

Лекция 3. Минимальное лобовое сопротивление самолёта

- дополнительное сопротивление за счёт отогнутой хвостовой части фюзеляжа
- лобовое сопротивление мотогондолы
- коэффициент минимального лобового сопротивления пилона
- коэффициент минимального лобового сопротивления хвостового оперения
- определение коэффициента минимального лобового сопротивления самолёта
- пример сводки лобовых сопротивлений частей самолёта

Примеры самолётов с отогнутой кормовой частью фюзеляжа



Ан-72



Lockheed C-5 Galaxy

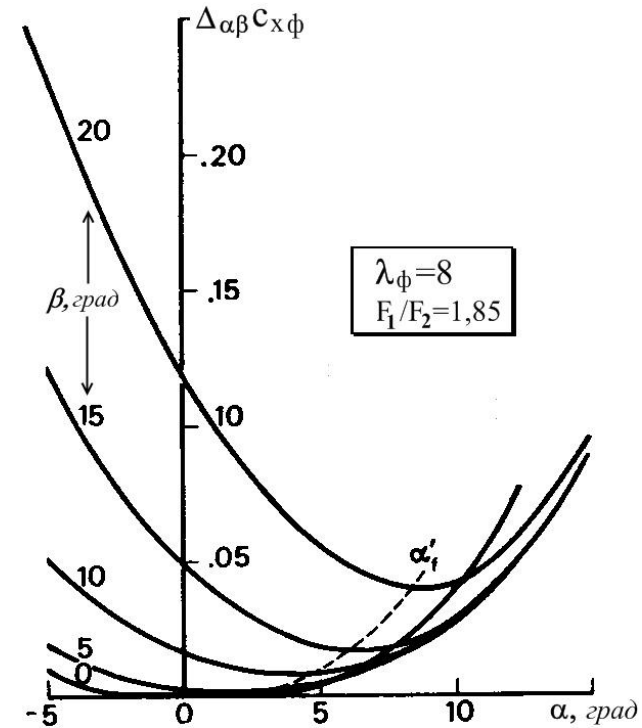
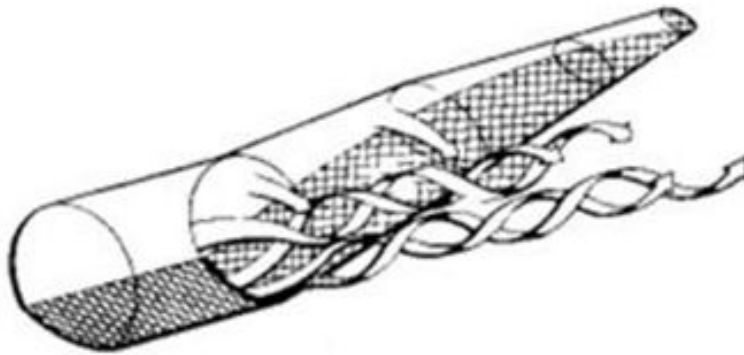
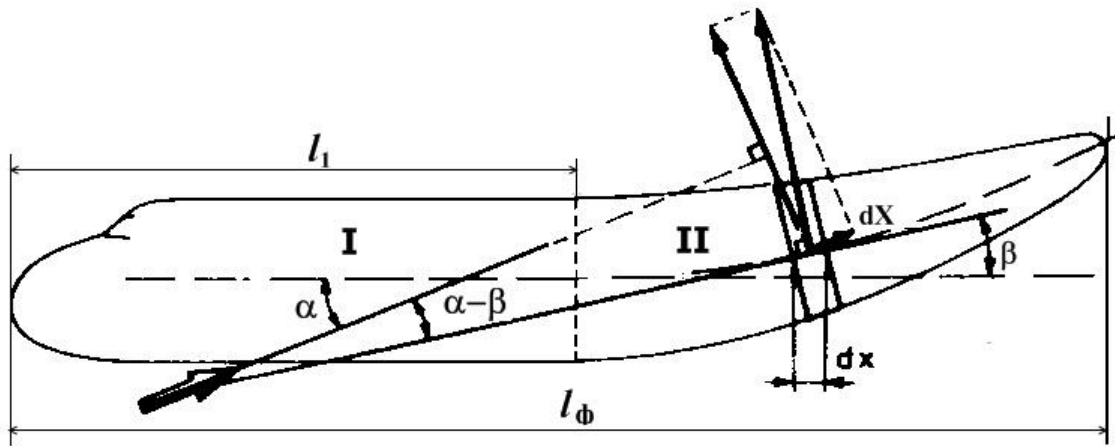


G-222

Таблица 1 – классификация
выбранных самолётов по углу β .

