
Приложение 1Г

Расчет аэродинамических
характеристик летательного
аппарата

Студентка группы ИУ2-Д2 Лабушева А.А.

```
Remove["Global`*"]
```

```
Off[General::spell1]
```

Расчет аэродинамических характеристик летательного аппарата

```
M∞ := {0.05, 0.1, 0.15, 0.2}; (*числа Маха*)
```

```
a := 338; (*скорость звука*)
```

```
Vmax = Max[M∞] * a (*максимальная скорость набегающего потока*)
```

```
Vmin = Min[M∞] * a (*минимальная скорость набегающего потока*)
```

```
(*кинематический коэффициент вязкости:*)
```

```
νmax := 1.7138 * 10-5
```

```
νmin := 1.5188 * 10-5
```

67.6

16.9

(* Горизонтальное оперение *)

```
(*Геометрические параметры*)
```

```
bГО0 := 0.4; (*корневая хорда ГО*)
```

```
bГОк := 0.15; (*концевая хорда ГО*)
```

```
lГО := 1.7; (*размах ГО*)
```

```
χГО := 20 (*угол стреловидности ГО*)
```

```
(*Координаты и функции, определяющие геометрическую форму горизонтального оперения*)
```

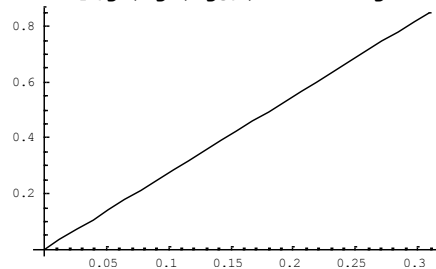
```
f1 := k1 * x; k1 := N[Tan[(90 - χГО) Degree]];
```

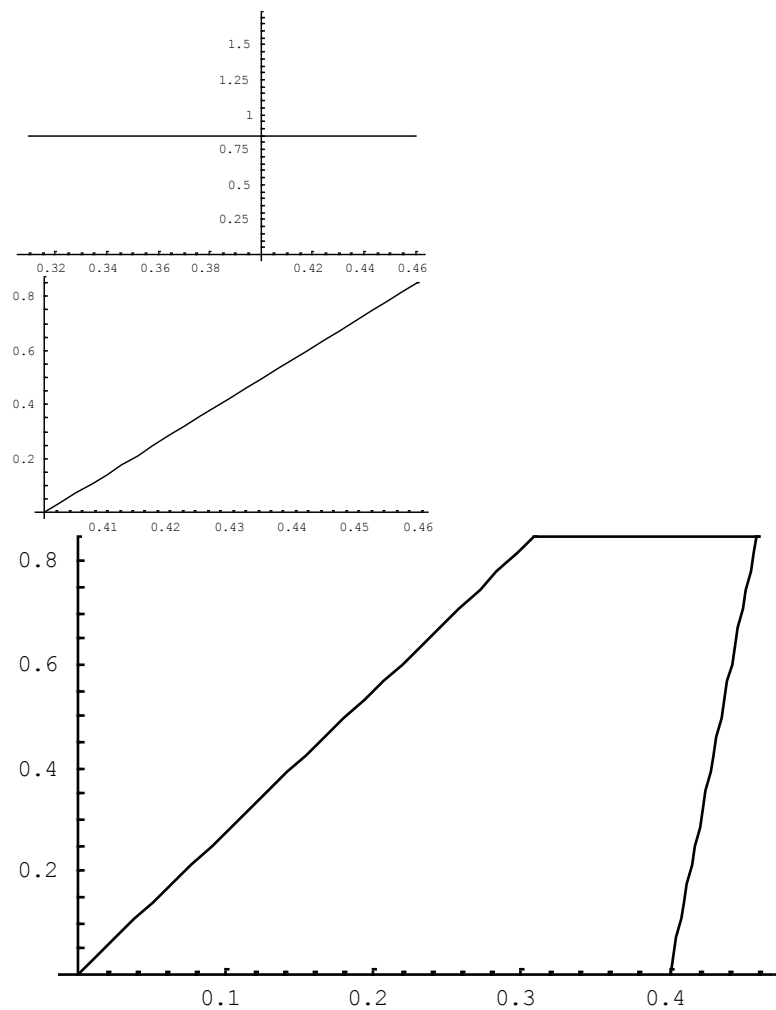
```
f2 := lГО / 2; x1 := f2 / k1; x2 := x1 + bГОк; f3 := k3 * x + b3; k3 := N[(lГО / 2) / (x2 - bГО0)];
```

```
b3 := N[(lГО / 2) - k3 * (x2 + bГО0) / 2];
```

```
g1 := Plot[f1, {x, 0, x1}; g2 := Plot[f2, {x, x1, x2}; g3 := Plot[Evaluate[f3], {x, bГО0, x2};
```

```
Show[{g1, g2, g3}, PlotRange -> {0, lГО / 2}]
```



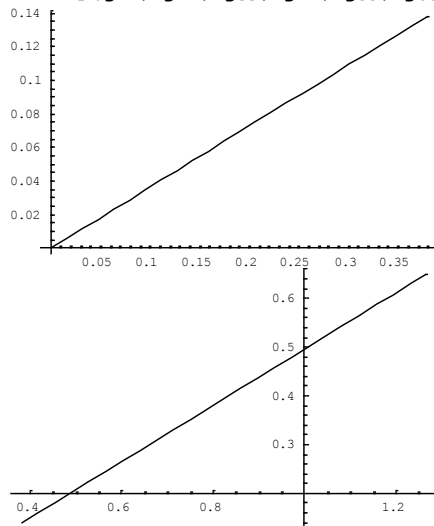


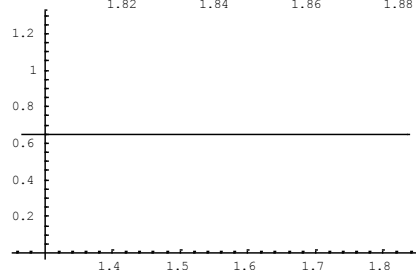
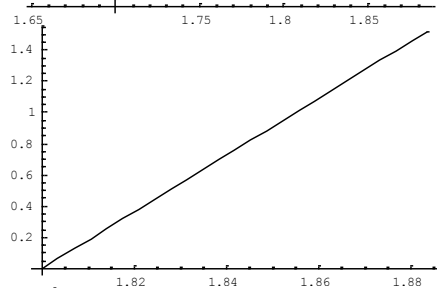
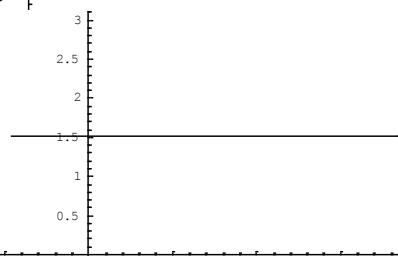
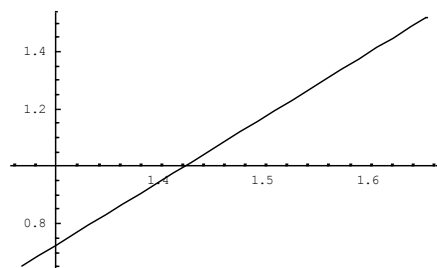
-Graphics-
 (*Площадь ГО [кв.м] *)

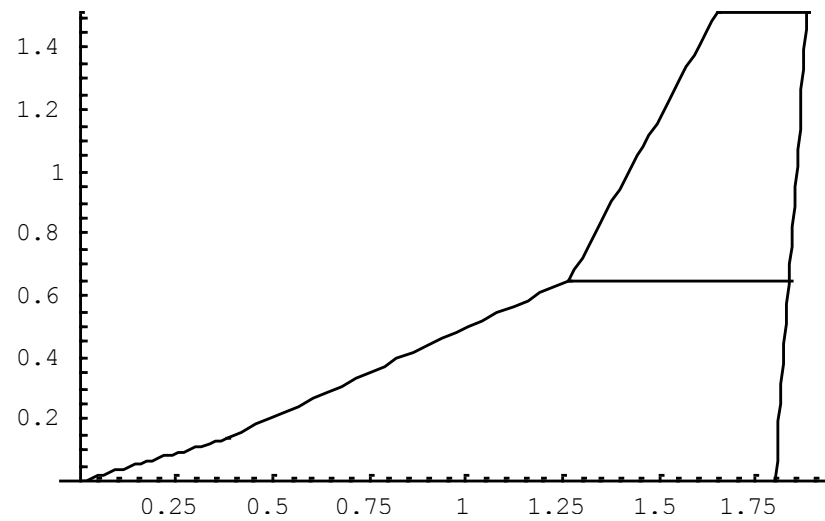
$$S_{\Gamma O} = 2 * \left(\int_0^{x_1} f_1 dx + \int_{x_1}^{x_2} f_2 dx + \int_{x_2}^{b_{\Gamma O0}} f_3 dx \right)$$

0.4675

```
(*Геометрические параметры*)
b_K0 := 1.8; (*корневая хорда крыла*)
b_KK := 0.23; (*концевая хорда крыла*)
l_K := 3.04; (*размах крыла*)
χ_K1 := 70; (*угол стреловидности крыла*)
χ_K2 := 60;
χ_K3 := 24;
x1 := 0.38; (*точка пересечения найдена графически*)
(*Координаты и функции, определяющие геометрическую форму крыла*)
f11 := k11 * x; k11 := N[Tan[(90 - χ_K1) Degree]]; f22 := k22 * x + b22; k22 := N[Tan[(90 - χ_K2) Degree]]; b22 := (k11 - k22) * x1;
f33 := k33 * x + b33; k33 := N[Tan[(90 - χ_K3) Degree]]; b33 := 0.65 - k33 * x2; x2 := (0.65 - b22) / k22; x3 := (l_K / 2 - b33) / k33;
f44 := l_K / 2; f55 := k55 * x + b55; k55 := (l_K / 2) / (x4 - b_K0); b55 := -b_K0 * k55; f66 := 0.65; x4 := x3 + b_KK;
x5 := x2 + 0.57 (* хорда излома*)
g11 := Plot[f11, {x, 0, x1}]; g22 := Plot[f22, {x, x1, x2}]; g33 := Plot[Evaluate[f33], {x, x2, x3}];
g44 := Plot[f44, {x, x3, x4}]; g55 := Plot[f55, {x, x4, b_K0}]; g66 := Plot[f66, {x, x2, x5}];
Show[{g11, g22, g33, g44, g55, g66}, PlotRange -> {0, l_K / 2}]
```







