},$$

$$C_N^{\alpha \text{н}\delta} = 135 \cdot \left(\lambda^{\text{н}\delta} + \frac{1}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}} \right) \quad \text{для } \lambda^{\text{н}\delta} < \frac{1}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}}$$

- координата центра давления:

$$x_d^{\text{н}\delta} = A^{\text{н}\delta} - \frac{b_{\text{н}\delta}}{2}$$

где $A^{\text{н}\delta}$ - расстояние от задней кромки лопасти оперения до теоретической вершины ЛА.

Аэродинамические коэффициенты ЛА с оперением рассчитываются по следующему алгоритму:

1. Вычисление аэродинамических коэффициентов ЛА без оперения;
2. Вычисление аэродинамических коэффициентов оперения;

3. Вычисление аэродинамических коэффициентов ЛА с оперением:

- коэффициент нормальной силы:

$$C_N = C_N^{\hat{\alpha}} + C_N^{\hat{i}}$$

где

$C_N^{\hat{\alpha}}$ - коэффициент нормальной силы ЛА без оперения;

$C_N^{\hat{i}}$ - коэффициент нормальной силы оперения.

- коэффициент силы продольного сопротивления:

$$C_R = C_R^{\hat{\alpha}} + C_R^{\hat{i}}$$

где

$C_R^{\hat{\alpha}}$ - коэффициент нормальной силы ЛА без оперения;

$C_R^{\hat{i}}$ - коэффициент нормальной силы оперения;

- коэффициент центра давления:

$$\begin{aligned} \bar{x}_d &= \frac{\bar{x}_d^{\hat{\alpha}} \cdot L \cdot C_N^{\hat{\alpha}} + (A^{\hat{i}} \hat{\alpha} \delta + 0.5 \cdot b_{\hat{i}\delta}) \cdot C_N^{\hat{i}} \cdot \bar{D}_{\hat{i}\hat{i}}^2}{L \cdot C_N} = \\ &= \frac{\bar{x}_d^{\hat{\alpha}} \cdot L \cdot C_N^{\alpha \hat{\alpha}} + (A^{\hat{i}} \hat{\alpha} \delta + 0.5 \cdot b_{\hat{i}\delta}) \cdot C_N^{\alpha \hat{i}} \cdot \bar{D}_{\hat{i}\hat{i}}^2}{L \cdot C_N^{\alpha}} \Bigg|_{\alpha=0}, \end{aligned}$$

где $\bar{D}_{\hat{i}\hat{i}}^2 = \frac{S_{\hat{i}\hat{\alpha}\hat{i}}}{S_{\hat{i}\hat{\alpha}}}$ - коэффициент пересчета аэродинамических коэффициентов оперения на новый характерный размер;

Глава 2. Инструкция пользователя

§1. Терминология

При работе с программой на экране персонального компьютера (ПК) может формироваться сложная структура прямоугольных участков экрана, рассматриваемых как единое целое и предназначенных для тех или иных действий. Такие участки в дальнейшем будут называться *меню, окнами, полями* и т.д.

- *Курсор* - указатель в виде голубого или серого прямоугольника, предназначенный для выбора того или иного объекта диалоговой среды (опцию меню, элемент списка, элемент поля выбора и т.д.). Перемещение курсора между элементами диалоговой среды происходит с помощью клавиши <Tab>, внутри объекта (элементы списка, поля выбора) - с помощью клавиш управления курсором.
- Работа с меню и окнами значительно упрощается, если Ваш ПК оснащен устройством ввода типа “мышь”. При перемещении мыши по столу, на экране будет перемещаться указатель - *курсор мыши*. С его помощью можно выбрать нужный элемент диалоговой среды. Для этого подведите его к нужному месту на экране и нажмите левую кнопку мышь.
- *Меню* - прямоугольный участок экрана, содержащий кодовые слова и предназначенный для диалогового выбора возможного варианта продолжения работы. Меню фиксирует некоторое текущее состояние диалоговой среды и предоставляет несколько альтернативных путей перехода из этого состояния. Содержащиеся в меню кодовые слова обозначают возможные альтернативы. Условимся называть их в дальнейшем *опциями* (option - выбор). Меню в программе располагается в центре экрана (в некоторых программах оно может находиться в верхней части экрана). Выбор одной из опций меню происходит путем перемещения на нее курсора и последующего нажатия клавиши <Enter>.
- *Строка состояния* - прямоугольная область внизу экрана, в которой располагается список *горячих клавиш* и краткое описание, связанного с ними действия. Нажатие на эти горячие клавиши в текущем состоянии приведет к выполнению действия, связанного с ней. Если название клавиши и действие выделены черным цветом, то значит данное действие временно запрещено по каким-то соображениям, которые будут раскрыты ниже.

- *Окно* предназначено для обмена информацией между пользователем программы и самой программой. В окне могут размещаться текст, рисунки, графики и др. Во время работы программы на экране может находиться несколько окон, однако только одно из них является активным в каждый момент времени. Заголовок активного окна выводится в его верхней части на голубом фоне, у неактивного - на сером.
- *Диалоговое окно* разворачивается на экране по мере необходимости. С его помощью пользователю предоставляется возможность уточнить выбранное действие. Внутри диалогового окна может быть несколько полей. В *поле ввода* можно ввести требуемую информацию (имя файла, числовое значение и др.) В *поле выбора* предоставляется возможность выбрать один или несколько из предложенных вариантов ответа.
- *Кнопка* - прямоугольник с текстом (описанием действия) в диалоговом окне. Активизация действия, связанного с кнопкой происходит путем установки курсора на нее и нажатия клавиши <Enter> или <Пробел>, либо перемещая курсор мыши на нее и двойного (быстрого) нажатия левой кнопки.

§2. Работа с программой

При запуске программы на экране появляется (рис. 11) меню (в центре экрана) и строка состояния (внизу экрана)

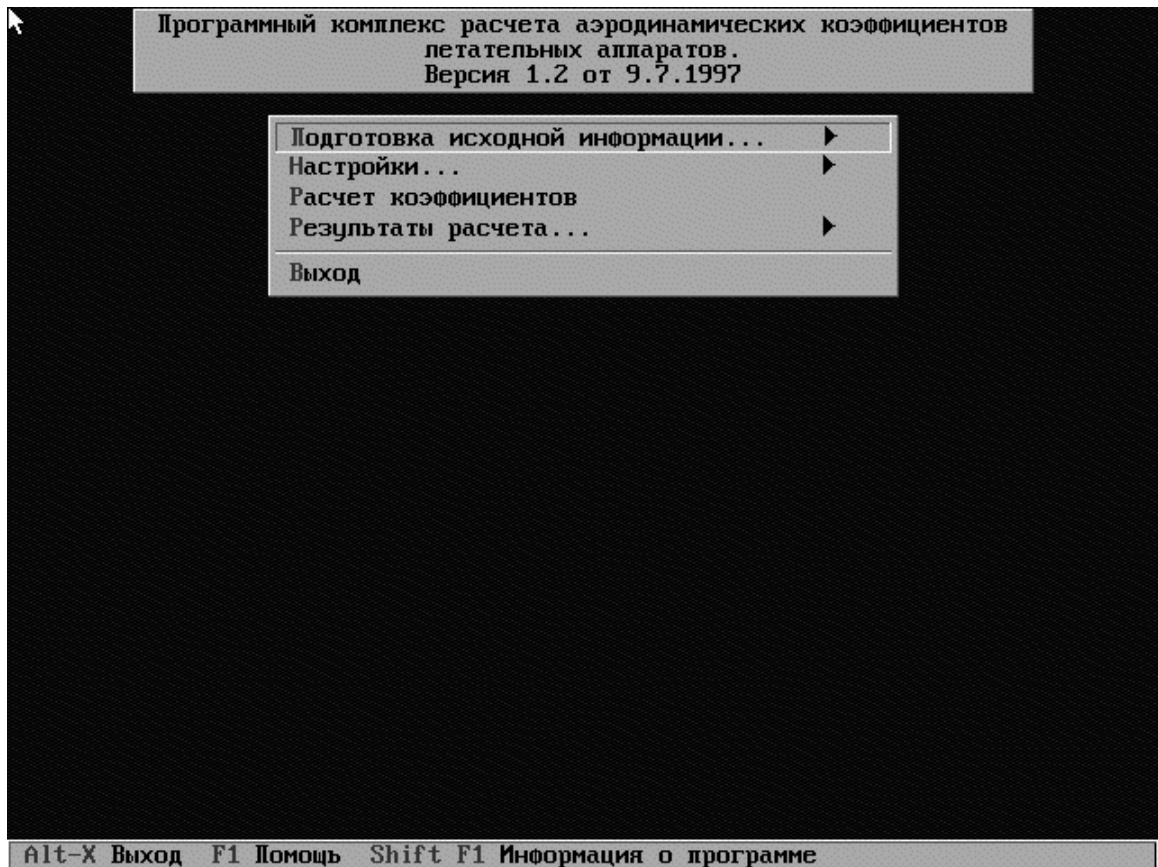


Рис. 11. Основной экран программы

Перемещая курсор по опциям меню можно выполнить следующие действия:

1. Подготовка исходной информации...
 - Создание объекта
 - Выбор стандартной модели
 - Объекты пользователей
2. Настройки...
 - Расчетные точки
 - Формат вывода результатов расчета
3. Расчет коэффициентов
4. Результаты расчета...
 - Генерация отчета

- Просмотр результатов расчета
 - Построение графиков
 - Печать результатов расчета
5. Выход

2.1. Создание объекта

Для создания новой модели рассчитываемого объекта существует два пути:

1. Создание объекта “с нуля”.

При выборе пункта меню “Создание объекта” на экране появляется диалоговое окно (см. рис. 12).

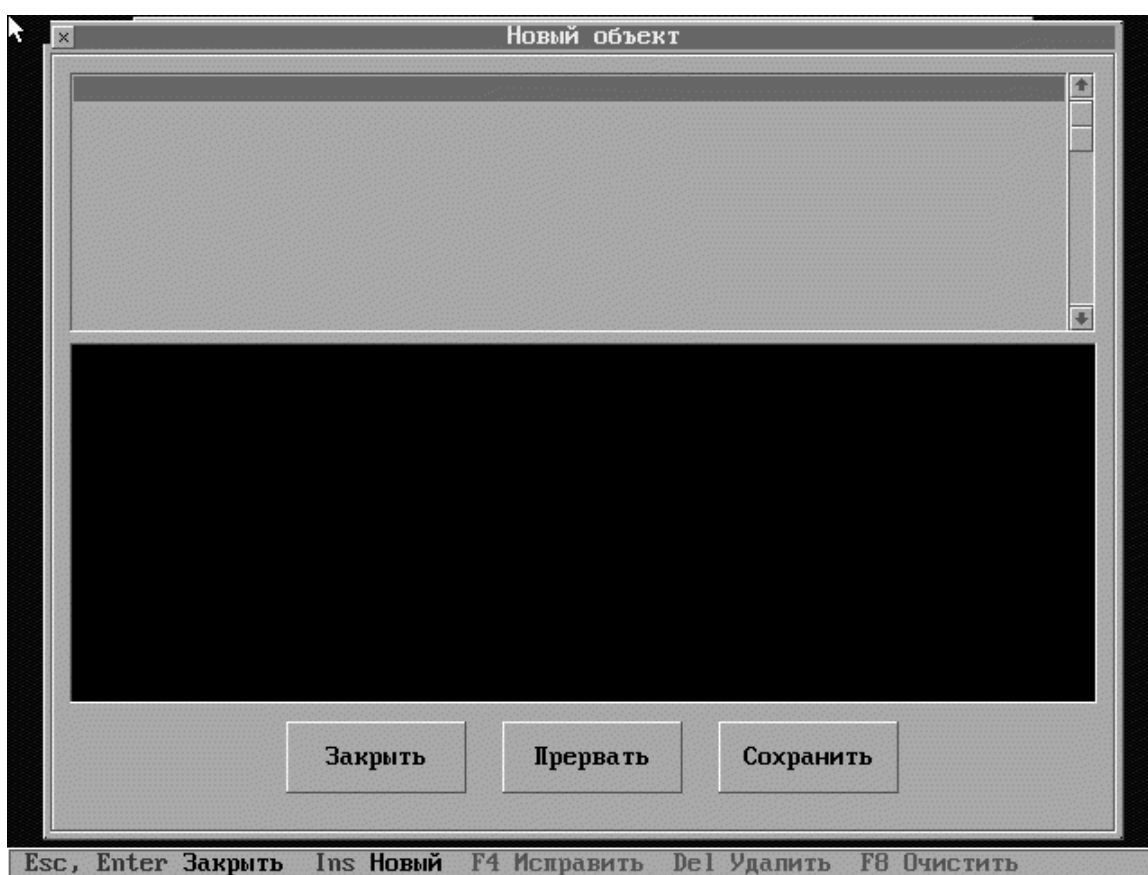


Рис. 12. Создание нового объекта

В верхней его части находится список составляющих элементов, из которых будет составляться модель, и их характерные размеры. Под списком находится поле, в котором будет происходить отображение составленной модели в трех проекциях по мере добавления новых составляющих элементов или изменения их характерных размеров. В строке статус перечислены клавиши, которым соответствуют следующие действия:

- Вставка *нового* элемента в список происходит после нажатия клавиши <Insert>. При этом происходит раздвижка строк списка (освобождение места для нового элемента). После этого появляется диалоговое окно (рис. 13), в котором нужно выбрать тип вставляемого элемента и задать его характерные размеры.