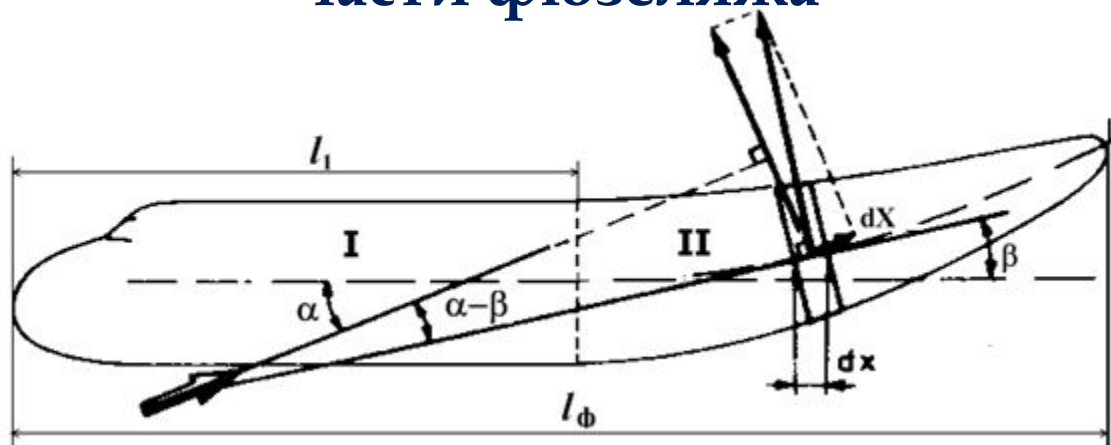
Самолёт	β
Lockheed C-5 Galaxy	5°
Ан-72	10°
G-222	15°

Поправка, учитывающая угол атаки и изгиб хвостовой части фюзеляжа вверх



Картина обтекания хвостовой части фюзеляжа (NCR Aeron Report LR 395)

Концепция поперечного обтекания при оценки дополнительного сопротивления отогнутой хвостовой части фюзеляжа



$$dX_{\text{п.п}} = c_{\text{хп.п}} \cdot 1/2 \cdot \rho_{\infty} \left[V_{\infty} \sin(\alpha_{\phi} - \beta) \right]^2 \cdot \frac{B_{\phi}}{\cos \beta} \sin |\alpha_{\phi} - \beta| dx$$

$$\frac{X_{\text{п.п}}}{1/2 \rho_{\infty} V_{\infty}^2} = \Delta \alpha \beta (C_x S) = \int_0^{l_{\phi}} \sin^3(\alpha_{\phi} - \beta) \cdot c_{\text{хп.п}} \cdot \frac{b_{\phi}}{\cos \beta} dx$$

$$\Delta \alpha \beta (C_X S_{\text{м.ф}}) = F_I |\sin^3 \alpha_{\phi}| + F_{II} \frac{|\sin^3(\alpha_{\phi} - \beta)|}{\cos \beta}$$