Graphics =

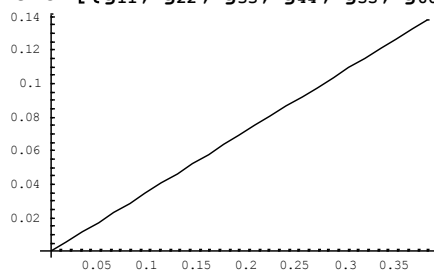
(* Изолированное крыло *)

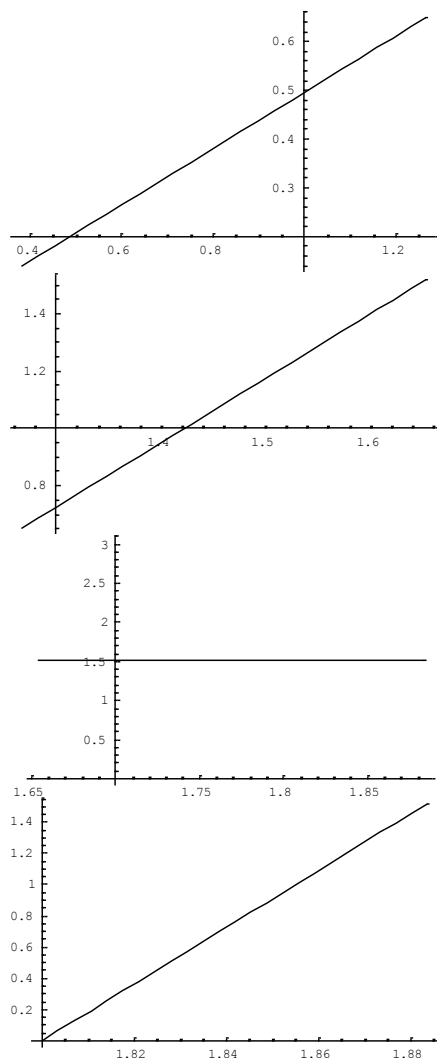
(* граница фюзеляжа *)

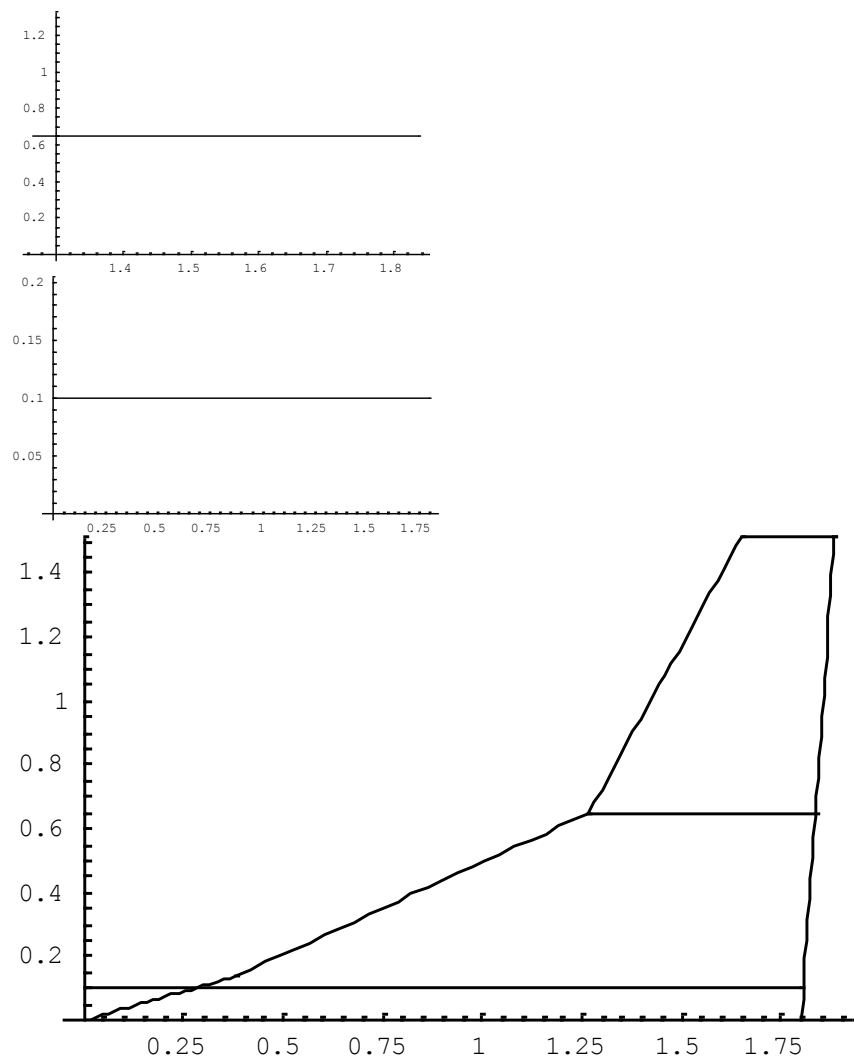
$f_{\text{фюзеляжа}} := 0.1;$

$g_{\phi} := \text{Plot}[f_{\text{фюзеляжа}}, \{x, 0, b_{\text{к0}}\}];$

$\text{Show}[\{g_{11}, g_{22}, g_{33}, g_{44}, g_{55}, g_{66}, g_{\phi}\}, \text{PlotRange} \rightarrow \{0, 1_{\text{к}}/2\}];$







$$x_{10} := f_{\text{фюзеляжа}} / k_{11}; x_{50} := (f_{\text{фюзеляжа}} - b_{55}) / k_{55} \text{ (*точки пересечения*)}$$

$$l_{k1} = \sqrt{x_{50}^2 - x_{10}^2}$$

(*Найдем площадь крыла с элеронами*)

$$S_{\text{кр}} = 2 * \left(\int_{x_{10}}^{x_1} f_{11} dx + \int_{x_1}^{x_2} f_{22} dx + \int_{x_2}^{x_3} f_{33} dx + \int_{x_3}^{x_4} f_{33} dx + \int_{x_4}^{x_{50}} f_{55} dx \right)$$

1.78447

1.84235

(*Площадь крыла с подфюзеляжной частью и элеронами*)

$$S_{\text{кр1}} = 2 * \left(\int_0^{x_1} f_{11} dx + \int_{x_1}^{x_2} f_{22} dx + \int_{x_2}^{x_3} f_{33} dx + \int_{x_3}^{x_4} f_{33} dx + \int_{x_4}^{1.8} f_{55} dx \right)$$

1.86927

(*Определение аэродинамического коэффициента подъемной силы ГО*)

(*БЛА типа G-1 имеет а/д компоновку "утка", то есть ГО вынесено перед крылом. Считая углы атаки малыми и полет на дозвуковых скоростях, получим*)

(*Удлинение*)

$$\lambda_{\text{ГО}} = l_{\text{ГО}}^2 / S_{\text{ГО}}$$

(*Сужение*)

$$\eta_{\text{ГО}} = b_{\text{ГО0}} / b_{\text{ГОк}}$$

6.18182

2.66667

$$b_{\text{ГОа}} = 2 * (1 + \eta_{\text{ГО}} + \eta_{\text{ГО}}^2) * b_{\text{ГО0}} / (3 * \eta_{\text{ГО}} * (1 + \eta_{\text{ГО}}))$$

0.293939

(*Аэродинамические параметры ГО*)

(*Угол стреловидности передней кромки ГО [градусы] *)

$$\chi_{1 \text{ ГО}} = \chi_{\text{ГО}}$$

20

(*Угол стреловидности по линии середины хорд*)

```
 $\chi_{0.5 \text{ го}} = \text{ArcTan}[(x_2 - (b_{\text{го0}} + b_{\text{гож}}) / 2) / (l_{\text{го}} / 2)] * 180 / \text{Pi}$ 
```

```
12.2385
```

(* Согласно линейной теории производную коэффициента подъемной силы определяют с помощью функциональных зависимостей*)

```
 $\lambda_{\text{го1}} = \lambda_{\text{го}} * \text{Tan}[\chi_{0.5 \text{ го}} \text{ Degree}]$ 
```

```
1.34091
```

```
 $\lambda_{\text{го2}} := -\lambda_{\text{го}} * \sqrt{1 - M_{\infty}^2}$ ; (*приведенное удлинение крыла*)
```

```
 $M_{\infty} := \{0.05, 0.1, 0.15, 0.2\}$  (*числа Маха*)
```

```
 $\bar{c} := 0.15$  (*относительная толщина профиля ГО*)
```

```
 $\lambda_{\text{го3}} = \lambda_{\text{го}} * \sqrt[3]{\bar{c}}$ 
```

```
3.28458
```

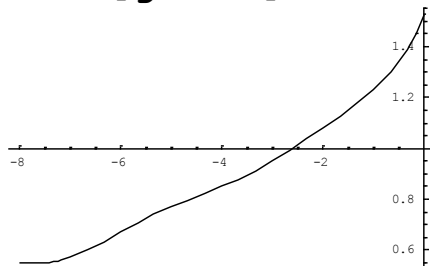
```
data:={{0,1.53},{-1,1.23},{-2,1.08},{-3,0.95},{-4,0.85},{-5,0.77},{-6,0.67},{-7,0.57},{-8,0.55}}
```