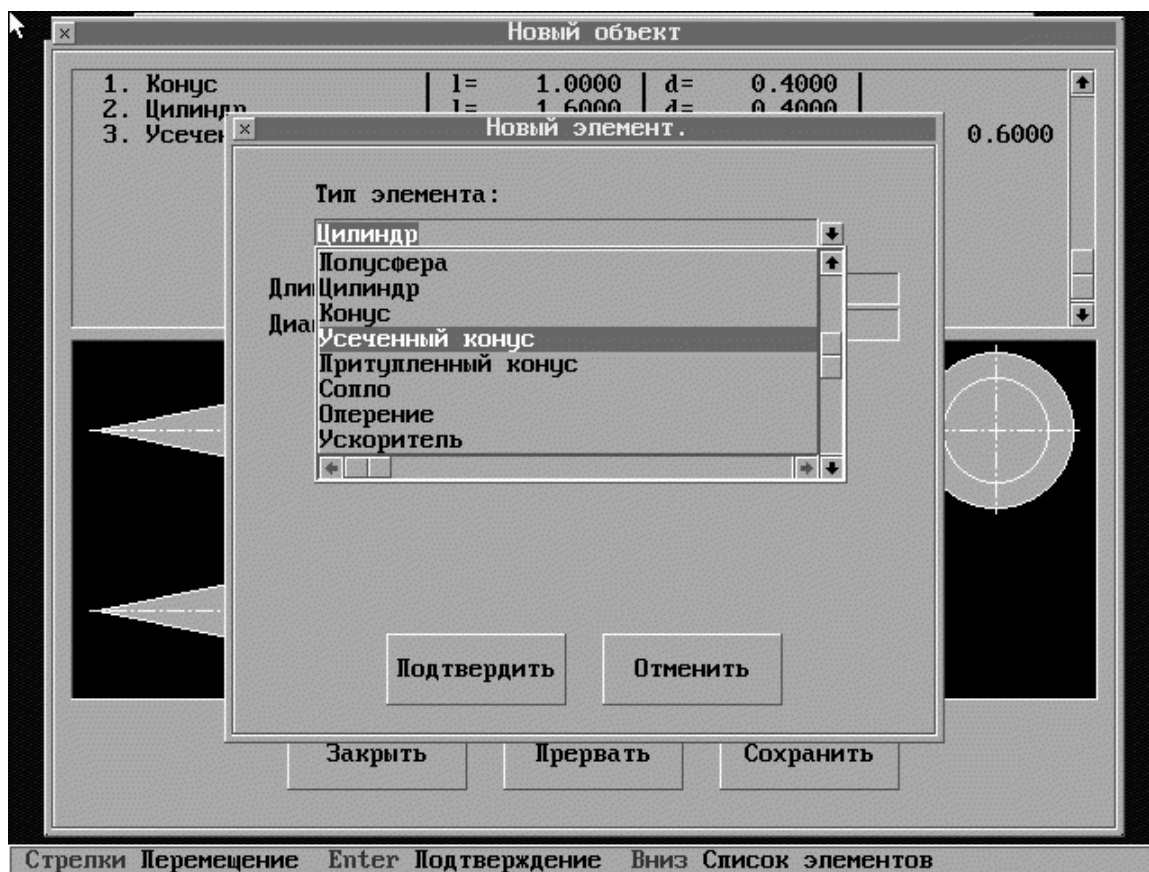


Рис. 13. Вставка нового элемента

Выбор типа элемента осуществляется с помощью клавиш управления курсором и последующим нажатием клавиши <Enter>. После ввода характерных размеров элемента опять нужно нажать клавишу <Enter>, при этом в список будет добавлена новая строка с данными о новом элементе и будет изменен внешний вид объекта в целом в поле отображения внешнего вида.

- *Изменить* тип и характерные размеры элемента, на котором установлен курсор, можно, нажав клавишу <F4>. При этом появится диалоговое окно, такое же как при добавлении нового элемента, но тип и размеры уже будут проставлены а соответствующие поля для ввода. Вам нужно изменить нужный размер, либо переместив курсор в строку "Тип элемента", нажать <Стрелку вниз>. Из появившегося списка нужно выбрать новый тип и нажать клавишу <Enter>. После этого производится ввод характерных размеров, соответствующих новому типу элементу.

- *Удаление* элемента, на котором установлен курсор, происходит после нажатия клавиши <Delete>. При этом запрашивается подтверждение на удаление элемента и при положительном ответе элемент удаляется.
- *Очистить* весь список элементов можно, нажав клавишу <F8>.

После создания модели нужно произвести расстановку сопловых элементов (указать эквивалентный диаметр сопла). По сопловым элементам происходит определение места деления ступеней.

После любой операции с элементами, в совокупности образующими модель рассчитываемого объекта, происходит перерисовка изображения объекта.

Под полем отображения модели располагается кнопка “Сохранить”. После нажатия кнопки, запрашивается название объекта (краткий комментарий), под которым объект будет записан в базу. Название объекта в дальнейшем будет отображаться в заголовке диалогового окна.

После окончания ввода (коррекции) данных об объекте нужно нажать клавишу <Enter>. При этом производится анализ введенных размеров и если не было обнаружено ошибок, то происходит возврат в главное меню. Теперь в нижней части экрана будет размещено изображение рассчитываемого объекта и краткая информация о нем (рис. 14). Это означает, что все дальнейшие операции будут проводиться над этим объектом.

Нажатие клавиши <Esc> приводит к возврату в главное меню программы без проверки корректности введенных данных.

2. Коррекция размеров и формы модели ранее исследуемого объекта.

Данные об объекте или о близком по форме или размерам к рассчитываемому объекту могут уже находиться в базе данных. При этом сначала нужно считать данные о “близком” объекте из базы (см. “Работа с базой данных”) и произвести их коррекцию как это было описано в предыдущем пункте.

2.2. Работа с базой данных

В программе существует две отдельные базы данных об объектах:

- “Стандартные объекты” - база данных, содержащая сравнительно небольшой набор объектов, демонстрирующих возможные схемы компоновки моделей. Переход к этой базе данных осуществляется при выборе пункта меню “Стандартные модели”.
- При выборе пункта меню “Объекты пользователя”, открывается доступ к базе данных, в которой хранятся данные об объектах, созданных пользователями программы в процессе работы с ней.

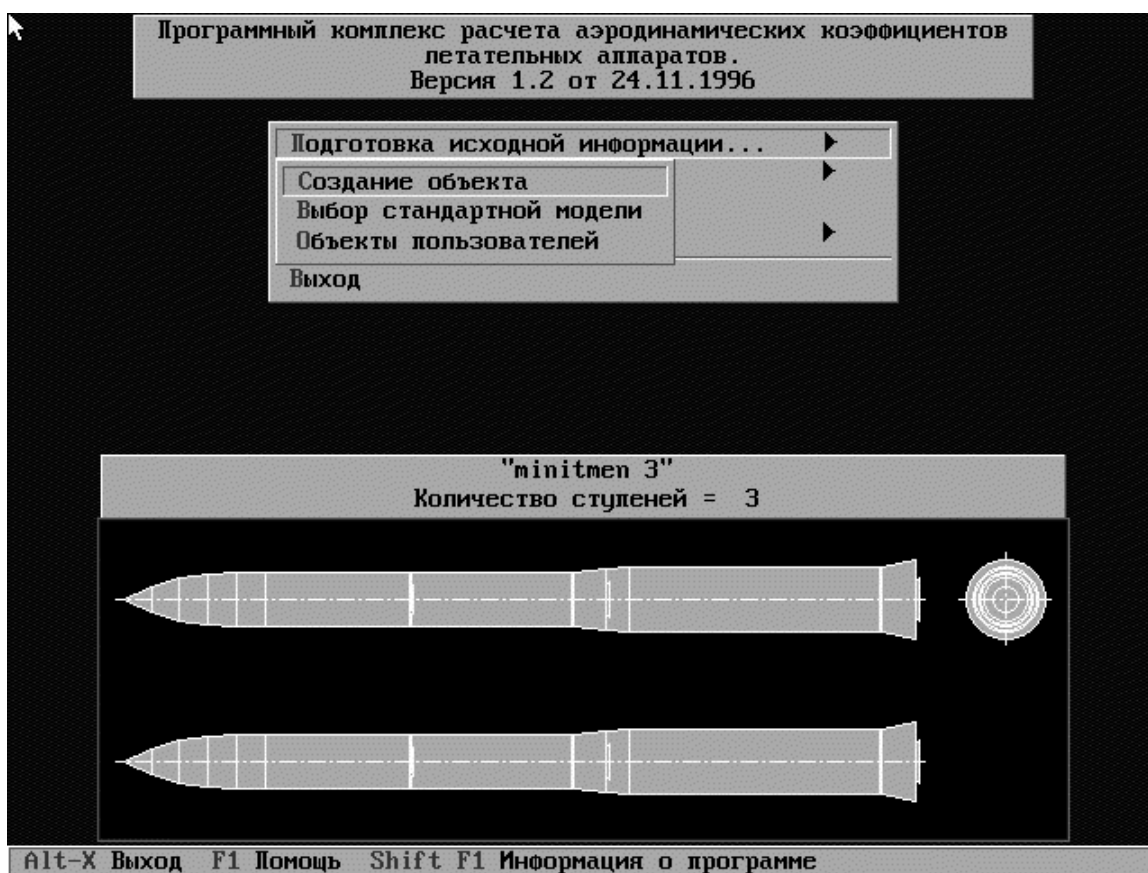


Рис. 14. Основной экран программы после подготовки информации о рассчитываемом объекте

При входе в соответствующую базу данных на экране выводится диалоговое окно, представленное на рис. 15. В заголовке окна отображается название базы данных, с которой производится работа в данный момент. В верхней части окна располагается список хранящихся в базе данных объектов. При перемещении курсора по списку, в поле отображения внешнего вида, изображается вид текущего элемента. Это позволяет визуально выбрать нужный объект. После выбора нужно подтвердить выбор нажатием клавиши

<Enter>, произойдет считывание данных из базы данных и мы попадем в главное меню программы. Если до чтения данных были произведены изменения геометрии предыдущего объекта и не были сохранены, то будет запрошено подтверждение необходимости сохранить данные о нем и только после этого произойдет чтение.