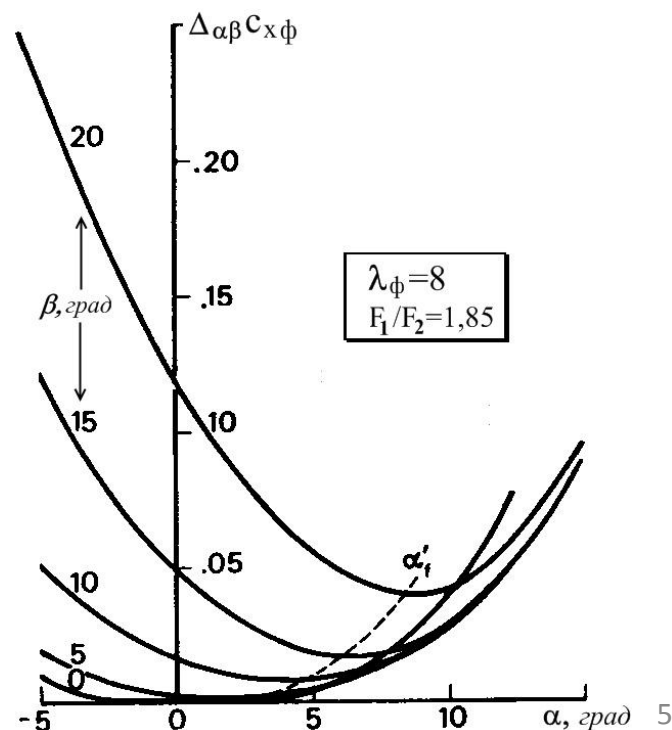
Концепция поперечного обтекания при оценке дополнительного сопротивления отогнутой хвостовой части фюзеляжа

$$\Delta_{\alpha\beta}(C_X) = \frac{1}{S_{м.ф}} \left[F_I |\sin^3 \alpha_\phi| + F_{II} \frac{|\sin^3(\alpha_\phi - \beta)|}{\cos \beta} \right] =$$

$$= \frac{F_{II}}{S_{м.ф}} \left[\frac{F_I}{F_{II}} |\sin^3 \alpha_\phi| + \frac{|\sin^3(\alpha_\phi - \beta)|}{\cos \beta} \right] = \frac{D_{экр м.ф} \cdot l_{II}}{\pi \cdot D_{экр м.ф}^2} \left[\frac{F_I}{F_{II}} |\sin^3 \alpha_\phi| + \frac{|\sin^3(\alpha_\phi - \beta)|}{\cos \beta} \right] =$$

$$= \frac{4}{\pi} \cdot \lambda_{II} \left[\frac{F_I}{F_{II}} |\sin^3 \alpha_\phi| + \frac{|\sin^3(\alpha_\phi - \beta)|}{\cos \beta} \right]$$

$$\lambda_{II} = \frac{l_{II}}{D_{экр м.ф}}$$



Лобовое сопротивление мотогондолы двигателя

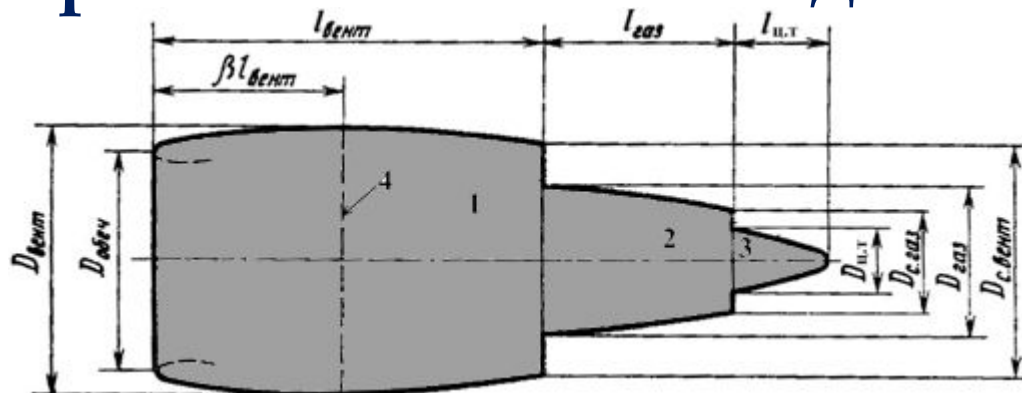


Рисунок 3-3 – Мотогондла двигателя: 1 – обтекатель вентилятора; 2 – обтекатель газогенератора; 3 – центральное тело; 4 – миделево сечение

Омываемая площадь поверхности мотогондолы

$$F_{\text{ом.вент}} = l_{\text{центр}} D_{\text{вент}} \left[2 + 0,35\beta + 0,8\beta \frac{D_{\text{обеч}}}{D_{\text{вент}}} + 1,15(1-\beta) \frac{D_{\text{с.вент}}}{D_{\text{вент}}} \right],$$

где β – отношение длины передней части обтекателя вентилятора к его общей длине.