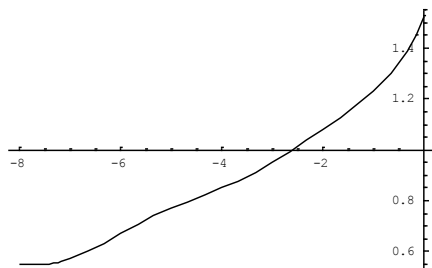
```
DependenceCay[x_] = Collect[InterpolatingPolynomial[data, x], x]
```

```
 $1.53 + 0.499976 x + 0.300042 x^2 + 0.120722 x^3 + 0.0206632 x^4 - 0.000611111 x^5 - 0.000701389 x^6 - 0.0000873016 x^7 - 3.47222 \times 10^{-6} x^8$ 
```

```
graf1 := Plot[DependenceCay[x], {x, -8, 0}]
```

```
Show[graf1]
```





-Graphics-

(*Производная коэффициента подъемной силы по углу атаки при различных числах Маха*)

```
cyaГО = λГО * DependenceCay[λГО2] * Pi / 180
```

```
{0.0701684, 0.0704516, 0.0709264, 0.0715962}
```

(*Коэффициент подъемной силы при различных числах Маха*)

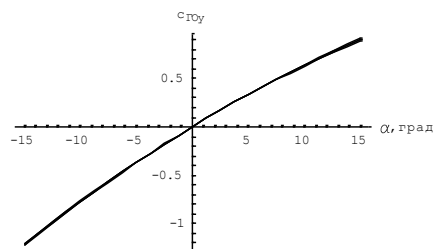
```
cy = cyaГО * α * (1 + (2.5 - λГО) α / (60 * λГО))
```

```
{0.0701684 (1-0.00992647 α) α, 0.0704516 (1-0.00992647 α) α, 0.0709264 (1-0.00992647 α) α, 0.0715962 (1-0.00992647 α) α}
```

(*График зависимости КПС ГО от угла атаки*)

```
cГОу := Max[cyaГО] * α * (1 + (2.5 - λГО) α / (60 * λГО)); (*1.045*)
```

```
Plot[{cy[[1]], cy[[2]], cy[[3]], cy[[4]]}, {α, -15, 15}, AxesLabel → {"α, град", "cГОу"}
```



-Graphics-

(*Определение аэродинамического коэффициента лобового сопротивления ГО*)

(*Коэффициент лобового сопротивления обычно представляют в виде суммы коэффициента сопротивления при 0 подъемной силе и коэффициента индуктивного сопротивления(зависит от PC)*)

(*КС при 0 PC складывается из профильного, волнового и дополнительного*)

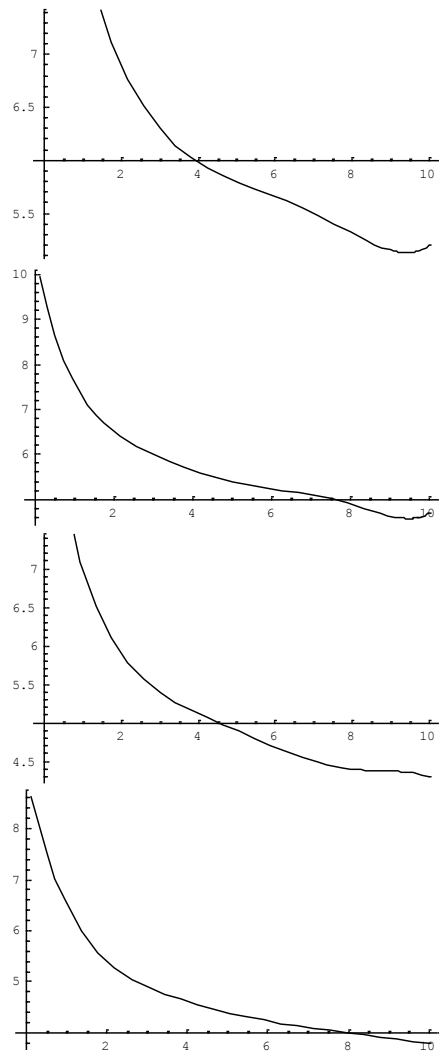
(*1. Коэффициент профильного сопротивления*)

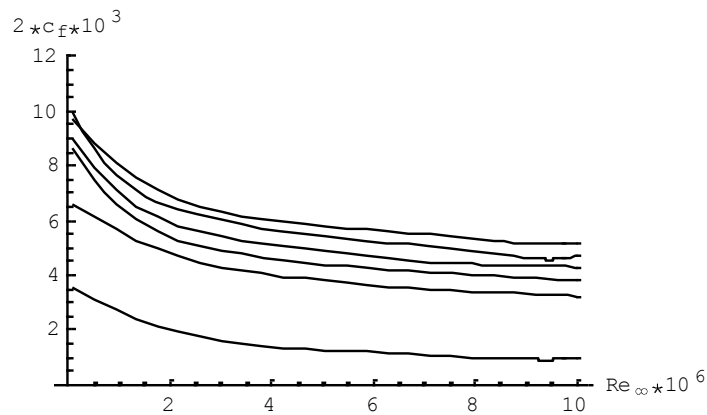
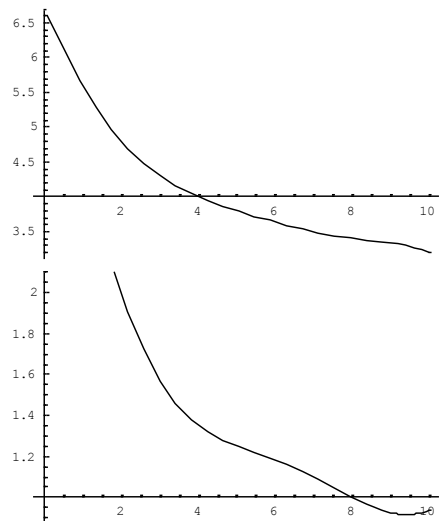
(*Зависимость $2 \cdot c_f$ от числа Рейнольдса и относительной координате точки переходат ламинарного слоя в турбулентный*)

```
x_n := 0.2;
data1 := {{1, 8}, {2, 6.9}, {3, 6.3}, {5, 5.8}, {7, 5.5}, {8, 5.31}, {10, 5.2}};
pol1[x_] = Collect[InterpolatingPolynomial[data1, x], x];
x_n := 0.3;
data2 := {{1, 7.57}, {2, 6.5}, {3, 6}, {5, 5.4}, {7, 5.1}, {8, 4.9}, {10, 4.7}};
pol2[x_] = Collect[InterpolatingPolynomial[data2, x], x];
x_n := 0.4;
data3 := {{1, 7}, {2, 5.9}, {3, 5.4}, {5, 4.9}, {7, 4.5}, {8, 4.4}, {10, 4.3}};
pol3[x_] = Collect[InterpolatingPolynomial[data3, x], x];
x_n := 0.5;
data4 := {{1, 6.5}, {2, 5.4}, {3, 4.9}, {5, 4.4}, {7, 4.1}, {8, 4}, {10, 3.8}};
pol4[x_] = Collect[InterpolatingPolynomial[data4, x], x];
x_n := 0.6;
data5 := {{1, 5.6}, {2, 4.8}, {3, 4.3}, {5, 3.8}, {7, 3.5}, {8, 3.4}, {10, 3.2}};
pol5[x_] = Collect[InterpolatingPolynomial[data5, x], x];
x_n := 1;
data6 := {{1, 2.7}, {2, 2}, {3, 1.57}, {5, 1.25}, {7, 1.1}, {8, 1}, {10, 0.94}};
pol6[x_] = Collect[InterpolatingPolynomial[data6, x], x];
graf11 := Plot[pol1[x], {x, 0.1, 10}];
graf12 := Plot[pol2[x], {x, 0.1, 10}];
graf13 := Plot[pol3[x], {x, 0.1, 10}];
graf14 := Plot[pol4[x], {x, 0.1, 10}];
graf15 := Plot[pol5[x], {x, 0.1, 10}];
graf16 := Plot[pol6[x], {x, 0.1, 10}];
```

(*График*)

Show[{graf11, graf12, graf13, graf14, graf15, graf16}, PlotRange → {0, 12}, AxesLabel → {" $Re_{\infty} \cdot 10^6$ ", " $2 \cdot c_f \cdot 10^3$ "}]





-Graphics-

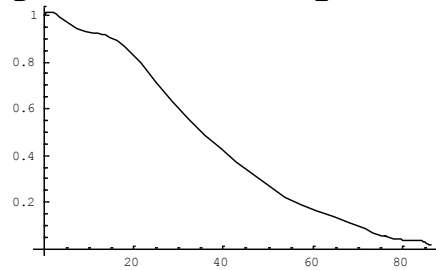
(* Влияние стреловидности на критическое число Рейнольдса*)

```
dataRe:={{0,1},{5,0.97},{10,0.93},{20,0.83},{30,0.6},{40,0.42},{50,0.27},{60,0.17},{70,0.1},{75,0.06},{80,0.04},{86,0.02}};
```

```
polRe[x_]=Collect[InterpolatingPolynomial[dataRe,x],x]
```

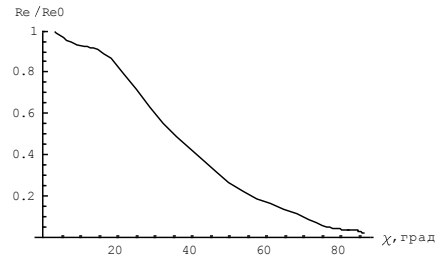
$$1 + 0.0260634 x - 0.01416 x^2 + 0.00230244 x^3 - 0.000189407 x^4 + 8.96168 \times 10^{-6} x^5 - 2.63267 \times 10^{-7} x^6 + 4.96981 \times 10^{-9} x^7 - 6.03702 \times 10^{-11} x^8 + 4.5593 \times 10^{-13} x^9 - 1.9461 \times 10^{-15} x^{10} + 3.58251 \times 10^{-18} x^{11}$$

```
grafRe=Plot[polRe[x],{x,0,86}]
```