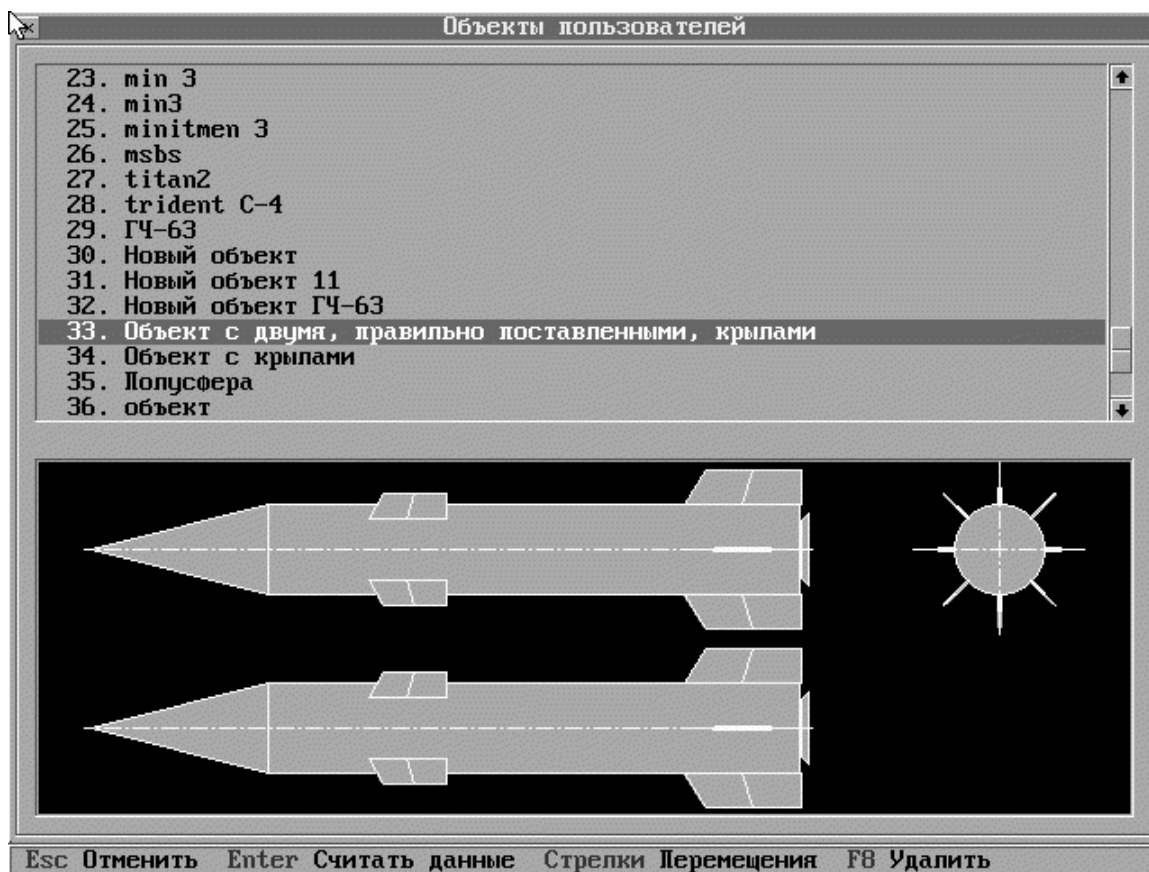


Рис. 15. Окно выбора объекта пользователя из базы данных

В базе “объектов пользователей” можно удалить ненужные объекты. Для этого нужно установить курсор на этот объект и нажать клавишу <F8>. При утвердительном ответе на просьбу подтвердить необходимость удаления происходит удаление объекта из базы данных.

Нажатие клавиши <Esc> приводит к возврату в главное меню программы без чтения данных.

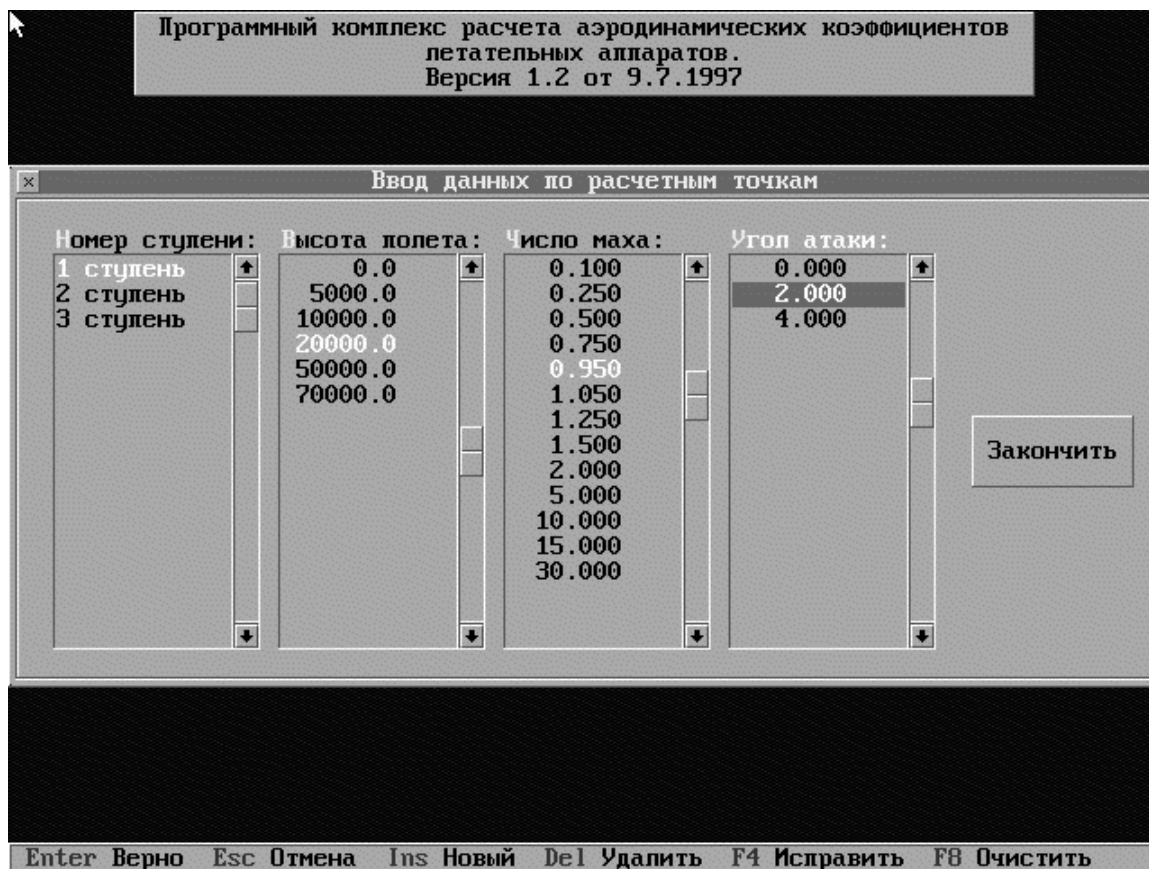


Рис. 16. Окно ввода данных по расчетным точкам

2.3. Настройки

В этом подменю содержится два пункта:

1. Расчетные точки.

При выборе этого пункта меню можно скорректировать точки, в которых будет проводиться расчет аэродинамических характеристик ЛА. В появившемся диалоговом окне (рис. 16), размещаются 4 колонки (номер ступени, высота полета*, число Маха, угол атаки соответственно). С каждой ступенью связывается набор высот, чисел Маха и углов атаки. Расчет проводится по ступеням для всех вариантов сочетания высот, чисел Маха и углов атаки.

Перемещение по колонкам и строкам осуществляется клавишами управления курсором.

Добавление нового элемента в текущую колонку осуществляется после нажатия клавиши <Insert>, при этом запрашивается нужная величина.

Удаление данных из текущей позиции курсора осуществляется после нажатия клавиши <Delete> и последующего подтверждения необходимости удалить их.

* В качестве переменного параметра здесь вводится не число Re, а высота. Это связано с использованием результатов аэродинамических расчетов для проведения баллистических исследований.

Исправить данные в текущей позиции курсора можно при нажатии клавиши <F4>.

Для завершения ввода (коррекции) данных по расчетным точкам нужно нажать клавишу <Enter>, после этого будет проверена корректность введенной информации и производится переход в главное меню программы.

Нажатие клавиши <Esc> приводит к выходу в главное меню программы без проверки правильности введенной информации.

2. Содержание выводимой информации.

При выборе этого пункта меню на экран выводится диалоговое окно (рис. 17.), в котором можно указать:

- какие аэродинамические коэффициенты нужно выводить в файл с результатами расчета;

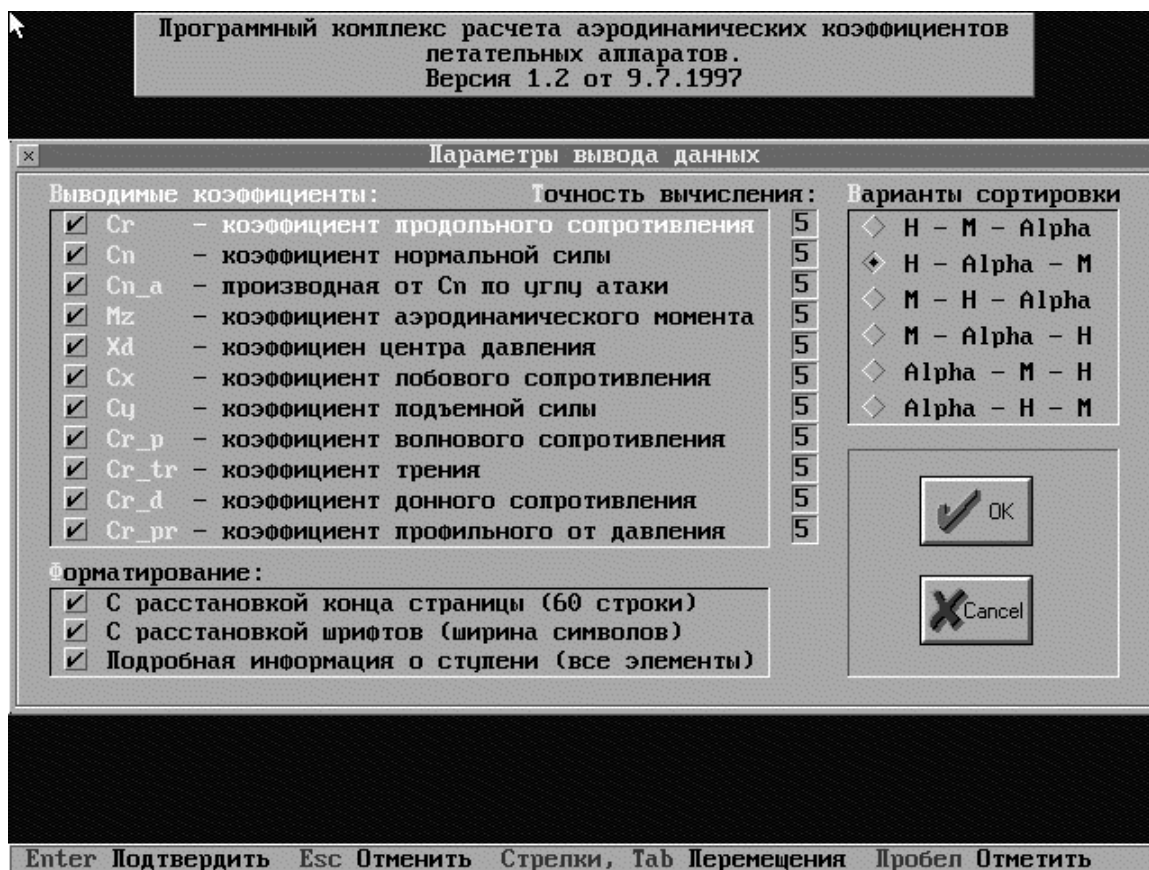


Рис. 17. Окно настройки программы

- сколько знаков после запятой будет выводиться в таблицу результатов расчета;
- в какой последовательности проводить сортировку выводимой информации по высотам, скоростям полета и углам атаки;
- проводить ли форматирование (разбивку на страницы и управление шрифтами) при выводе результатов расчета в файл;
- а так же необходимость вывода сжатой/развернутой информации и каждой ступени рассчитываемого объекта.

2.4. Расчет коэффициентов

Выбор этого пункта меню позволяет провести расчет аэродинамических коэффициентов текущей модели ЛА (его расчетная модель должна быть активной - располагаться в нижней части основного экрана) в заданных расчетных точках. Перед расчетом необходимо ввести имя текстового файла (рис. 18), в который будут помещены результаты расчета. Так же, по необходимости, можно выбрать каталог, куда будут помещены выходные данные. Расчет проводится по зависимостям, приведенным в главе 2. Во время расчета формируется двоичный файл, в котором содержатся данные по всем аэродинамическим характеристикам рассчитываемой модели. После окончания расчета происходит генерация текстового файла в соответствии с настройками (см. Раздел “*Содержимое выводимой информации*”). И после этого напоминаются имена файлов, в которые были записаны данные.

2.5. Просмотр результатов расчета

Данный пункт меню позволяет просмотреть результаты расчета, которые были записаны в текстовый файл. Для этого в диалоговом окне (рис. 18) необходимо выбрать имя файла, при необходимости выбрать каталог, в котором находится файл. После нажатия клавиши <Enter> происходит чтение файла с диска и отображение его в диалоговом окне (рис. 19). Перемещение по тексту осуществляется с помощью клавиш управления курсором. Завершение просмотра происходит при нажатии клавиш <Enter> или <Esc>.