Омываемая площадь поверхности обтекателя газогенератора

$$F_{\text{ом.газ}} = \pi l_{\text{газ}} D_{\text{газ}} \left\{ 1 - \frac{1}{3} \left(1 - \frac{D_{\text{с.газ}}}{D_{\text{газ}}} \right) \left[1 - 0,18 \left(\frac{D_{\text{газ}}}{l_{\text{газ}}} \right)^{5/3} \right] \right\};$$

Омываемая площадь поверхности центрального тела равна $F_{\text{ом.ц.т}} = 0,7\pi l_{\text{ц.т}} D_{\text{ц.т}}$.

Площадь омываемой поверхности мотогондолы двигателя

будет равна сумме $S_{\text{м.г}} = F_{\text{ом.вент}} + F_{\text{ом.газ}} + F_{\text{ом.ц.т}}$

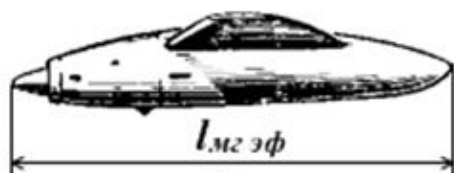
Коэффициент минимального лобового сопротивления гондол двигателей

$$c_{xa0M.G} = c_{xaFM.G} = c_F \eta_{\lambda M.G} \eta_M \frac{S_{M.G}}{S_{M.M.G}}$$

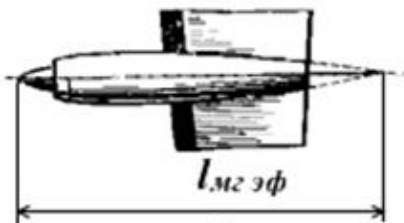
$$\eta_{\lambda M.G} = 1 + \psi_{M.G}$$

$$\psi_{M.G} = \frac{2,2}{\lambda_{M.G.эф}^{1,5}} + \frac{3,8}{\lambda_{M.G.эф}^3}$$

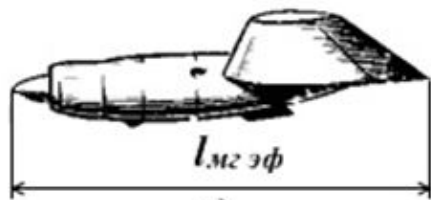
$$\lambda_{M.G.эф} = \frac{l_{M.G.эф}}{d_{M.M.G.эф}}$$



а)



б)



в)

Для грубой оценки сопротивления мотогондолы двигателя ТРДД можно использовать формулу

$$c_{xa0M.G} \approx 1,25 c_F \frac{S_{M.G}}{S_{M.M.G}}$$

где c_F - коэффициент трения вычисляется по формуле для полностью ТПС по эффективной длине мотогондолы

$$c_F = 0,455 / (\lg Re)^{2,58}$$

Рисунок 3-3 – Определение эффективной длины гондолы винтовых двигателей

Коэффициент минимального лобового сопротивления пилона

Расчёт коэффициента минимального лобового сопротивления пилона аналогичен расчёту коэффициента профильного сопротивления крыла по формуле (3-1), в которой коэффициент формы пилона вычисляется так

$$c_{xаp\text{пил}} = 2c_F \eta_{c\text{пил}} \eta_M \quad (3-1)$$

$$\eta_{c\text{пил}} = 1 + \psi_{\text{пил}}, \quad \psi_{\text{пил}} = 2,7\bar{c}_{\text{пил}} \cos^2 \chi_{1/4\text{пил}}$$

$$c_F = f(\text{Re}, \bar{x}_t), \quad \text{Re} = \frac{V_\infty \cdot b_{\text{ср.пил}}}{\nu_H}, \quad \bar{x}_t = \frac{x_t}{b_{\text{ср.пил}}}$$

При значениях чисел Рейнольдса $\text{Re} \geq 3 \cdot 10^7$ ТПС

$$c_F = 0,455 / (\lg \text{Re})^{2,58};$$

Для смешанного пограничного слоя при значениях чисел Рейнольдса $4,85 \cdot 10^5 < \text{Re} < 3 \cdot 10^7$

$$c_F = 0,455 / (\lg \text{Re})^{2,58} \left[1 - \bar{x}_t + (40 \bar{x}_t^{0,625}) / \text{Re}^{0,375} \right]^{0,8}.$$