-Graphics-

```
Show[grafRe,PlotRange->{0,1},AxesLabel->{"χ,град","Re/Re0"}]
```



-Graphics-

(*Длина пограничного слоя*)

$$l_{\text{гОгранич}} = S_{\text{гО}} / l_{\text{гО}}$$

0.275

$$\text{Re}_{\text{гОmax}} = v_{\text{max}} * l_{\text{гОгранич}} / \nu_{\text{min}} \text{ (*число Рейнольдса*)}$$

$$\text{Re}_{\text{гОmin}} = \nu_{\text{min}} * l_{\text{гОгранич}} / \nu_{\text{max}}$$

$$1.22399 \times 10^6$$

271181.

```

ReГО := {ReГОmin, ReГОmax};
(*Поправочный коэффициент, учитывающий влияние относительной толщины ГО и относительного положения точки перехода*)
ηс := 1.3;
(*Коэффициент, учитывающий влияние сжимаемости на сопротивление трения*)
ηм = 1 / (√(1 + 0.2 * M∞2))
{0.99975, 0.999001, 0.997758, 0.996024}
(*Критическое число Рейнольдса при угле стреловидности передней кромки*)
ReГОкр = polRe[χГО] * 5 * 105
415000.

xпГОmin = ReГОкр / ReГОmax
0.339054

xпГОmax = ReГОкр / ReГОmin
1.53034

xпГО := {xпГОmin, xпГОmax}
(*Коэффициент трения плоской пластины*)
cf = pol2[ReГОкр * 10-6] * Pi / 180 * 10-3 / 2
0.0000774929
(*Коэффициент профильного сопротивления*)
CГОхкр = ηм * ηс * 2 * cf
{0.000201431, 0.00020128, 0.00020103, 0.000200681}
(*Коэффициент индуктивного лобового сопротивления*)
CГОхи = (0.38 * cy2 * ((λГО / Cos[χ0.5 ГО Degree] + 4)) / ((λГО - 0.8 * cy * (λГО - 1)) * (λГО + 4)))
{
  0.00189738 (1 - 0.00992647 α)2 α2 / 6.18182 - 0.29088 (1 - 0.00992647 α) α,
  0.00191273 (1 - 0.00992647 α)2 α2 / 6.18182 - 0.292054 (1 - 0.00992647 α) α,
  0.0019386 (1 - 0.00992647 α)2 α2 / 6.18182 - 0.294022 (1 - 0.00992647 α) α,
  0.00197539 (1 - 0.00992647 α)2 α2 / 6.18182 - 0.296799 (1 - 0.00992647 α) α
}

```

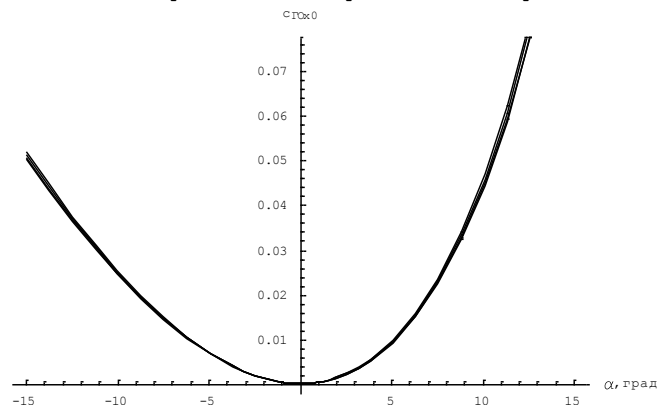
$$C_{\Gamma O x 0 \text{кр}} = (C_{\Gamma O x \text{кр}}[[1]] + C_{\Gamma O x \text{кр}}[[2]]) / 2 + C_{\Gamma O x i}$$

$$\left\{ 0.000201356 + \frac{0.00189738 (1 - 0.00992647 \alpha)^2 \alpha^2}{6.18182 - 0.29088 (1 - 0.00992647 \alpha) \alpha}, 0.000201356 + \frac{0.00191273 (1 - 0.00992647 \alpha)^2 \alpha^2}{6.18182 - 0.292054 (1 - 0.00992647 \alpha) \alpha}, \right.$$

$$\left. 0.000201356 + \frac{0.0019386 (1 - 0.00992647 \alpha)^2 \alpha^2}{6.18182 - 0.294022 (1 - 0.00992647 \alpha) \alpha}, 0.000201356 + \frac{0.00197539 (1 - 0.00992647 \alpha)^2 \alpha^2}{6.18182 - 0.296799 (1 - 0.00992647 \alpha) \alpha} \right\}$$

(*График зависимости коэффициента лобового сопротивления ΓO от угла атаки*)

`Plot[{CΓOx0кр[[1]], CΓOx0кр[[2]], CΓOx0кр[[3]], CΓOx0кр[[4]]}, {α, -15, 15}, AxesLabel → {"α, град", "CΓOx0"}]`



-Graphics-

(*Коэффициент центра давления*)

$$C_{\Gamma O d} = 0.32 + 0.24 * \lambda_{\Gamma O 1} - 0.15 * \lambda_{\Gamma O 1}^2 + 0.092 * \lambda_{\Gamma O 1}^3$$

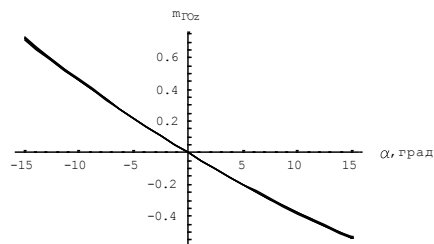
0.593924

(*Коэффициент момента тангажа*)

$$m_{\Gamma O z} = -C_{\Gamma O d} * c_y$$

$$\{-0.0416747 (1 - 0.00992647 \alpha) \alpha, -0.0418429 (1 - 0.00992647 \alpha) \alpha, -0.0421249 (1 - 0.00992647 \alpha) \alpha, -0.0425227 (1 - 0.00992647 \alpha) \alpha\}$$

`Plot[{mΓOz[[1]], mΓOz[[2]], mΓOz[[3]], mΓOz[[4]]}, {α, -15, 15}, AxesLabel → {"α, град", "mΓOz"}]`



-Graphics-

(*Расчет крыла-эквивалента*)

$$S_{\text{КРЭКВ}} = S_{\text{КР}}$$

$$l_{\text{КРЭКВ}} = l_{\text{К}} - 0.2$$

$$\lambda_{\text{КР}} = (l_{\text{К}} - 0.2)^2 / S_{\text{КР1}}$$

$$\eta_{\text{КР}} = l_{\text{К1}} / b_{\text{КК}}$$

$$1.84235$$

$$2.84$$

$$4.31484$$

$$7.75859$$

(*Представим в виде трапеции*)

$$\text{Solve}[\{m + n == S_{\text{КРЭКВ}} / (l_{\text{КРЭКВ}} / 2), m / n == \eta_{\text{КР}}\}, \{m, n\}]$$

$$\{\{m \rightarrow 1.1493, n \rightarrow 0.148132\}\}$$

$$m := 1.15; n := 0.15;$$

$$\chi_{\text{К0}} = \text{ArcTan}[(l_{\text{КРЭКВ}} / 2) / (m - n)] * 180 / \text{Pi} \text{ (*угол стреловидности эквивалента*)}$$

$$54.8458$$

$$\chi_{0.5 \text{ К0}} = \text{ArcTan}[\text{Tan}[\chi_{\text{К0}} \text{ Degree}] - (1 / \lambda_{\text{КР}}) * (\eta_{\text{КР}} - 1) / (\eta_{\text{КР}} + 1)] * 180 / \text{Pi}$$

$$51.1417$$

$$\lambda_{\text{КР1}} = \lambda_{\text{КР}} * \text{Tan}[\chi_{0.5 \text{ К0}} \text{ Degree}]$$

$$5.35542$$

$$\lambda_{\text{КР2}} := -\lambda_{\text{КР}} * \sqrt{1 - M_{\infty}^2}; \text{ (*приведенное удлинение крыла*)}$$

$\overline{скр} := 0.12$ (*относительная толщина профиля крыла*)

$\lambda_{кр3} = \lambda_{кр} * \sqrt[3]{\overline{скр}}$

2.12826

$b_{кра} = 2 * (1 + \eta_{кр} + \eta_{кр}^2) * m / (3 * \eta_{кр} * (1 + \eta_{кр}))$

0.777949

(*Производная коэффициента подъемной силы по углу атаки при различных числах Маха*)

$c_{y\alpha} = \lambda_{кр} * DependenceC_{\alpha y}[\lambda_{кр2}] * Pi / 180$

{0.0621318, 0.0622279, 0.0623892, 0.0626178}

(*Коэффициент подъемной силы при различных числах Маха*)

$K_{кр} := 1$; (*средний коэффициент торможения потока у ЛА схемы "утка",
крыло находится вне аэродинамического следа оперения*)

$K_{\alpha\alpha} = (1 + (d_m / l_k) * (1.2 - 0.2 / \eta_{кр}))$; (*коэффициент интерференции*)

$c_{y\alpha\phi} = (0.035 - 0.035 * 0.15) * Pi / 180$

0.000519235

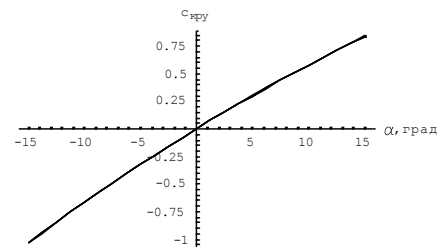
$c_y = c_{y\alpha} * \alpha * (1 + (2.5 - \lambda_{кр}) \alpha / (60 * \lambda_{кр}))$

{0.0621318 (1-0.00701006 α) α , 0.0622279 (1-0.00701006 α) α , 0.0623892 (1-
0.00701006 α) α , 0.0626178 (1-0.00701006 α) α }

(*График зависимости КПС крыла от угла атаки*)

$c_{кры} := \text{Max}[c_{y\alpha}] * \alpha * (1 + (2.5 - \lambda_{кр}) \alpha / (60 * \lambda_{кр}))$; (*1.045*)