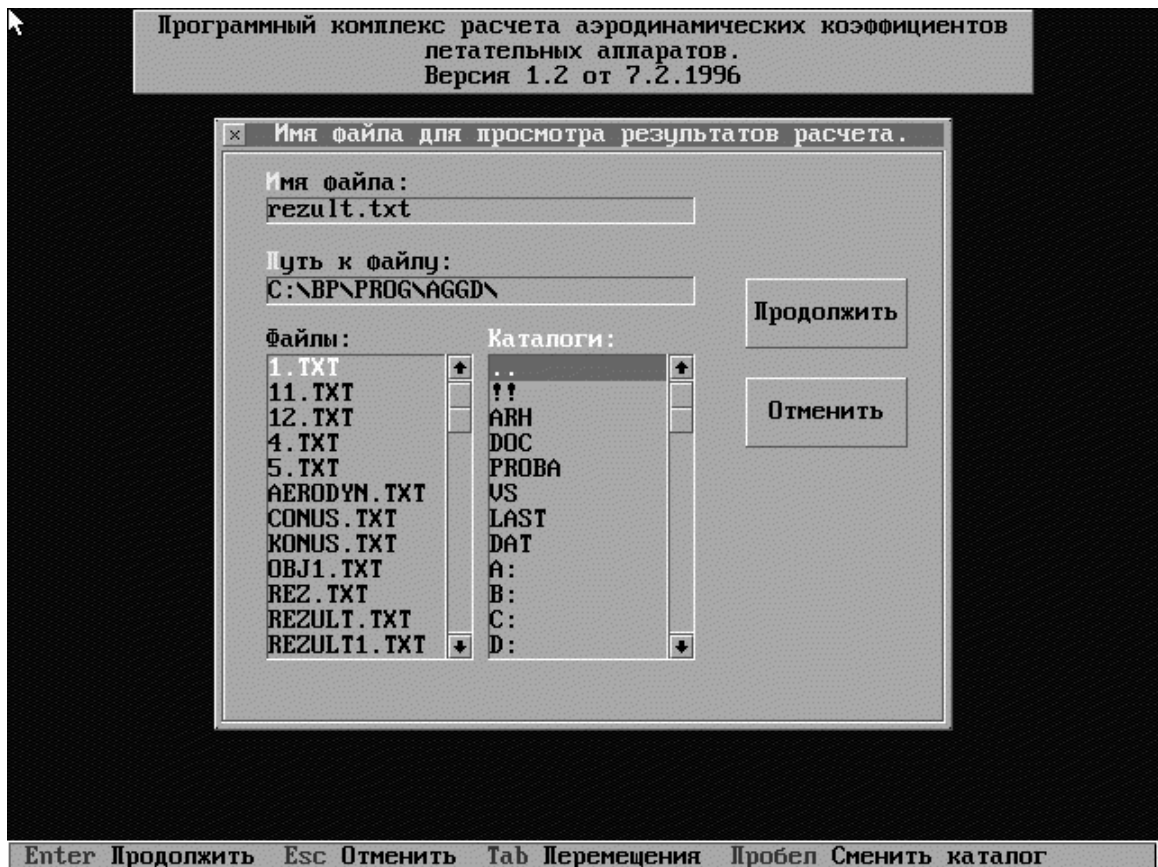


Рис. 18. Окно ввода имени файла для вывода результатов расчета

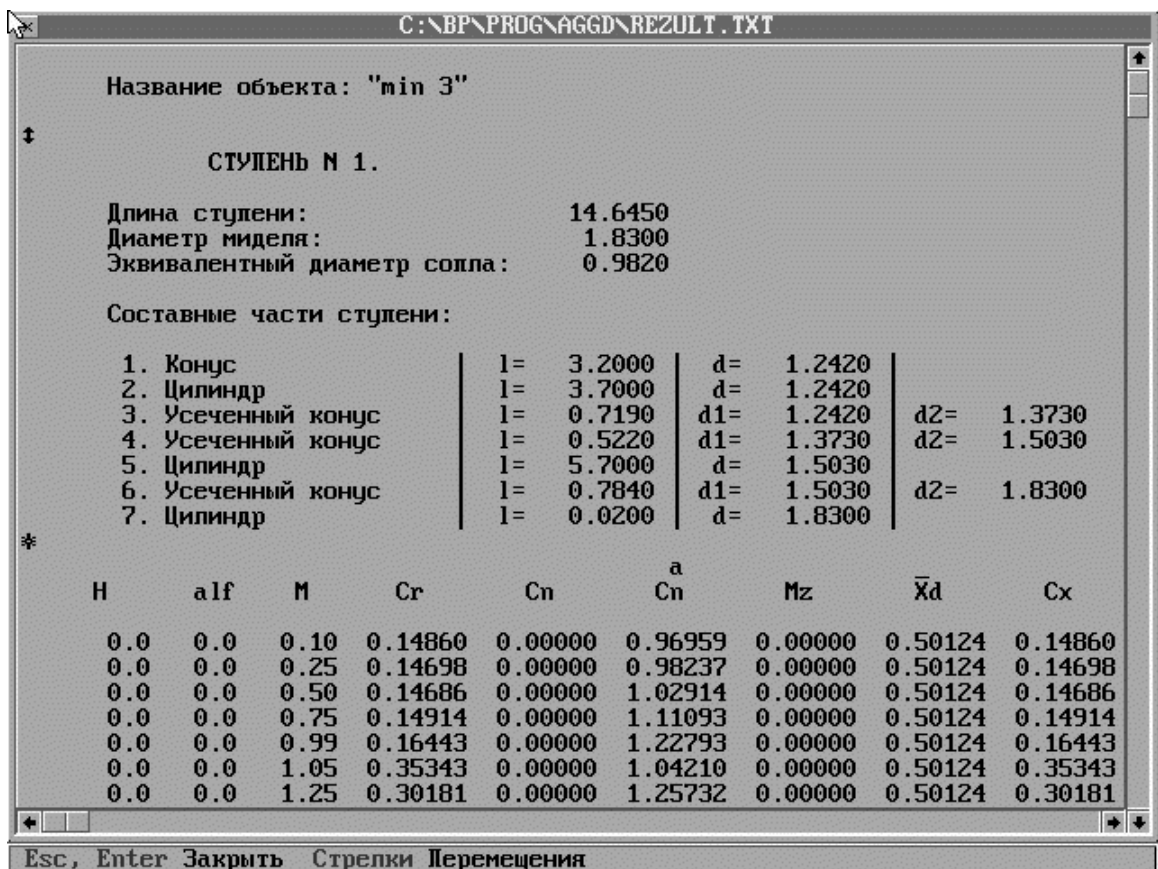


Рис. 19. Окно просмотра результатов расчета из текстового файла

2.6. Построение графиков

Данный пункт меню позволяет посмотреть результаты расчета аэродинамических характеристик ЛА в графическом виде. Для этого запрашивается имя двоичного файла (рис. 20), в котором были сохранены результаты расчета (расширение GRA).

Перемещение по каталогам осуществляется по клавише <Пробел>.

После выбора (ввода) имени файла нужно нажать клавишу <Enter>, при этом происходит чтение данных из файла и на экран выводится диалоговое окно для построения графиков (рис. 21).

При построении графиков используется алгоритм кусочной аппроксимации полиномом третьей степени (см. глава 4, §2).

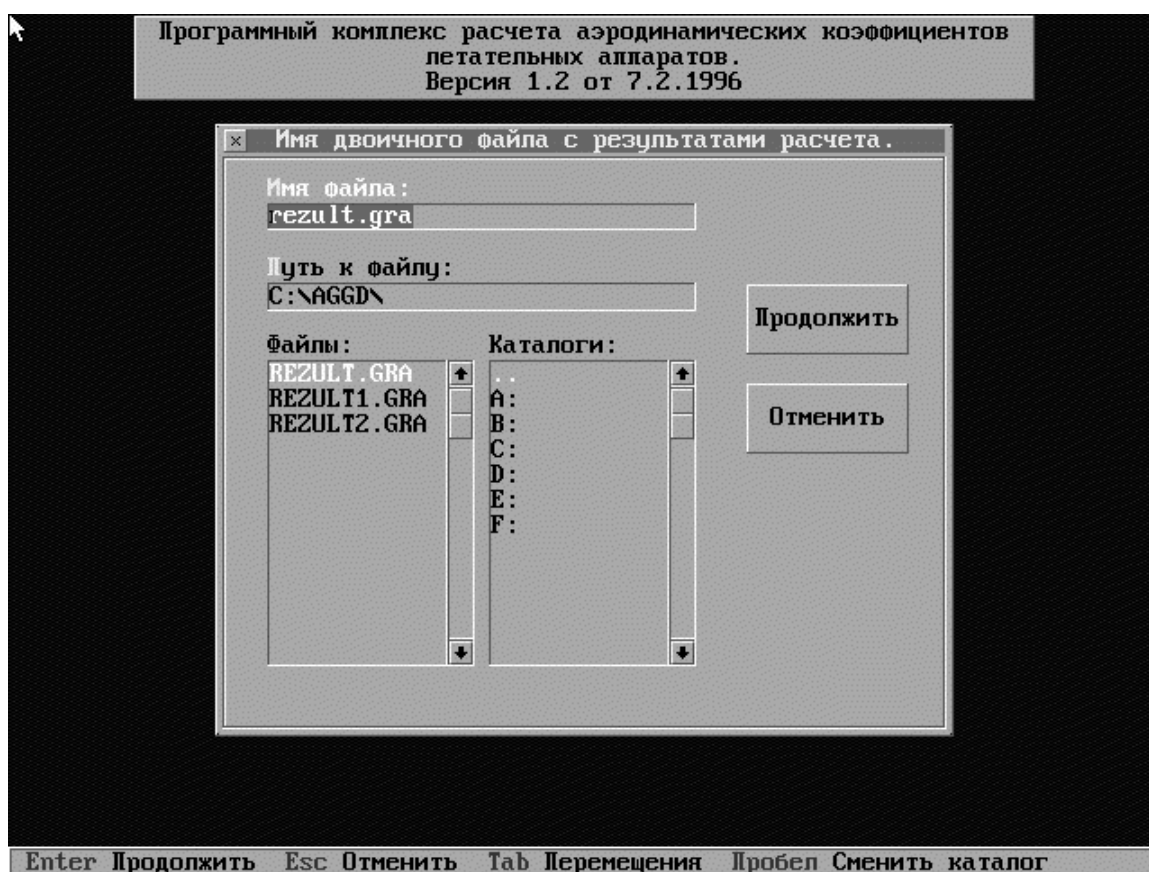


Рис. 20. Окно выбора имени файла с данными для построения графиков

По вертикальной оси откладываются аэродинамические характеристики. Смена характеристики, график которой отображается на экране, осуществляется клавишами <Стрелка влево/вправо>. По горизонтальной оси - номер ступени, высота, число Маха или угол атаки. Смена параметра осуществляется клавишами <Стрелка вверх/вниз>.

При отображении графика коэффициента продольной силы C_r производится построение графика его аппроксимации, который впоследствии используется для проведения баллистического расчета.

В правой верхней части окна расположена кнопка “S-H-M-A”, нажатие на которую приводит к появлению диалогового окна (рис. 22.) и позволяет выбрать текущие значения номера ступени, высоты, числа Маха и угла атаки.

Для завершения работы с графиками нужно нажать клавишу <Esc>.