Коэффициент минимального лобового сопротивления хвостового оперения

Коэффициент профильного сопротивления ГО или ВО определяется формулой

$$c_{xар\Gamma.O(В.O)} = 2c_{F\Gamma.O(В.O)}\eta_{c\Gamma.O(В.O)}, \quad \eta_{c\Gamma.O(В.O)} = 1 + \psi_{\Gamma.O(В.O)},$$

$$\psi_{\Gamma.O(В.O)} = \left(2,7\bar{c}_{\Gamma.O(В.O)} + 100\bar{c}_{\Gamma.O(В.O)}^4\right)\cos^2 \chi_{1/4\Gamma.O(В.O)}$$

При значениях чисел Рейнольдса $Re \geq 3 \cdot 10^7$ реализуется на поверхности ГО или ВО турбулентный пограничный слой

$$c_{F\Gamma.O(В.O)} = 0,455 / \left(\lg Re_{\Gamma.O(В.O)}\right)^{2,58}$$

Для смешанного пограничного слоя при значениях чисел Рейнольдса $4,85 \cdot 10^5 < Re < 3 \cdot 10^7$

$$c_{F\Gamma.O(В.O)} = 0,455 / \left(\lg Re_{\Gamma.O(В.O)}\right)^{2,58} \left[1 - \bar{x}_{l\Gamma.O(В.O)} + \left(40\bar{x}_{l\Gamma.O(В.O)}^{0,625}\right) / Re_{\Gamma.O(В.O)}^{0,375}\right]^{0,8}.$$

$$\bar{x}_{l\Gamma.O(В.O)} \approx \min \left\{ \frac{10^{n_{\Gamma.O(В.O)}}}{Re_{\Gamma.O(В.O)}}; \bar{x}_{c\Gamma.O(В.O)} \right\}$$

Координата точки перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный

Относительная координата точки перехода \bar{x}_t определяется по формуле

$$\bar{x}_t = \frac{10^n}{\text{Re}},$$

где

$$n = 5 + \left[1,3 + 0,6M_\infty(1 - 0,25M_\infty^2) \right] \left| 1 - \frac{\lg\left(\frac{h_w}{l_\phi} \text{Re} - 1\right)}{2,2 - \frac{0,08M_\infty^2}{1 + 0,312M_\infty}} \right|^2 \Bigg|^{0,5},$$

где h_w – средняя высота бугорков шероховатости поверхности, м.

Определение коэффициента минимального лобового сопротивления самолёта

$$C_{xa0}(M < M_*) = \frac{1,05}{S} \left(k_{\Gamma \text{кр}} c_{xa \text{кр}} + c_{xa \phi} S_{\text{м.}\phi} + k_{\Gamma \text{Г.О}} c_{xa \text{Г.О}} S_{\text{Г.О}} + k_{\Gamma \text{В.О}} c_{xa \text{В.О}} S_{\text{В.О}} + \right. \\ \left. k_{\Gamma \text{М.}\Gamma_m} \sum_{j=1}^m c_{xa \text{М.}\Gamma_j} S_{\text{М.}\Gamma_j} + k_{\Gamma \text{М.}\Gamma_n} \sum_{i=1}^n c_{xa \text{М.}\Gamma_i} S_{\text{М.}\Gamma_i} \right)$$

$$C_{xa \text{ min}} = \frac{1,05}{S} \sum_{j=1}^N C_{xaj} \cdot S_j \approx 0,02$$

Пример сводки лобовых сопротивлений частей самолёта

№	Наименование элемента самолета	Кол-во n , шт.	Площадь в плане или миделя	Коэффициент лобового сопротивления	$C_{x\alpha 0} S_j$	%
1	Крыло	1	300	0,0062	1,860	38,05
2	Фюзеляж	1	19,625	0,0684	1,341	27,41
3	Горизонтальное оперение (ГО)	1	63	0,0082	0,517	10,58
4	Вертикальное оперение (ВО)	1	49,6	0,0076	0,377	7,71
5	Мотогондола	4	3,14	0,0552	0,693	14,18
6	Пилон	4	4,6	0,0055	0,101	2,07
$C_{x\alpha 0} \approx 0,02$				Итого:	4,888	100

Спасибо за внимание!