$\text{Plot}[\{c_y[[1]], c_y[[2]], c_y[[3]], c_y[[4]]\}, \{\alpha, -15, 15\}, \text{AxesLabel} \rightarrow \{\alpha, \text{град}, c_{кры}\}]$



-Graphics-

(*Длина пограничного слоя*)

$$l_{\text{кргранич}} = S_{\text{крэкв}} / l_{\text{крэкв}}$$

0.648714

$$Re_{\text{кркр}} = \text{polRe}[\chi_{\text{к0}}] * 5 * 10^5$$

106378.

$$Re_{\text{крmax}} = V_{\text{max}} * l_{\text{кргранич}} / \nu_{\text{min}} (*\text{число Рейнольдса}*)$$

$$Re_{\text{крmin}} = V_{\text{min}} * l_{\text{кргранич}} / \nu_{\text{max}}$$

$$2.88735 \times 10^6$$

639705.

$$Re_{\text{кр}} := \{Re_{\text{крmin}}, Re_{\text{крmax}}\};$$

$$x_{\text{пкрmin}} = Re_{\text{кркр}} / Re_{\text{крmax}}$$

0.0368429

$$x_{\text{пкрmax}} = Re_{\text{кркр}} / Re_{\text{крmin}}$$

0.166293

$$x_{\text{пГО}} := \{x_{\text{пкрmin}}, x_{\text{пкрmax}}\}$$

(*Коэффициент трения плоской пластины*)

$$C_{\text{крf}} = \text{pol1}[Re_{\text{кркр}} * 10^{-6}] * \text{Pi} / 180 * 10^{-3} / 2$$

0.0000844649

(*Коэффициент профильного сопротивления*)

$$C_{\text{крхкр}} = \eta_{\text{м}} * \eta_{\text{с}} * 2 * C_{\text{крf}}$$

{0.000219554, 0.000219389, 0.000219116, 0.000218736}

(*Коэффициент индуктивного лобового сопротивления*)

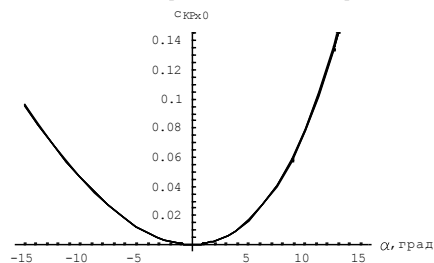
$$C_{\text{крхи}} = (0.38 * c_y^2 * ((\lambda_{\text{ГО}} / \text{Cos}[\chi_{0.5 \text{ ко Degree}}]) + 4)) / ((\lambda_{\text{кр}} - 0.8 * c_y * (\lambda_{\text{кр}} - 1)) * (\lambda_{\text{кр}} + 4))$$

$$\left\{ \frac{0.00244403 (1 - 0.00701006 \alpha)^2 \alpha^2}{4.31484 - 0.164766 (1 - 0.00701006 \alpha) \alpha}, \frac{0.00245159 (1 - 0.00701006 \alpha)^2 \alpha^2}{4.31484 - 0.16502 (1 - 0.00701006 \alpha) \alpha}, \right. \\ \left. \frac{0.00246432 (1 - 0.00701006 \alpha)^2 \alpha^2}{4.31484 - 0.165448 (1 - 0.00701006 \alpha) \alpha}, \frac{0.00248241 (1 - 0.00701006 \alpha)^2 \alpha^2}{4.31484 - 0.166054 (1 - 0.00701006 \alpha) \alpha} \right\}$$

$$C_{KPx0kr} = (C_{KPxkr}[[1]] + C_{KPxkr}[[2]]) / 2 + C_{KPx0} \\ \left\{ 0.000219472 + \frac{0.00244403 (1 - 0.00701006 \alpha)^2 \alpha^2}{4.31484 - 0.164766 (1 - 0.00701006 \alpha) \alpha}, 0.000219472 + \frac{0.00245159 (1 - 0.00701006 \alpha)^2 \alpha^2}{4.31484 - 0.16502 (1 - 0.00701006 \alpha) \alpha}, \right. \\ \left. 0.000219472 + \frac{0.00246432 (1 - 0.00701006 \alpha)^2 \alpha^2}{4.31484 - 0.165448 (1 - 0.00701006 \alpha) \alpha}, 0.000219472 + \frac{0.00248241 (1 - 0.00701006 \alpha)^2 \alpha^2}{4.31484 - 0.166054 (1 - 0.00701006 \alpha) \alpha} \right\}$$

(*График зависимости коэффициента лобового сопротивления крыла от угла атаки*)

```
Plot[{CKPx0kr[[1]], CKPx0kr[[2]], CKPx0kr[[3]], CKPx0kr[[4]]}, {α, -15, 15}, AxesLabel → {"α, град", "CKPx0"}]
```



-Graphics-

(*Коэффициент центра давления*)

$$C_{KPD} = 0.52$$

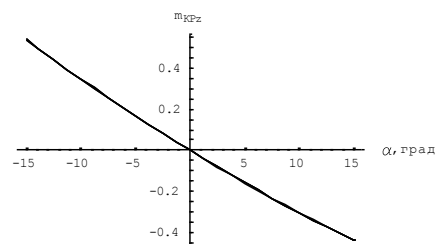
$$0.52$$

(*Коэффициент момента тангажа*)

$$m_{KPz} = -C_{KPD} * C_y$$

$$\{-0.0323086 (1 - 0.00701006 \alpha) \alpha, -0.0323585 (1 - 0.00701006 \alpha) \alpha, -0.0324424 (1 - 0.00701006 \alpha) \alpha, -0.0325613 (1 - 0.00701006 \alpha) \alpha\}$$

```
Plot[{mKPz[[1]], mKPz[[2]], mKPz[[3]], mKPz[[4]]}, {α, -15, 15}, AxesLabel → {"α, град", "mKPz"}]
```



-Graphics-

(*Фюзеляж*)

(*Геометрические параметры фюзеляжа*)

$d_m := 0.2$ (*диаметр миделева сечения*);

$l_\phi := 1.26$ (*длина фюзеляжа*); $l_\psi := 0.8$ (*длина цилиндрической части*);

$l_k = l_\phi - l_\psi - d_m / 2$ (*длина кормовой части*)

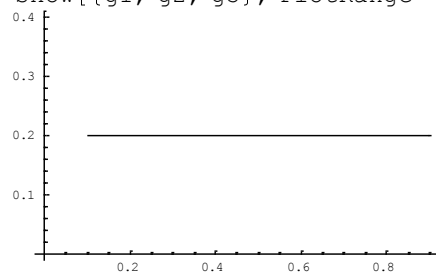
0.36

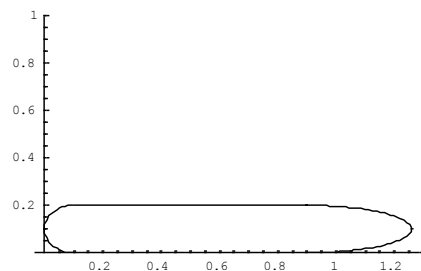
$f1 := \text{Circle}[\{d_m / 2, d_m / 2\}, 0.1, \{\text{Pi} / 2, 3 * \text{Pi} / 2\}]$; $f2 := d_m$;

$f3 := \text{Circle}[\{l_\psi + d_m / 2, d_m / 2\}, \{l_k, d_m / 2\}, \{-\text{Pi} / 2, \text{Pi} / 2\}]$

$g1 := \text{Graphics}[f1]$; $g2 := \text{Plot}[f2, \{x, d_m / 2, d_m / 2 + l_\psi\}]$; $g3 := \text{Graphics}[f3]$

$\text{Show}[\{g1, g2, g3\}, \text{PlotRange} \rightarrow \{0, 1\}, \text{Axes} \rightarrow \text{True}]$;





$$S_m = \pi * (d_m / 2)^2 (*\text{площадь сечения миделя}*)$$

0.0314159

$$\lambda_{\text{ц}} = l_{\text{ц}} / d_m (*\text{удлинение цилиндрической части}*)$$

4.

$$\lambda_{\text{г}} = (d_m / 2) / d_m (*\text{удлинение головной части :})))))*)$$

0.5

$$\lambda_{\text{ф}} = l_{\text{ф}} / d_m (*\text{удлинение корпуса}*)$$

6.3

$$\lambda_{\text{корм}} = l_{\text{к}} / d_m (*\text{удлинение кормовой части}*)$$

1.8

$$W_{\text{г}} = \pi * (d_m / 2)^3 * 2 / 3 (*\text{объем носовой части}*)$$

0.0020944

$$\text{param1} = \sqrt{1 - M_{\infty}^2} / \lambda_{\text{г}} (*\text{параметр для определения производной подъемной силы по углу атаки}*)$$

{1.9975, 1.98997, 1.97737, 1.95959}

$$\text{param2} = \lambda_{\text{ц}} / \lambda_{\text{г}}$$

8.

$$(*\text{В дозвуковом потоке независимо от формы головной части производная равна}*)$$

$$c_{y_{\text{ат}}} = 0.035 * (1 + 0.27 * M_{\infty}^2)$$

{0.0350236, 0.0350945, 0.0352126, 0.035378}

```

cyr = 57.3 * cyar * Sin[α] * Cos[α]
{2.00685 Cos[α] Sin[α], 2.01091 Cos[α] Sin[α], 2.01768 Cos[α] Sin[α], 2.02716
Cos[α] Sin[α]}

```

```

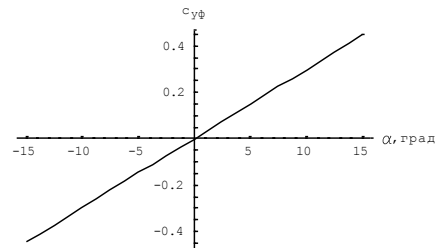
cyφ = (cyar - 0.035 * 0.15) * α
{0.0297736 α, 0.0298445 α, 0.0299626 α, 0.030128 α}

```

```

Plot[{cyφ[[1]]}, {α, -15, 15}, AxesLabel → {"α, град", "cyφ"}]