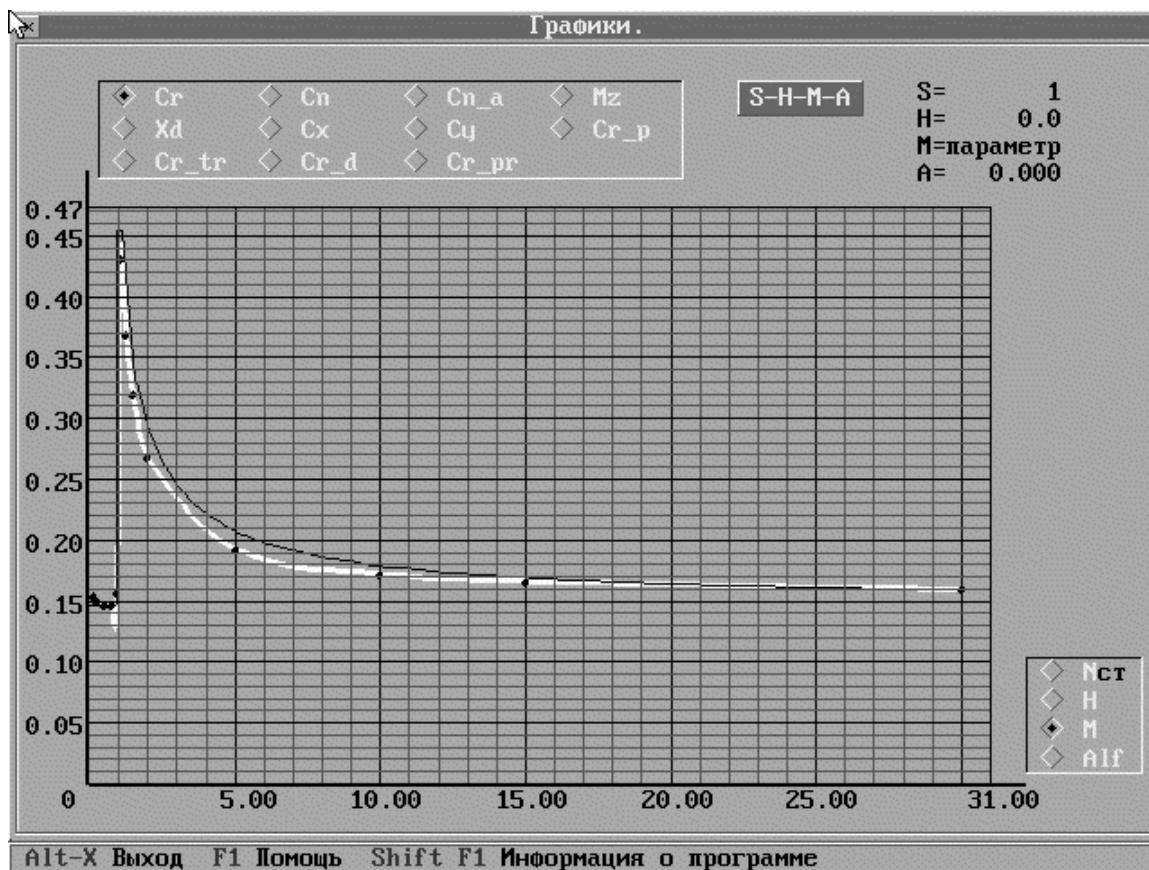


Рис. 21. Окно отображения графиков

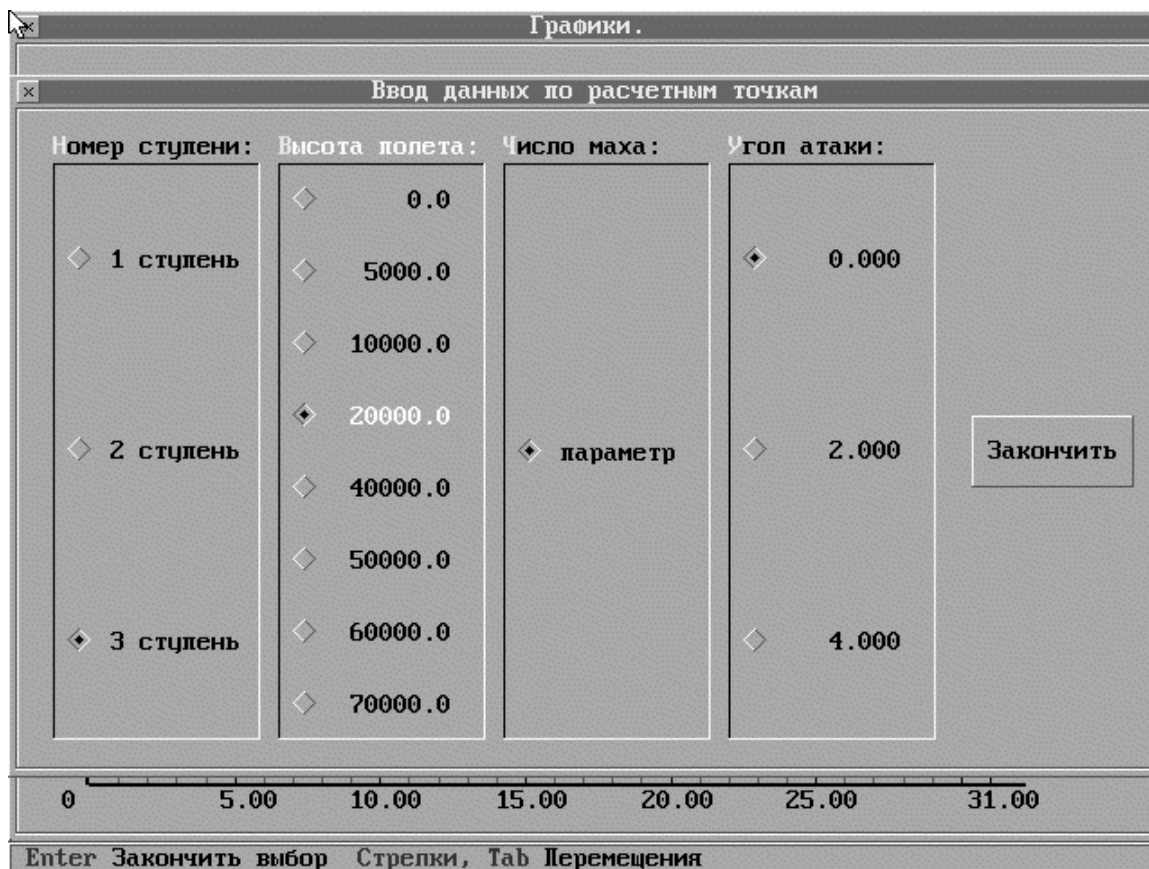


Рис. 22. Окно выбора текущих значений параметров для построения графиков

Глава 3. Примеры расчета аэродинамических коэффициентов ЛА

§1. Варианты оформления текстового файла с результатами расчета

Рассмотрим варианты оформления таблиц в текстовом файле в зависимости от настроек (см. глава 1, §2, п.2.3. Настройки). При выборе пункта меню **Формат вывода результатов расчета** на экран выводится диалоговое окно (рис. 17), в котором можно изменить вид информации в таблицах.

В части *выводимые коэффициенты* можно выбрать те коэффициенты, которые будут занесены в таблицы. При выборе всех коэффициентов таблица содержит большое количество столбцов (табл. 1). Если информация о каких-либо коэффициентах в таблице не нужна, то их нужно “отключить” (табл. 2). Кроме того, для каждого коэффициента может быть установлена своя *точность вычисления* - это то количество знаков после запятой, которое будет выведено в таблицу.

В правой верхней части диалогового окна, в поле *варианты сортировки* можно выбрать порядок расположения строк в таблице, т.е. задать последовательность расположения первых трех столбцов (табл. 1, 2, 3). Вариант сортировки данных в таблице может существенно упростить процесс их анализа, т.е. обеспечить размещение анализируемой информации в одной части таблицы.

В левой нижней части окна находится поле *форматирование*. В нем можно сказать, чтобы при формировании текстового файла отслеживался конец страницы, что позволяет придать таблице более читаемый вид и при этом в начале каждой страницы выводится шапка таблицы. Расстановка шрифтов позволяет сжать широкие (полные) таблицы, чтобы они помещались по ширине на лист формата А4. Это достигается использованием сжатого шрифта на матричном принтере. Если не использовать эту возможность, то при печати широких таблиц, длинные строки либо не попадают на лист, либо переносятся на следующую строку, что делает таблицу абсолютно нечитаемой.

Полная форма вывода аэродинамических коэффициентов в файл

Таблица 1.

α	M	H	C_r	C_n	C_n^α	M_z	\bar{X}_d	C_x	C_y	C_r^P	$C_r^{\partial \delta \dot{\alpha} \dot{\beta}}$	$C_r^{\dot{\alpha} \dot{\beta} \dot{\gamma}}$	$C_r^{i \delta \dot{\alpha} \dot{\beta}}$
0.0	0.50	5000.0	0.22201	0.00000	1.04569	0.00000	0.67838	0.22201	0.00000	0.00000	0.02318	0.19044	0.03156
0.0	0.50	10000.0	0.21703	0.00000	1.04569	0.00000	0.67838	0.21703	0.00000	0.00000	0.02518	0.18275	0.03428
0.0	0.50	20000.0	0.20638	0.00000	1.04569	0.00000	0.67838	0.20638	0.00000	0.00000	0.03142	0.16360	0.04277
0.0	0.50	50000.0	0.20017	0.00000	1.04569	0.00000	0.67838	0.20017	0.00000	0.00000	0.06025	0.11814	0.08203
0.0	0.50	70000.0	0.21439	0.00000	1.04569	0.00000	0.67838	0.21439	0.00000	0.00000	0.08396	0.10008	0.11431
0.0	5.00	5000.0	0.12606	0.00000	1.76890	0.00000	0.67838	0.12606	0.00000	0.05226	0.01660	0.05720	0.00000
0.0	5.00	10000.0	0.12749	0.00000	1.76890	0.00000	0.67838	0.12749	0.00000	0.05226	0.01803	0.05720	0.00000
0.0	5.00	20000.0	0.13196	0.00000	1.76890	0.00000	0.67838	0.13196	0.00000	0.05226	0.02250	0.05720	0.00000
0.0	5.00	50000.0	0.15261	0.00000	1.76890	0.00000	0.67838	0.15261	0.00000	0.05226	0.04314	0.05720	0.00000
0.0	5.00	70000.0	0.16959	0.00000	1.76890	0.00000	0.67838	0.16959	0.00000	0.05226	0.06012	0.05720	0.00000
2.0	0.50	5000.0	0.22201	0.03650	1.04569	0.02476	0.67838	0.22329	0.02875	0.00000	0.02318	0.19044	0.03156
2.0	0.50	10000.0	0.21703	0.03650	1.04569	0.02476	0.67838	0.21831	0.02892	0.00000	0.02518	0.18275	0.03428
2.0	0.50	20000.0	0.20638	0.03650	1.04569	0.02476	0.67838	0.20765	0.02929	0.00000	0.03142	0.16360	0.04277
2.0	0.50	50000.0	0.20017	0.03650	1.04569	0.02476	0.67838	0.20145	0.02951	0.00000	0.06025	0.11814	0.08203
2.0	0.50	70000.0	0.21439	0.03650	1.04569	0.02476	0.67838	0.21566	0.02901	0.00000	0.08396	0.10008	0.11431
2.0	5.00	5000.0	0.12606	0.06174	1.76890	0.04188	0.67838	0.12822	0.05734	0.05226	0.01660	0.05720	0.00000
2.0	5.00	10000.0	0.12749	0.06174	1.76890	0.04188	0.67838	0.12965	0.05729	0.05226	0.01803	0.05720	0.00000
2.0	5.00	20000.0	0.13196	0.06174	1.76890	0.04188	0.67838	0.13412	0.05714	0.05226	0.02250	0.05720	0.00000
2.0	5.00	50000.0	0.15261	0.06174	1.76890	0.04188	0.67838	0.15477	0.05641	0.05226	0.04314	0.05720	0.00000
2.0	5.00	70000.0	0.16959	0.06174	1.76890	0.04188	0.67838	0.17174	0.05582	0.05226	0.06012	0.05720	0.00000
4.0	0.50	5000.0	0.22201	0.07300	1.04569	0.04952	0.67838	0.22711	0.05750	0.00000	0.02318	0.19044	0.03156
4.0	0.50	10000.0	0.21703	0.07300	1.04569	0.04952	0.67838	0.22213	0.05785	0.00000	0.02518	0.18275	0.03428
4.0	0.50	20000.0	0.20638	0.07300	1.04569	0.04952	0.67838	0.21147	0.05859	0.00000	0.03142	0.16360	0.04277
4.0	0.50	50000.0	0.20017	0.07300	1.04569	0.04952	0.67838	0.20527	0.05902	0.00000	0.06025	0.11814	0.08203
4.0	0.50	70000.0	0.21439	0.07300	1.04569	0.04952	0.67838	0.21949	0.05803	0.00000	0.08396	0.10008	0.11431
4.0	5.00	5000.0	0.12606	0.12349	1.76890	0.08377	0.67838	0.13469	0.11469	0.05226	0.01660	0.05720	0.00000
4.0	5.00	10000.0	0.12749	0.12349	1.76890	0.08377	0.67838	0.13611	0.11459	0.05226	0.01803	0.05720	0.00000
4.0	5.00	20000.0	0.13196	0.12349	1.76890	0.08377	0.67838	0.14058	0.11428	0.05226	0.02250	0.05720	0.00000
4.0	5.00	50000.0	0.15261	0.12349	1.76890	0.08377	0.67838	0.16123	0.11283	0.05226	0.04314	0.05720	0.00000
4.0	5.00	70000.0	0.16959	0.12349	1.76890	0.08377	0.67838	0.17821	0.11165	0.05226	0.06012	0.05720	0.00000

Неполная форма вывода аэродинамических коэффициентов
в файл

Таблица 2.