```



-Graphics-

(*Определение коэффициентов лобового сопротивления*)

$Re_{\phi yzmax} = V_{max} * l_{\phi} / v_{min}$

5.60811×10^6

$Re_{\phi yzmin} = V_{min} * l_{\phi} / v_{max}$

1.2425×10^6

$c_{\phi yzf} = 6.7 * 10^{-3} * \pi / (2 * 180)$

0.0000584685

$\eta_{\phi yzm} := 1$

$\eta_{\phi yzf} = 1 + 1 / (2 * \lambda_{\phi})$

1.07937

$S_{бок\phi yzmax} = 2 * \pi * d_m / 2 * l_{ц}$

0.502655

$C_{\text{хтрф}} = C_{\text{фюзф}} * \eta_{\text{фюзм}} * \eta_{\text{фюзф}} * S_{\text{бокфюзмах}} / S_{\text{м}}$ (*коэффициент трения фюзеляжа*)

0.00100974

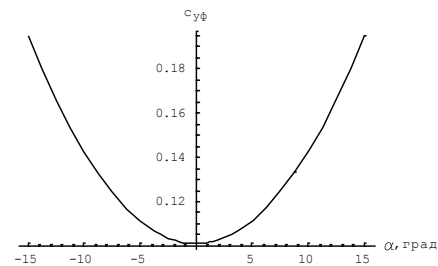
$C_{\text{хгф}} := 0.1$ (*сопротивление носовой части*)

$C_{\text{хиф}} := C_{\text{уф}} * \alpha * (1 - 0.2) / 57.3$

$C_{\text{хф}} = C_{\text{хтрф}} + C_{\text{хгф}} + C_{\text{хиф}}$

{0.10101 + 0.000415688 α^2 , 0.10101 + 0.000416677 α^2 , 0.10101 + 0.000418326 α^2 , 0.10101 + 0.000420635 α^2 }

Plot[{C_{хф}[[1]]}, { α , -15, 15}, AxesLabel -> {" α , град", "C_{уф}"}]



Graphics =

(*Вертикальное оперение*)
(*Геометрические параметры*)

$b_{\text{во0}} := 0.5$; (*корневая хорда во*)

$b_{\text{вок}} := 0.27$; (*концевая хорда во*)

$l_{\text{во}} := 0.482$; (*высота во*)

$\chi_{\text{во}} := 55$; (*угол стреловидности во*)

(*Координаты и функции, определяющие геометрическую форму вертикального оперения*)

$f_{1\text{во}} := k_{1\text{во}} * x$; $k_{1\text{во}} := N[\text{Tan}[(90 - \chi_{\text{во}}) \text{Degree}]]$;

$f_{2\text{во}} := l_{\text{во}}$; $x_{1\text{во}} := f_{2\text{во}} / k_{1\text{во}}$; $x_{2\text{во}} := x_{1\text{во}} + b_{\text{вок}}$; $f_{3\text{во}} := k_{3\text{во}} * x + b_{3\text{во}}$;

Solve[{ $k_{3\text{во}} * x_{2\text{во}} + b_{3\text{во}} == f_{2\text{во}}$, $k_{3\text{во}} * b_{\text{во0}} + b_{3\text{во}} == 0$ }, { $k_{3\text{во}}$, $b_{3\text{во}}$ }]

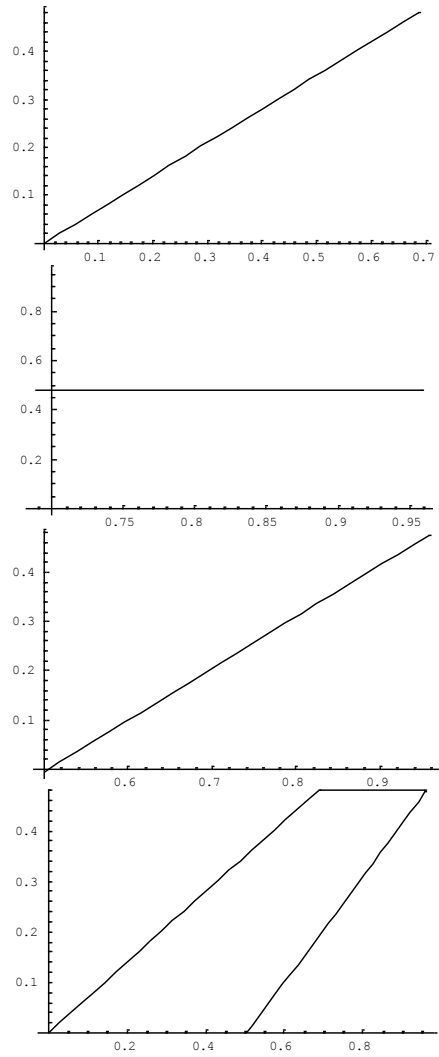
{ $\{k_{3\text{во}} \rightarrow 1.05156, b_{3\text{во}} \rightarrow -0.525779\}$ }

$k_{3\text{во}} := 1.05$; $b_{3\text{во}} := -0.53$;

```

g1BO := Plot[f1BO, {x, 0, x1BO}]; g2BO := Plot[f2BO, {x, x1BO, x2BO}]; g3BO := Plot[Evaluate[f3BO], {x, bBO0, x2BO}];
Show[{g1BO, g2BO, g3BO}, PlotRange -> {0, lBO}]

```



■Graphics■

$$S_{BO} = 2 * \left(\int_0^{x_{1BO}} f_{1BO} dx + \int_{x_{1BO}}^{x_{2BO}} f_{2BO} dx + \int_{x_{2BO}}^{b_{BOO}} f_{3BO} dx \right)$$

0.376051

Летательный аппарат в виде комбинации корпус-крыло-оперение

$K_{кр} := 1$; (*средний коэффициент торможения потока у ЛА схемы "утка",
крыло находится вне аэродинамического следа оперения*)

$K_{\alpha\alpha_{кр}} = (1 + (d_m / l_k) * (1.2 - 0.2 / \eta_{кр}))$; (*коэффициент интерференции*)

$K_{\alpha\alpha_{ГО}} = (1 + (d_m / l_{ГО}) * (1.2 - 0.2 / \eta_{ГО}))$;

$c_{y\alpha\phi} = (0.035 - 0.035 * 0.15) * \pi / 180$;

$\epsilon_\alpha := c_{y\alpha\phi_{кр}} / \pi * \lambda_{кр} * K_{кр} * A * B$; $c_{y\phi_{кр}} := c_{y\alpha\phi_{кр}} * \alpha$;

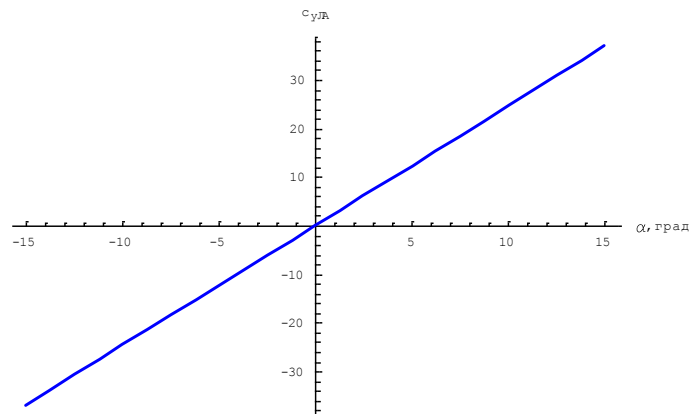
$c_{y\alpha\phi_{кр}} := c_{y\alpha\phi} * S_m / S_{кр1} + (K_T + K_{кр}) * c_{y\alpha_{кр}} * S_{кр} / S_{кр1}$;

$c_{y\alpha_{ЛА}} = 0.5 * (c_{y\alpha\phi} * S_m / S_{кр1} + K_{\alpha\alpha_{ГО}} * S_{ГО} / S_{кр1} * c_{y\alpha_{ГО}} + c_{y\alpha} * K_{\alpha\alpha_{кр}} * S_{кр} / S_{кр1})$

{0.0429239, 0.043015, 0.0431679, 0.0433841}

$c_{y_{ЛА}} := c_{y\alpha_{ЛА}} * \alpha * 57.3$;

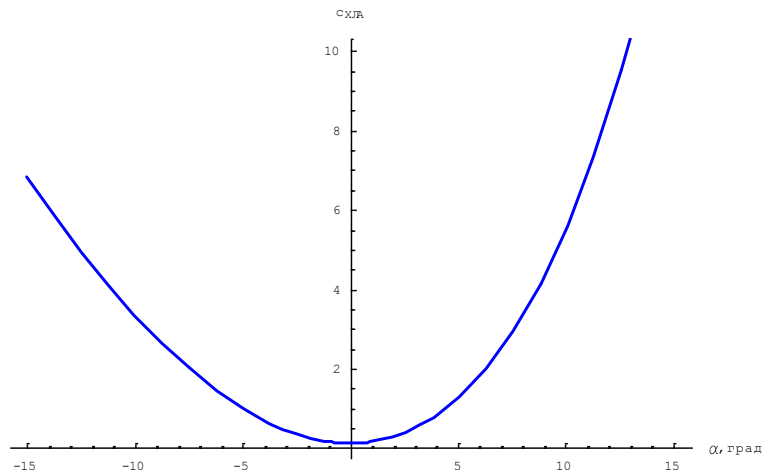
`Plot[cyЛА[[1]], {α, -15, 15}, AxesLabel -> {"α, град", "cyЛА"}, PlotStyle -> {RGBColor[0, 0, 1], Thickness[0.005]}`



■ Graphics ■

$c_{x_{ЛА}} := 57.3 * (c_{x\phi} * S_m / S_{кр1} + K_{\alpha\alpha_{ГО}} * S_{ГО} / S_{кр1} * c_{ГОx0_{кр}} + K_{\alpha\alpha_{кр}} * S_{кр} / S_{кр1} * c_{крx0_{кр}})$

`Plot[cxЛА[[1]], {α, -15, 15}, AxesLabel -> {"α, град", "cxЛА"}, PlotStyle -> {RGBColor[0, 0, 1], Thickness[0.005]}`



-Graphics-

`Export["ADX_cor32", expr, "HTML"]`

`ADX_cor32`

`vid = FullSimplify[CХЛР[[1]]]`

$$\frac{0.00777707 (-71.2326 + \alpha) (-30.9265 + \alpha) (18591.8 + (-270.811 + \alpha) \alpha) (2.85979 + (-0.0694944 + \alpha) \alpha)}{(-108.091 + \alpha) (-70.2756 + \alpha) (-34.561 + \alpha) (-30.4651 + \alpha)}$$

`T=Collect[0.008* (-71.23+α)* (-30.93+α) *(18591.8 +(-270.81+α) *α)* (2.86 +(-0.07+α)* α),α]`

$$937174. - 80045.7 \alpha + 330190. \alpha^2 - 20003.4 \alpha^3 + 387.919 \alpha^4 - 2.98432 \alpha^5 + 0.008 \alpha^6$$

T

$$937174. - 80045.7 \alpha + 330190. \alpha^2 - 20003.4 \alpha^3 + 387.919 \alpha^4 - 2.98432 \alpha^5 + 0.008 \alpha^6$$

`B=Collect[(-108.1+α)* (-70.28+α)* (-34.56+α)* (-30.47+α),α]`

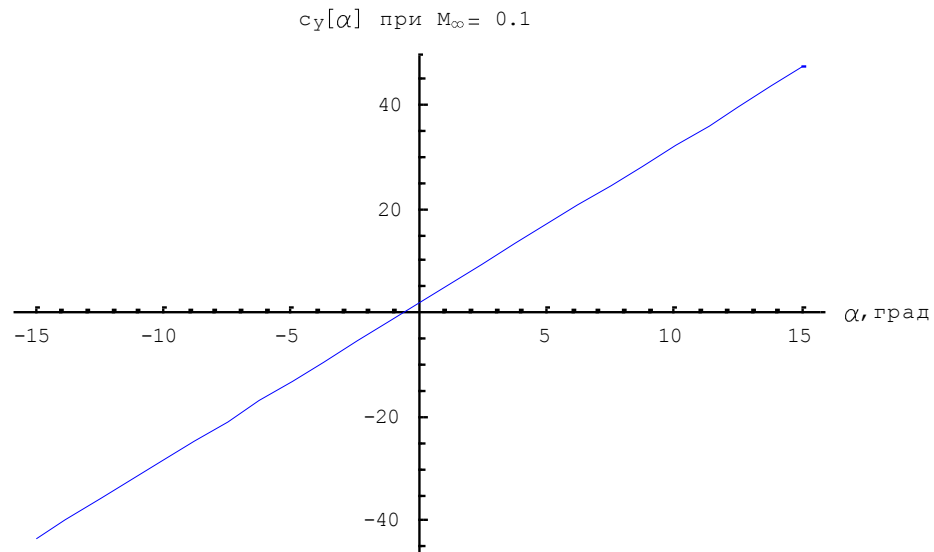
$$8.00025 \times 10^6 - 681892. \alpha + 20250.4 \alpha^2 - 243.41 \alpha^3 + \alpha^4$$

`Apart[Simplify[Apart[Collect[T/B,α]]]]`

$$-26.5099 - 1.03704 \alpha + 0.008 \alpha^2 + \frac{1234.95}{-108.1 + 1. \alpha} + \frac{123.506}{-70.28 + 1. \alpha} - \frac{1234.86}{-34.56 + 1. \alpha} - \frac{124.249}{-30.47 + 1. \alpha}$$

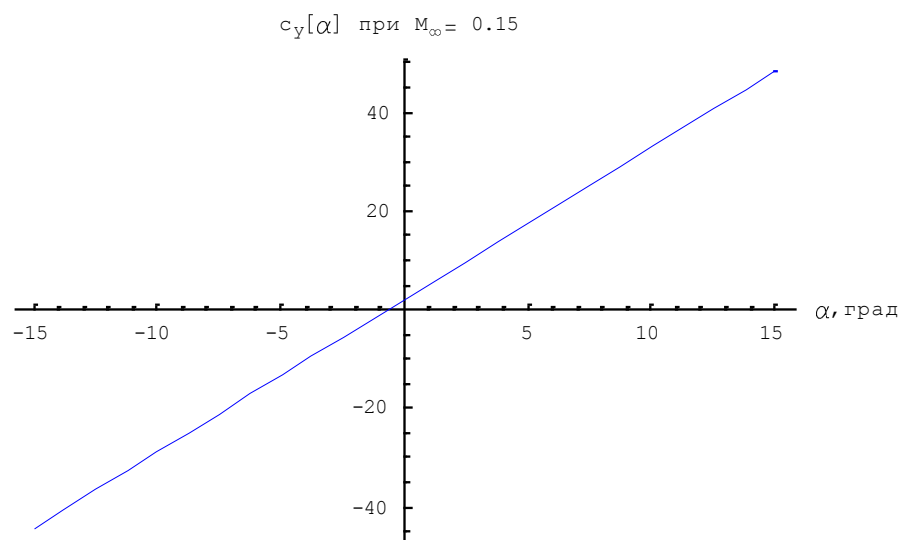
```
Plot[{cy[[1]]}, {α, -15, 15}, AxesLabel -> {"α, град", "cy[α] при M∞= 0.05"}, PlotStyle -> {RGBColor[0, 0, 1]}, AbsoluteThickness[4]]
```

```
Plot[{cy[[2]]}, {α, -15, 15}, AxesLabel -> {"α, град", "cy[α] при M∞= 0.1"}, PlotStyle -> {RGBColor[0, 0, 1]}}
```



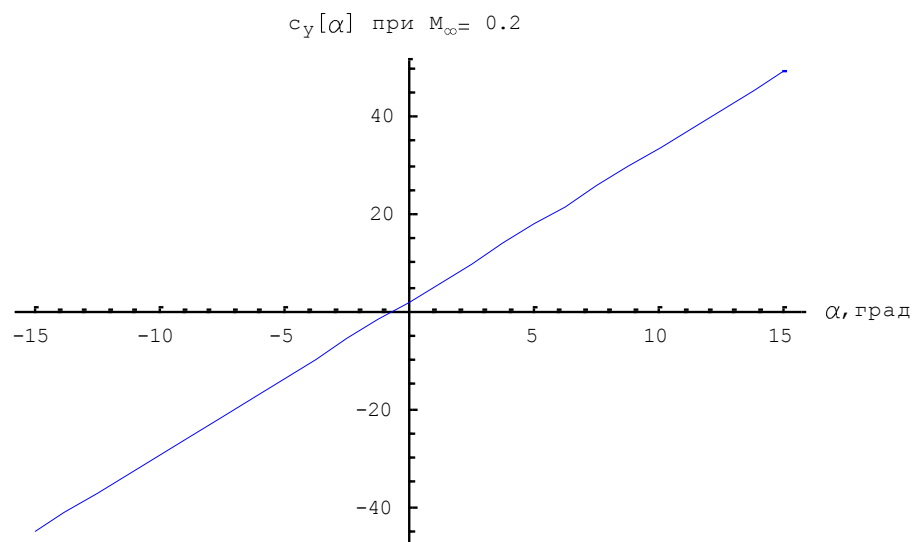
■ Graphics ■

```
Plot[{cy[[3]]}, {α, -15, 15}, AxesLabel -> {"α, град", "cy[α] при M∞= 0.15"}, PlotStyle -> {RGBColor[0, 0, 1]}}
```



■Graphics■

```
Plot[{c_y[[4]]}, {alpha, -15, 15}, AxesLabel -> {"alpha, град", "c_y[alpha] при M_infinity = 0.2"}, PlotStyle -> {RGBColor[0, 0, 1]}]
```



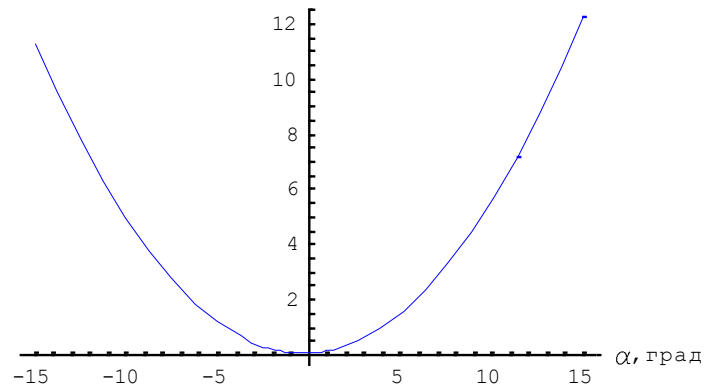
-Graphics-

Зависимость коэффициента лобового сопротивления от угла атаки

```
 $c_x := \{c_y[[1]] * \alpha * \pi / 180 + 0.0788, c_y[[2]] * \alpha * \pi / 180 + 0.0792, c_y[[3]] * \alpha * \pi / 180 + 0.0811, c_y[[4]] * \alpha * \pi / 180 + 0.0832\}$ 
```

```
Plot[{ $c_x[[1]]$ }, { $\alpha$ , -15, 15}, AxesLabel -> {" $\alpha$ , град", " $c_x[\alpha]$  при  $M_\infty = 0.05$ "}, PlotStyle -> {RGBColor[0, 0, 1]}]
```