α	M	H	C_r	C_n	C_n^α	M_z	\bar{X}_d	C_x	C_y
0.0	0.20	5000.0	0.21381	0.00000	0.99259	0.00000	0.67838	0.21381	0.00000
0.0	0.20	20000.0	0.20133	0.00000	0.99259	0.00000	0.67838	0.20133	0.00000
0.0	0.20	70000.0	0.22257	0.00000	0.99259	0.00000	0.67838	0.22257	0.00000
0.0	1.25	5000.0	0.51480	0.00000	1.27754	0.00000	0.67838	0.51480	0.00000
0.0	1.25	20000.0	0.52201	0.00000	1.27754	0.00000	0.67838	0.52201	0.00000
0.0	1.25	70000.0	0.56801	0.00000	1.27754	0.00000	0.67838	0.56801	0.00000
0.0	10.00	5000.0	0.07971	0.00000	1.79347	0.00000	0.67838	0.07971	0.00000
0.0	10.00	20000.0	0.08504	0.00000	1.79347	0.00000	0.67838	0.08504	0.00000
0.0	10.00	70000.0	0.11907	0.00000	1.79347	0.00000	0.67838	0.11907	0.00000
2.0	0.20	5000.0	0.21381	0.03464	0.99259	0.02350	0.67838	0.21502	0.02718
2.0	0.20	20000.0	0.20133	0.03464	0.99259	0.02350	0.67838	0.20254	0.02762
2.0	0.20	70000.0	0.22257	0.03464	0.99259	0.02350	0.67838	0.22378	0.02687
2.0	1.25	5000.0	0.51480	0.04459	1.27754	0.03025	0.67838	0.51635	0.02662
2.0	1.25	20000.0	0.52201	0.04459	1.27754	0.03025	0.67838	0.52356	0.02637
2.0	1.25	70000.0	0.56801	0.04459	1.27754	0.03025	0.67838	0.56957	0.02476
2.0	10.00	5000.0	0.07971	0.06260	1.79347	0.04246	0.67838	0.08190	0.05982
2.0	10.00	20000.0	0.08504	0.06260	1.79347	0.04246	0.67838	0.08723	0.05963
2.0	10.00	70000.0	0.11907	0.06260	1.79347	0.04246	0.67838	0.12126	0.05844
4.0	0.20	5000.0	0.21381	0.06929	0.99259	0.04700	0.67838	0.21865	0.05436
4.0	0.20	20000.0	0.20133	0.06929	0.99259	0.04700	0.67838	0.20617	0.05524
4.0	0.20	70000.0	0.22257	0.06929	0.99259	0.04700	0.67838	0.22741	0.05375
4.0	1.25	5000.0	0.51480	0.08918	1.27754	0.06050	0.67838	0.52102	0.05324
4.0	1.25	20000.0	0.52201	0.08918	1.27754	0.06050	0.67838	0.52823	0.05274
4.0	1.25	70000.0	0.56801	0.08918	1.27754	0.06050	0.67838	0.57424	0.04953
4.0	10.00	5000.0	0.07971	0.12520	1.79347	0.08493	0.67838	0.08845	0.11964
4.0	10.00	20000.0	0.08504	0.12520	1.79347	0.08493	0.67838	0.09378	0.11927
4.0	10.00	70000.0	0.11907	0.12520	1.79347	0.08493	0.67838	0.12781	0.11689

Вариант сортировки данных в файле

Таблица 3.

H	α	M	C_r	C_n	C_n^α	M_z	\bar{X}_d	C_x	C_y
20000.0	0.0	0.10	0.17518	0.00000	0.96008	0.00000	0.49065	0.17518	0.00000
20000.0	0.0	0.75	0.15645	0.00000	1.10004	0.00000	0.49065	0.15645	0.00000
20000.0	0.0	0.95	0.17074	0.00000	1.19369	0.00000	0.49065	0.17074	0.00000
20000.0	0.0	1.50	0.34084	0.00000	1.40106	0.00000	0.49065	0.34084	0.00000
20000.0	0.0	10.00	0.18809	0.00000	1.74778	0.00000	0.49065	0.18809	0.00000
20000.0	0.0	30.00	0.17275	0.00000	1.75487	0.00000	0.49065	0.17275	0.00000
20000.0	2.0	0.10	0.17518	0.03844	1.26628	0.01949	0.50720	0.17652	0.03232
20000.0	2.0	0.75	0.15645	0.04404	1.45088	0.02233	0.50720	0.15798	0.03858
20000.0	2.0	0.95	0.17074	0.04779	1.57440	0.02424	0.50720	0.17241	0.04183
20000.0	2.0	1.50	0.34084	0.05609	1.84790	0.02845	0.50720	0.34280	0.04419
20000.0	2.0	10.00	0.18809	0.06997	2.30520	0.03549	0.50720	0.19053	0.06341
20000.0	2.0	30.00	0.17275	0.07026	2.31456	0.03563	0.50720	0.17520	0.06423
20000.0	4.0	0.10	0.17518	0.08757	1.57248	0.04523	0.51657	0.18130	0.07533
20000.0	4.0	0.75	0.15645	0.10033	1.80172	0.05183	0.51657	0.16345	0.08941
20000.0	4.0	0.95	0.17074	0.10887	1.95511	0.05624	0.51657	0.17835	0.09695
20000.0	4.0	1.50	0.34084	0.12779	2.29474	0.06601	0.51657	0.34976	0.10399
20000.0	4.0	10.00	0.18809	0.15941	2.86262	0.08235	0.51657	0.19922	0.14628
20000.0	4.0	30.00	0.17275	0.16006	2.87424	0.08268	0.51657	0.18393	0.14800

Если пункт *подробная информация о ступени* не установлен, то в файл выводится только основная информация о рассчитываемом ЛА (пример для ЛА, изображенного на рис. 14):

СТУПЕНЬ N 1.

Длина ступени:	17.9250
Диаметр миделя:	1.8300
Эквивалентный диаметр сопла:	0.9820

Если его установить, то кроме основной информации будет выведена информации о составе текущей ступени (все ее геометрические составляющие):

1. Конус	l= 0.6400	d = 0.6000	
2. Усеченный конус	l= 0.6400	d1= 0.6000	d2= 1.0000
3. Усеченный конус	l= 0.6400	d1= 1.0000	d2= 1.1500
4. Усеченный конус	l= 0.6400	d1= 1.1500	d2= 1.2500
5. Усеченный конус	l= 0.6400	d1= 1.2420	d2= 1.2500
6. Цилиндр	l= 3.3000	d = 1.2420	
7. Цилиндр	l= 3.7000	d = 1.2420	
8. Усеченный конус	l= 0.7190	d1= 1.2420	d2= 1.3730
9. Усеченный конус	l= 0.5220	d1= 1.3730	d2= 1.5030
10. Цилиндр	l= 5.7000	d = 1.5030	
11. Усеченный конус	l= 0.7840	d1= 1.5030	d2= 1.8300

Информация о ступени выводится перед таблицей с данными для соответствующей ступени, печать которой начинается с новой страницы.

§2. Варианты построения графиков

По результатам расчета можно построить графики аэродинамических коэффициентов в зависимости от номера ступени (рис. 23), высоты полета (рис. 24), числа Маха (рис. 25) или угла атаки (рис. 26), что делает процесс анализа более удобным и наглядным. Вдоль оси Ox откладывается один из перечисленных параметров, а вдоль оси Oy - один из рассчитанных аэродинамических коэффициентов.

Например, если мы проводим исследование влияния угла атаки на аэродинамические характеристики ЛА, то вдоль оси Ox нужно выбрать параметр alf , а вдоль оси Oy можно выбирать необходимые коэффициенты. При этом, можно менять текущие значения номера ступени, высоты полета и числа Маха. Для этого нужно нажать на кнопку **S-H-M-A** в диалоговом окне.