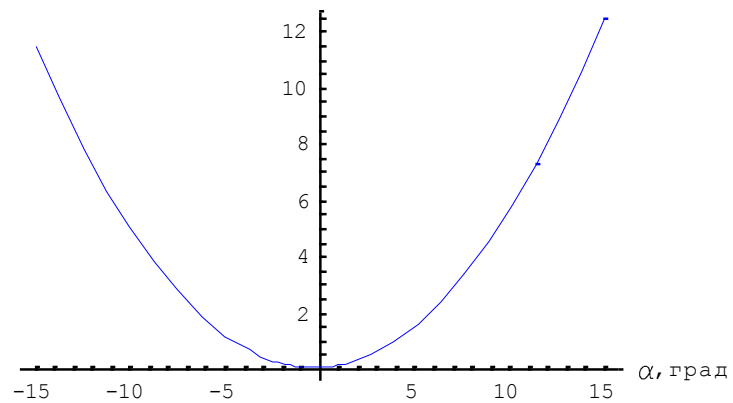
$c_x[\alpha]$ при $M_\infty = 0.05$



-Graphics-

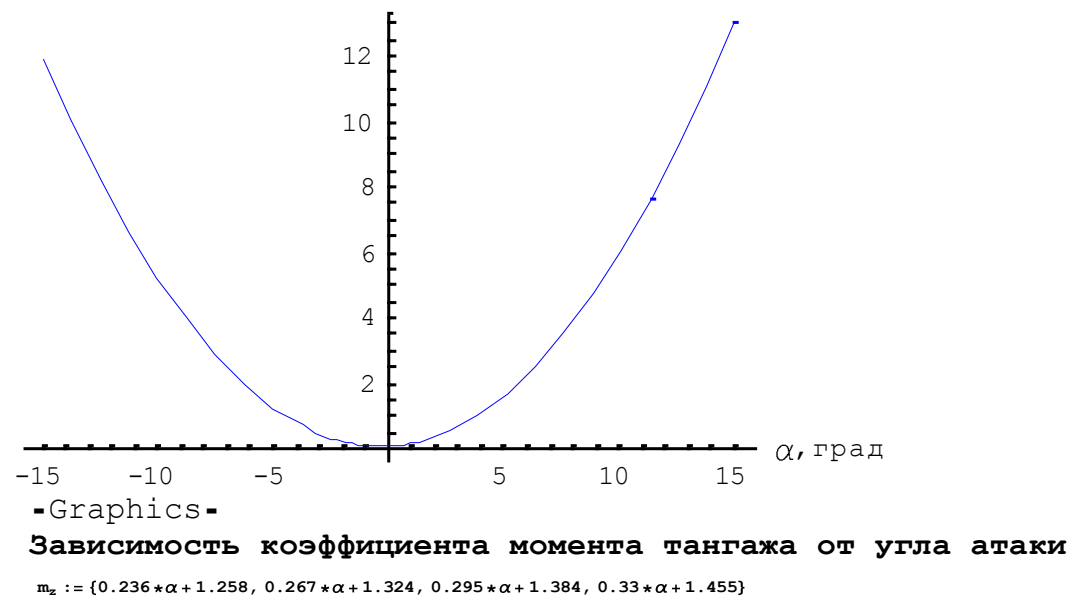
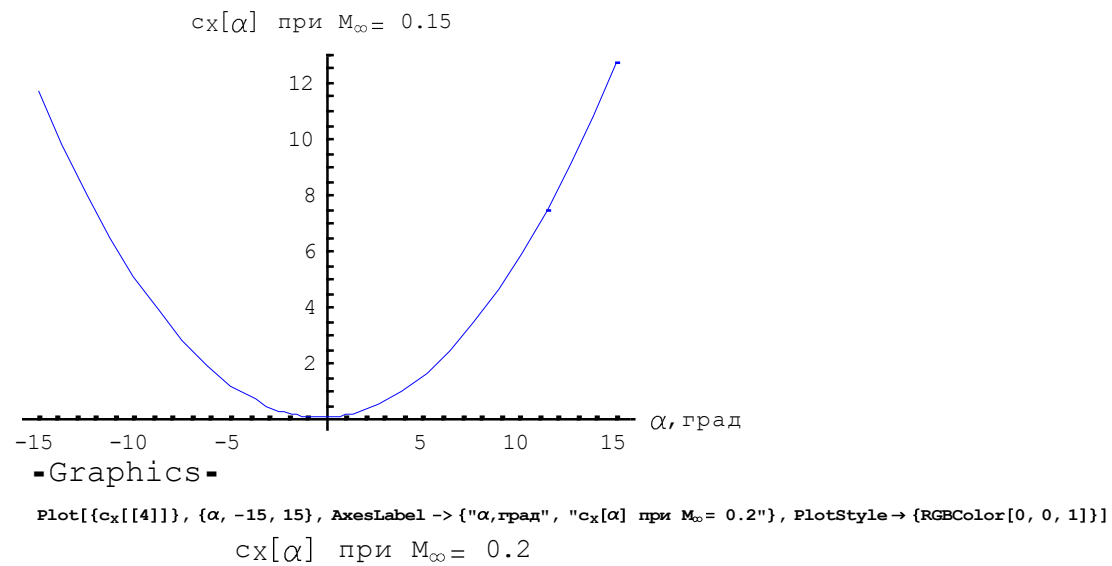
```
Plot[{ $c_x[[2]]$ }, { $\alpha$ , -15, 15}, AxesLabel -> {" $\alpha$ , град", " $c_x[\alpha]$  при  $M_\infty = 0.1$ "}, PlotStyle -> {RGBColor[0, 0, 1]}]
```

$c_x[\alpha]$ при $M_\infty = 0.1$



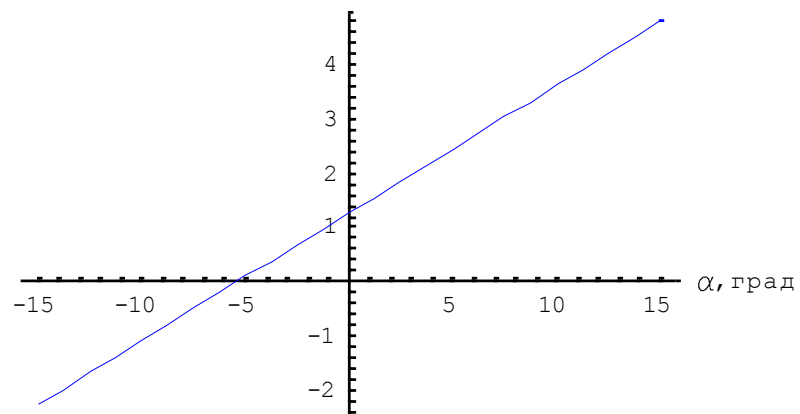
-Graphics-

```
Plot[{ $c_x[[3]]$ }, { $\alpha$ , -15, 15}, AxesLabel -> {" $\alpha$ , град", " $c_x[\alpha]$  при  $M_\infty = 0.15$ "}, PlotStyle -> {RGBColor[0, 0, 1]}]
```



```
Plot[{m_z[[1]]}, {α, -15, 15}, AxesLabel -> {"α, град", "m_z[α] при M_∞ = 0.05"}, PlotStyle -> {RGBColor[0, 0, 1]}]
```

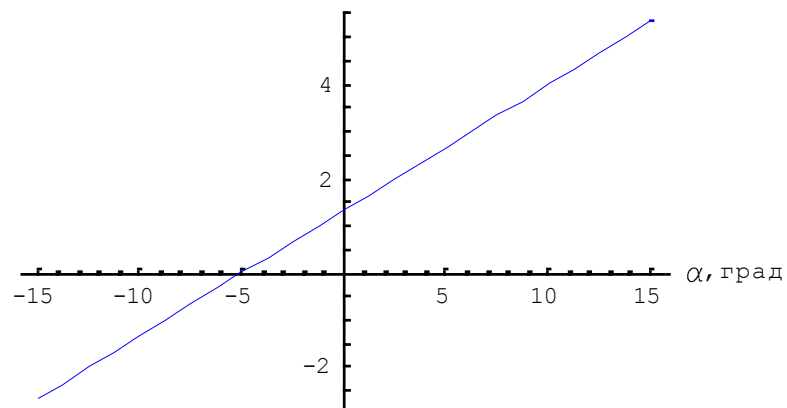
$m_z[\alpha]$ при $M_\infty = 0.05$



Graphics

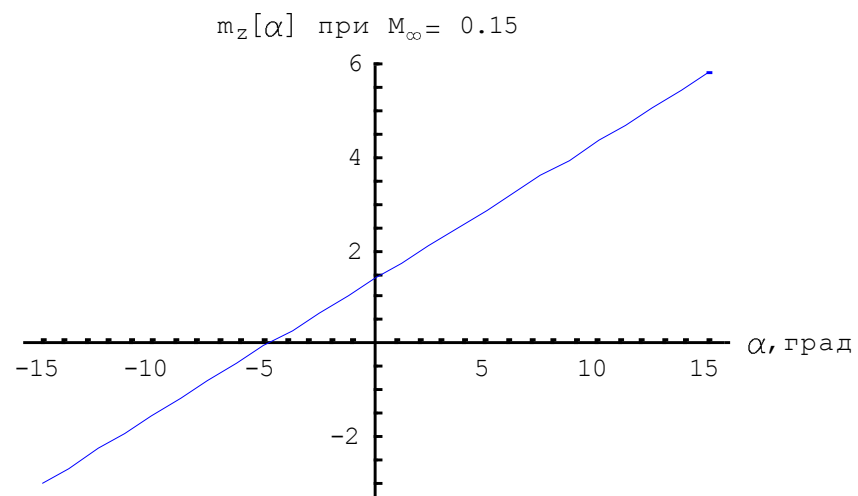
```
Plot[{m_z[[2]]}, {α, -15, 15}, AxesLabel -> {"α, град", "m_z[α] при M_∞ = 0.1"}, PlotStyle -> {RGBColor[0, 0, 1]}]
```

$m_z[\alpha]$ при $M_\infty = 0.1$



Graphics

```
Plot[{m_z[[3]]}, {α, -15, 15}, AxesLabel -> {"α, град", "m_z[α] при M_∞ = 0.15"}, PlotStyle -> {RGBColor[0, 0, 1]}]
```



■Graphics■

```
Plot[{m_z[[4]]}, {alpha, -15, 15}, AxesLabel -> {"alpha, град", "m_z[alpha] при M_infinity = 0.2"}, PlotStyle -> {RGBColor[0, 0, 1]}]
```