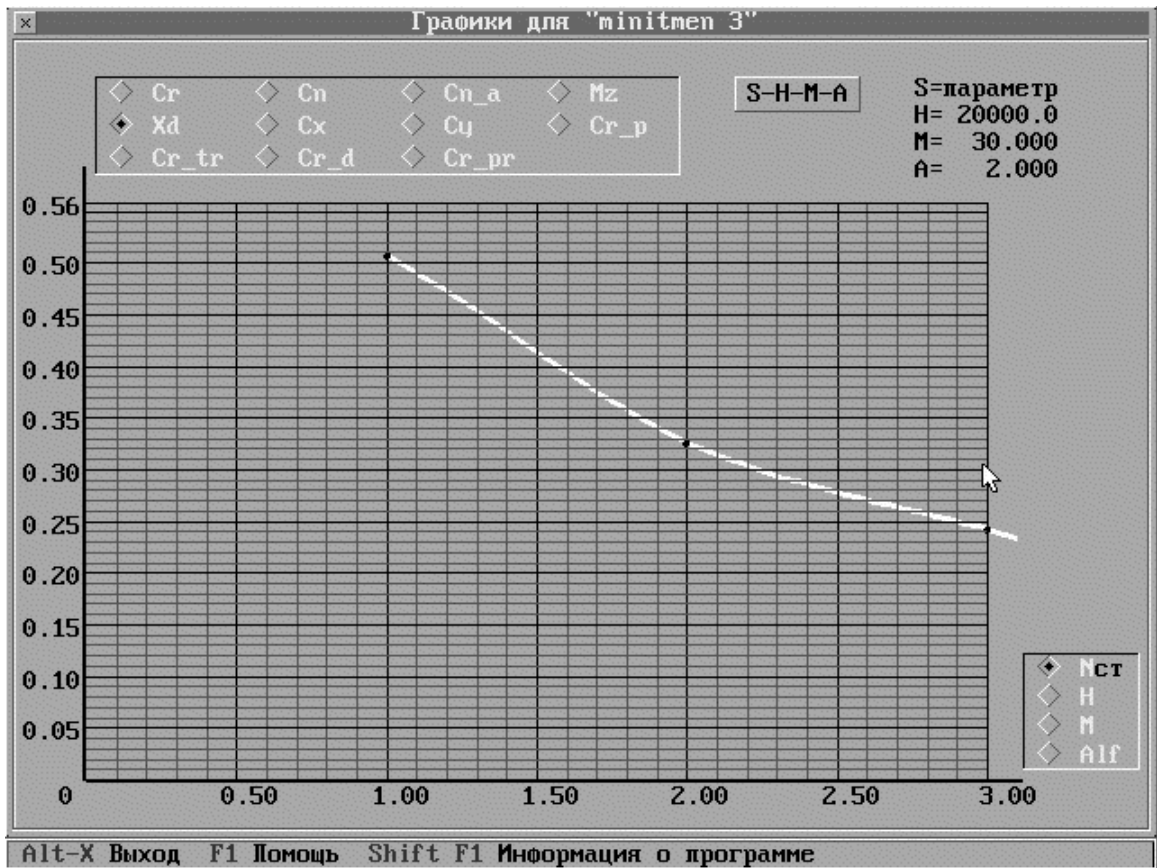


Рис. 23. График зависимости коэффициента \bar{X}_d от номера ступени

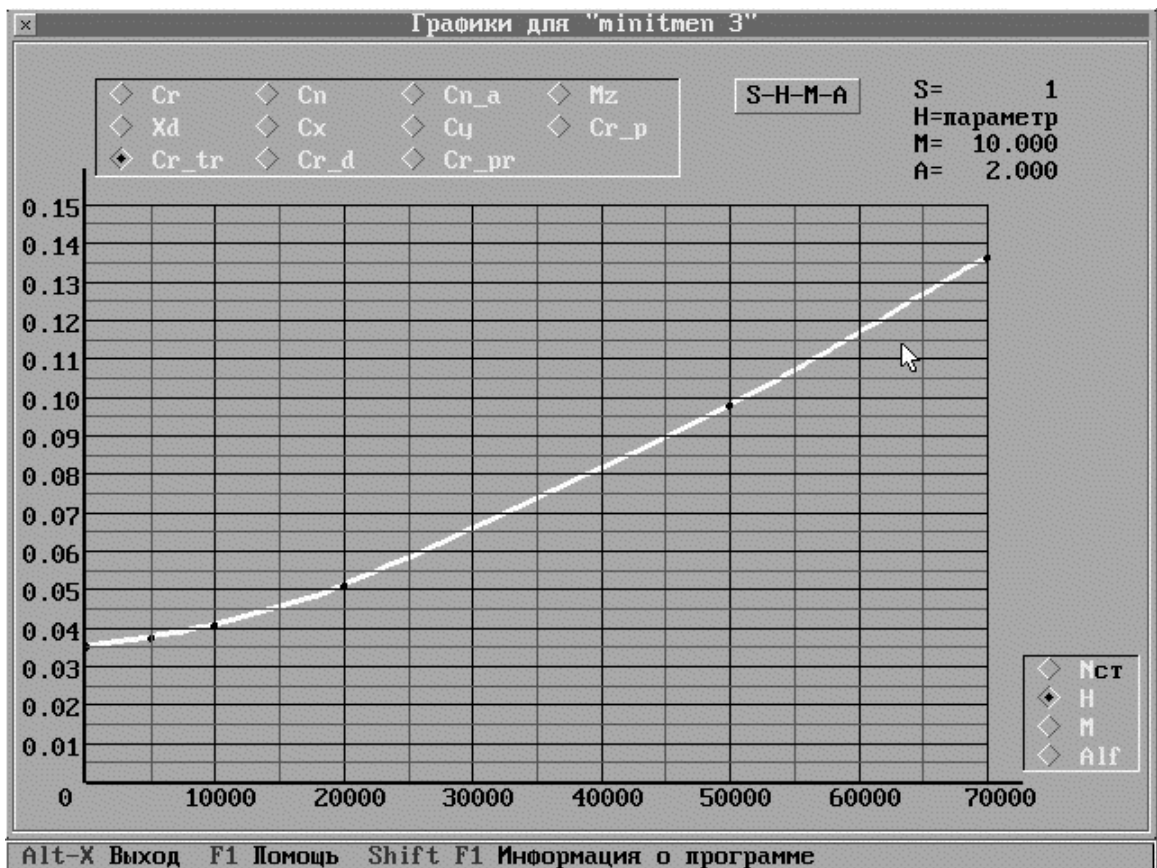


Рис. 24. График зависимости коэффициента силы трения от высоты полета

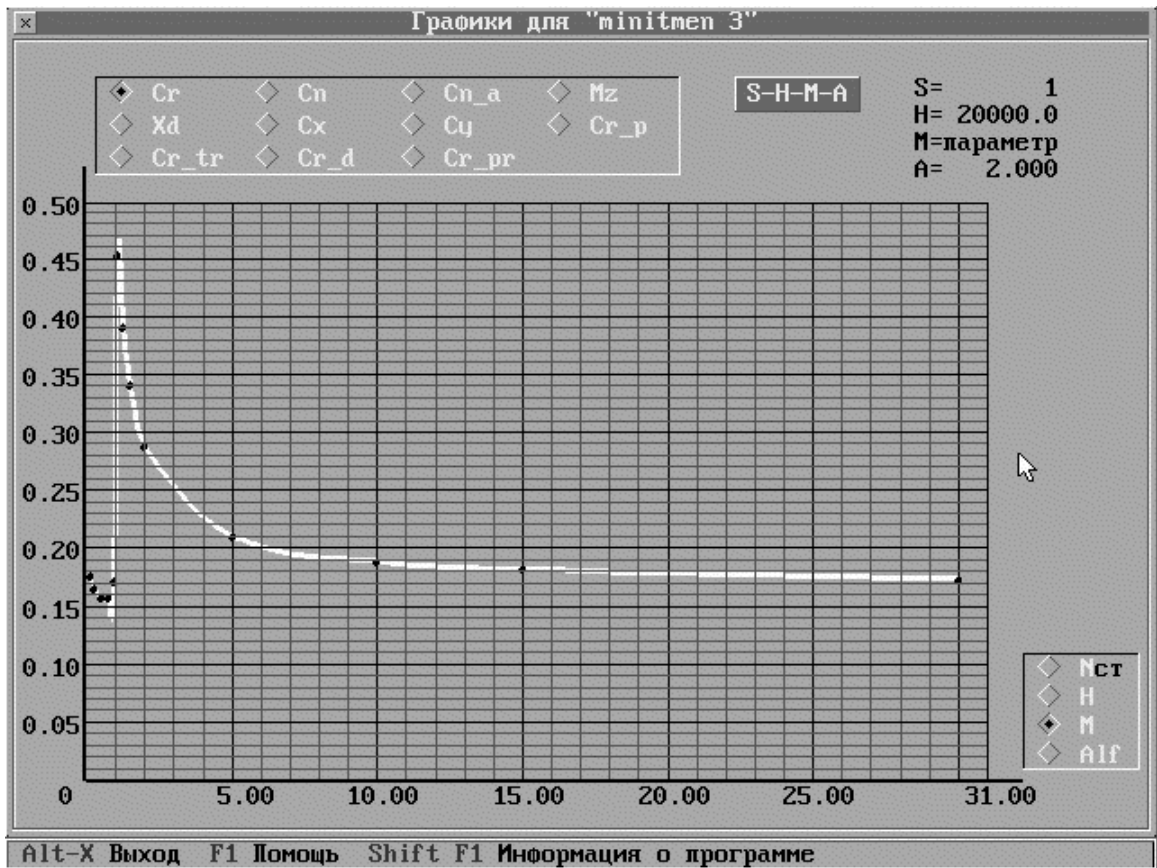


Рис. 25. График зависимости коэффициента продольной силы от числа Маха

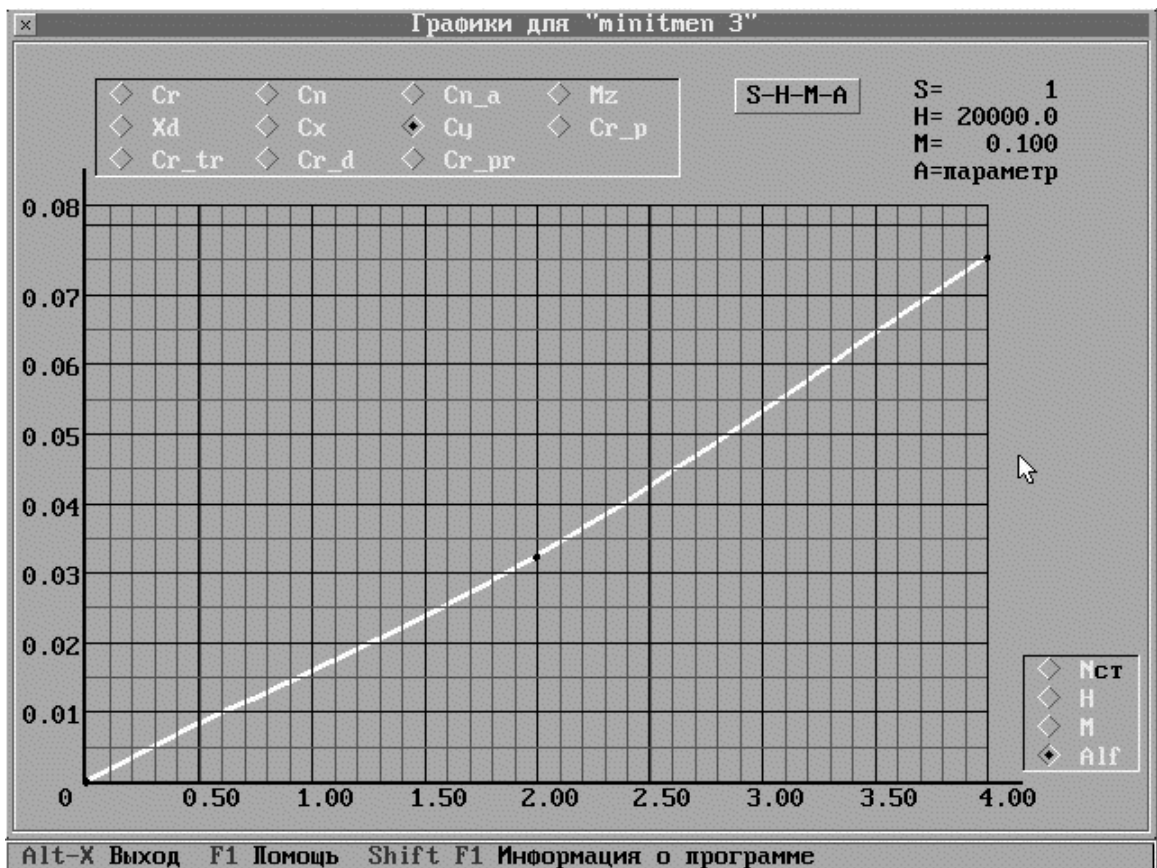


Рис. 26. График зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки

Глава 4. Краткое описание модулей программы “AERODYN”

Программа состоит из нескольких модулей: разделенных по функциональному назначению. Взаимодействие модулей можно проанализировать по рис. 27.

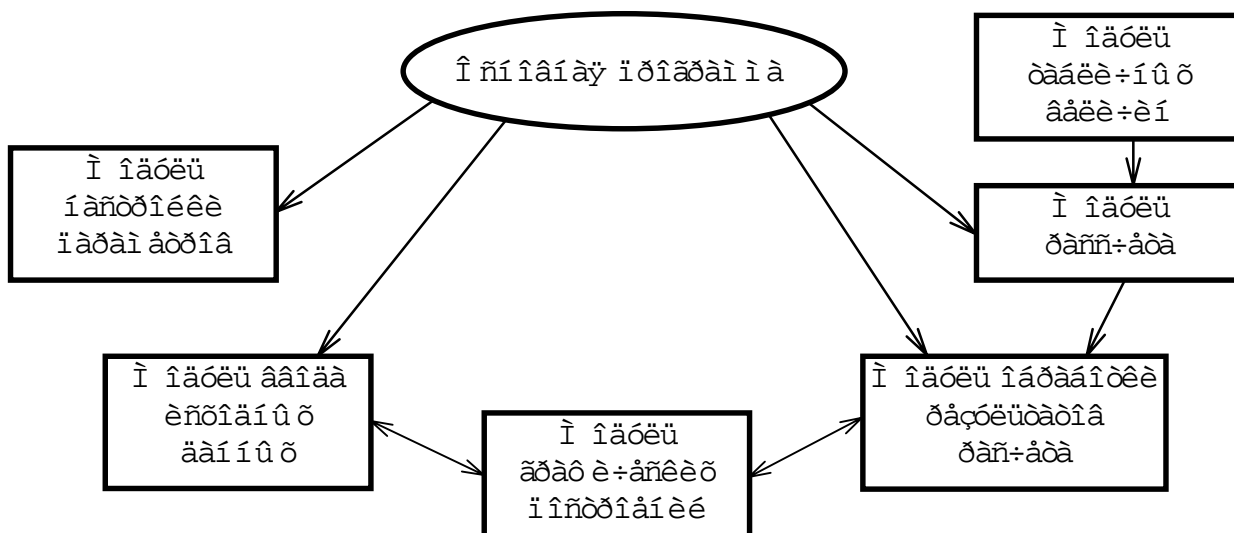


Рис. 27. Структура программы “AERODYN”

Из основной программы производится вызов процедур, находящихся в модулях.

Модуль настройки параметров содержит процедуры и функции, позволяющие пользователю выбрать варианты представления выходной информации в файле, настроить параметры расчета такие как скорость полета, углы атаки и числа Re.

Модуль ввода исходных данных реализует запрос у пользователя в диалоговом режиме геометрических характеристик рассчитываемого объекта. Во время ввода данных производится вызов функций отображения внешнего вида расчетной модели, которые находятся в модуле графических построений.

Модуль графических построений содержит в себе процедуры и функции, реализующие построение внешнего геометрического облика рассчитываемого объекта, функции аппроксимации функции полиномом III степени, и построения графиков функций.

Модуль табличных величин содержит в себе табличные данные по стандартной атмосфере, а также функции, позволяющие находить ее параметры на любой высоте, вплоть до 90 км.

В модуле расчета производится, непосредственно, вычисление аэродинамических коэффициентов ЛА по исходным геометрическим данным и данным по расчетным точкам, с использованием табличных данных по атмосфере.

В модуле обработки результатов расчета производится генерация текстового файла на основе данных, записанных в двоичный файл во время расчета, реализуется интерфейс с пользователем для построения графиков зависимости аэродинамических коэффициентов от скорости полета, чисел Re или углов атаки.

§1. Модуль геометрических построений

В данном модуле реализован алгоритмы кусочной аппроксимации функции полиномами III степени и построения графиков аппроксимирующей функции.

Во время расчета аэродинамических характеристик ЛА вычисляются значения соответствующих коэффициентов (значения функции y_i) - см. рис. 28.

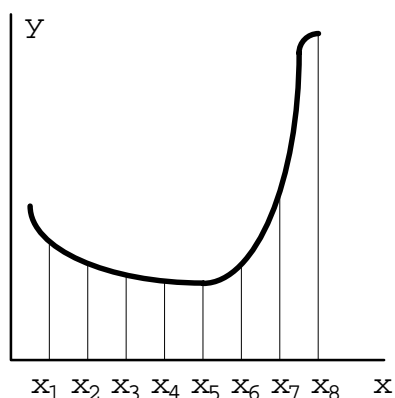


Рис. 28. Аппроксимация функции

После этого на каждом интервале $[x_i, x_{i+1}]$ строится аппроксимация функции третьей степени:

$$Ax^3 + Bx^2 + Cx + D = 0$$

Для вычисления коэффициентов A, B, C, D используются значения функции и ее производной в точках x_i и x_{i+1} . При этом, значение производной в точке x_i вычисляется по следующей формуле:

$$y'(x_i) = \frac{y(x_{i+1}) - y(x_{i-1}))}{x_{i+1} - x_{i-1}},$$

где $y(x_i)$ - значение функции в точке x_i . Таким образом касательная в точке x_i параллельна прямой, проходящей через точки x_{i-1} и x_{i+1} .

Для вычисления производной в точке x_1 принимается $x_{i-1} = x_1 - (x_{i+1} - x_i)$, а для x_n принимаем $x_{i+1} = x_n + (x_i - x_{i-1})$.

При построении геометрического контура расчетной модели считается, что весь ЛА состоит из простейших тел вращения (конус, цилиндр, сферический сегмент) и лопастей оперения. Под изображение трех проекций на экране отводится прямоугольная область определенных размеров. Перед построением контура ЛА производится вычисление масштаба.

§2. Математическое описание и графическая схема аппроксимации коэффициента лобового сопротивления

Кроме расчета аэродинамических характеристик ЛА, программа “AERODYN” производит подготовку исходных данных по аэродинамике для проведения баллистического расчета. Для того чтобы сократить объемы передаваемой между программами информации проводится аппроксимация графиков аэродинамических характеристик математическими выражениями. Тогда между программами достаточно передавать только нескольких коэффициентов уравнений аппроксимации.

В программе производится аппроксимация коэффициента лобового сопротивления (рис. 29). При этом исходят из следующих особенностей графика этого коэффициента:

- на участке $M_{\infty} < 0.95$ коэффициент практически не изменяется и его принимают постоянным и равным

$$C_{x01} = C_x(M_{\infty} = 0.5, H = 0) ;$$

- на участке $0.95 \leq M_{\infty} \leq 1.1$ коэффициент достигает своего максимального значения и также принимается постоянным и равным

$$C_x^{max} = C_x(M_{\infty} = 1, H = 5000) ;$$

- на участке $M_{\infty} > 1.1$ график коэффициента аппроксимируется уравнением вида

$$C_x(M_{\infty}, H) = C_{x02} + C_x^H \cdot H + \frac{C_{xM}^H + C_{xM}^H \cdot H}{M_{\infty}} .$$

Коэффициенты в последнем уравнении определяются:

$$C_{xM} = (C_x(M_2, H_0) - C_x(M_3, H_0)) \cdot \frac{M_2 \cdot M_3}{M_3 - M_2} ;$$

$$C_{x02} = C_x(M_2, H_0) \cdot M_2 - C_{xM} ;$$

$$C_{xM}^H = \frac{1}{H_{60}} \left[(C_x(M_2, H_{60}) - C_x(M_3, H_{60})) \frac{M_2 \cdot M_3}{M_3 - M_2} - C_{xM} \right] ;$$

$$C_x^H = \frac{1}{H_{60}} \left[C_x(M_2, H_{60}) - C_{x02} - \frac{C_{xM} + C_{xM}^H \cdot H_{60}}{M_2} \right] ,$$

где $M_2 = 11$; $M_3 = 30$; $H_0 = 0 \text{ м}$; $H_{60} = 60000 \text{ м}$.

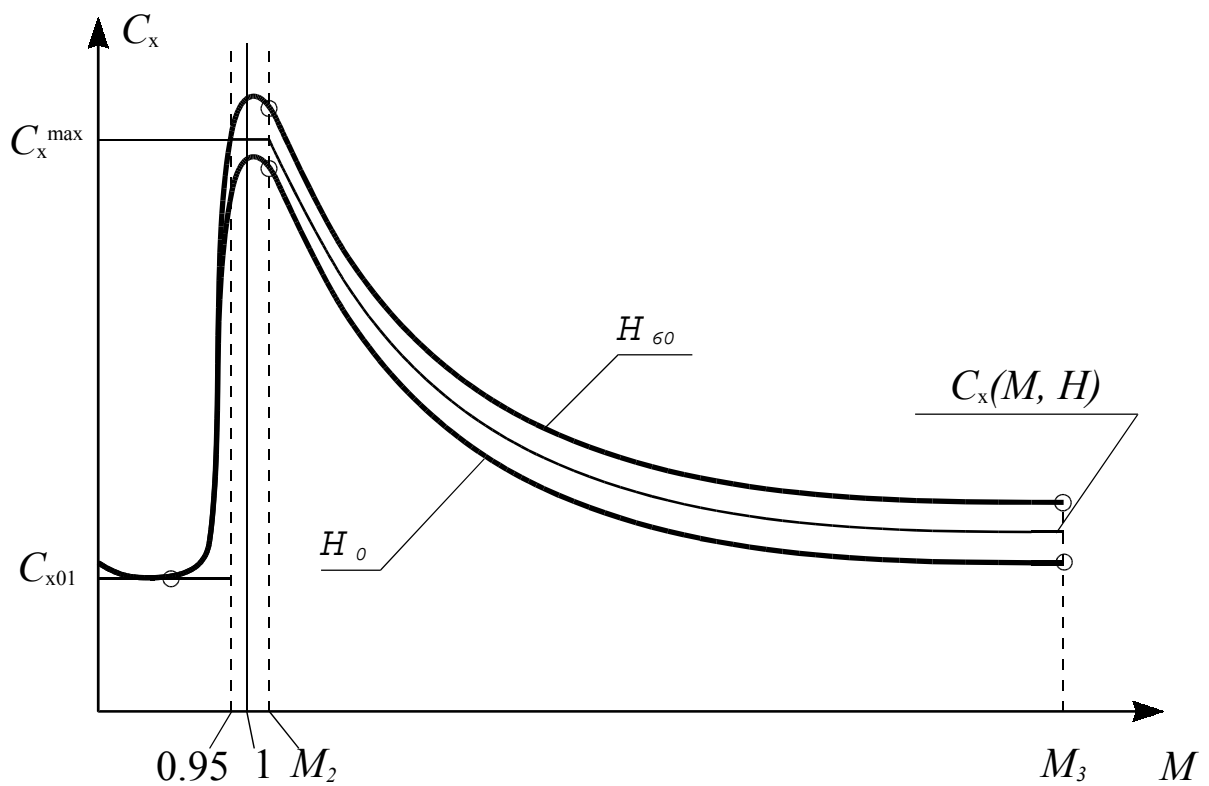


Рис. 29. Для аппроксимации графика C_x .

Сравнивая результаты расчета и график аппроксимации (рис. 21), можно заметить, что оба графика проходят достаточно близко, т.е. выбранная схема аппроксимации может применяться для проведения баллистических и др. расчетов.

§3. Модуль параметров “стандартной” атмосферы

При вычислении аэродинамических коэффициентов необходимо знать параметры “стандартной” атмосферы. Эти параметры можно найти в таблицах [2, 3]. Эта таблица занесена в модуль для ускорения и упрощения процесса вычисления. В модуле реализованы функции, позволяющие вычислять параметры атмосфера (плотность, скорость звука, температуру и др.) для любой высоты от 0 до 300 км. При вычислении параметра для конкретной высоты применяется линейная интерполяция в таблице, т.е. считается, что на участке между табличными значениями каждый параметр изменяется по линейному закону.

Заключение.

Настоящая разработка является первой рабочей версией программного комплекса. Она предоставляет следующие возможности:

- вычисление аэродинамические характеристики простейших тел вращения (полусферическое притупление; конус - острый, усеченный, затупленный; цилиндр);
- вычисление аэродинамические характеристики сложных тел вращения, состоящих из комбинации простейших тел вращения;
- вычисление аэродинамические характеристики ЛА с дополнительными корпусами - ускорителями, которые так же являются телами вращения;
- вычисление аэродинамические характеристики ЛА с оперением;
- вычисление коэффициентов аппроксимации аэродинамических коэффициентов ЛА, используемых для баллистических расчетов с помощью специальной программы (BALL);
- расчет производит по полуэмпирическим зависимостям в широких диапазонах чисел Маха и чисел Рейнольдса (высот полета), при углах атаки от 0 до 10°;
- при создании файла с результатами расчетов производит их форматирование - сортировку, разбивку на страницы, расстановку шрифтов и др... - в соответствии с одной из стандартных форм генерации отчета;
- позволяет результаты расчета представить в виде графиков;
- ее контекстно-зависимая помощь дает пользователю подсказку о возможных вариантах действий в любой момент работы с программой;
- содержит описание алгоритма расчета, расчетные зависимости, возможность автоматизированной компоновки форм ЛА из составляющих элементов.

Следующие версии предполагают:

- расширение набора стандартных составляющих элементов модели;
- компоновку объектов с отклонениями их форм от осевой симметрии;
- компоновку оперения и крыльев с сложной формой профиля и в плане;

- расширение набора методов (в том числе и численных) применяемых для расчета;
- разработку специального программного блока визуализации распределения давлений воздушного потока по поверхности ЛА и его элементов.

Приложение 1. Исходный текст программы на дискете

Из соображений экономии, исходный текст программы (он занимает около 300 печатных страниц) и все, необходимые для ее дальнейшего развития, модули представляются на дискете. В исходных текстах программы даны комментарии, позволяющие разобраться в логике работы программы. Дискета прилагается к описанию отдельно. Все файлы записаны в каталоге SOURCES и заархивированы архиватором RAR v 2.0.

Приложение 2. Программа пользователя (исполняемые и рабочие файлы) на дискете

На дискете, которая прилагается к описанию отдельно, в каталоге AERODYN находится исполняемый инсталляционный файл AEROINST.EXE. Запуск этого файла позволит установить программу на жесткий диск и подготовить ее к работе.

Приложение 3. Файл описания комплекса на дискете

На дискете, которая прилагается к описанию отдельно, в каталоге DOC находится последняя редакция настоящего описания в заархивированном виде (архиватор RAR v 2.0).

Описание подготовлено редактором Word for Windows v 6.0.

Приложение 4. Файл демонстрации возможностей комплекса и работы с ним на дискете

На дискете, которая прилагается к описанию отдельно, в каталоге DEMO находится исполняемый файл демонстрации работы с комплексом в заархивированном виде (архиватор RAR v 2.0). Для его просмотра, архив нужно разархивировать на жесткий диск и запустить на выполнение файл AERODEMO.EXE.

Литература.

1. Краснов Н.Ф. Основы аэродинамического расчета. - М.: "Высшая школа", 1981.
2. Краснов Н.Ф. и др. Аэродинамика ракет. - М.: "Высшая школа", 1968.
3. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета. - М.: Оборонгиз, 1973.
4. Мельников А.П. Аэродинамика больших скоростей. - М.: Воениздат, 1961.
5. Петров К.П. Аэродинамика ракет. - М.: Машиностроение, 1977.
6. Белоцерковский О.М. Численное моделирование в механике сплошных сред. - М.: "Наука", 1984.
7. Аэродинамика ракет. В 2-х книгах. Под ред. М. Хемша и Док. Нильсена. - М.: "Мир", 1989.
8. Сидельников Р.В., Демьянцев А.В., Донцов В.И. Динамика полета балистических ракет. Программно-методический учебный комплекс. - Челябинск.: "ЧГТУ", 1997.
9. Петров К.П. Аэродинамика элементов летательных аппаратов. - М.: Машиностроение, 1985.
10. Фаронов В.В. Турбо Паскаль (в 3-х книгах). Книга 1. Основы Турбо Паскаля. - М.: Учебно-инженерный центр "МВТУ-ФЕСТО ДИДАКТИКА", 1992. - 304 с., ил.
11. Фаронов В.В. Программирование на персональных ЭВМ в среде Турбо-Паскаль. - М.: Изд-во МГТУ, 1990. - 443 с.
12. А. Федоров. Borland Pascal: практическое использование Turbo Vision 2.0. - Киев: "Диалектика", 1993. - 272 с., ил.