

ПАРАМЕТРИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ САМОЛЁТА 22

УСТАНОВЛЕНИЕ И АНАЛИЗ СВЯЗЕЙ МЕЖДУ ПАРАМЕТРАМИ И ХАРАКТЕРИСТИКАМИ САМОЛЁТОВ

Под **параметрами** системы (самолета) понимаются независимые переменные и их числовые значения.

Характеристики - это переменные и их числовые значения, которые зависят от значений параметров, а также от значений параметров и самих характеристик.

Абсолютные основные параметры самолета в процессе проектирования: взлетная масса m_0 , кг; площадь крыла S , м²; суммарная стартовая тяга двигателей P_0 , даН, или стартовая мощность силовой установки N_0 , кВт.

В большинстве случаев, в особенности на начальной стадии проектирования, удобнее пользоваться **относительными основными параметрами** самолета: удельной нагрузкой на крыло $p = mg/10S$, даН/м² - весовым параметром; тяговооруженностью, или энерговооруженностью $t = 10P/mg$, даН/даН, $t = 10N/mg$, кВт/даН - энергетическим параметром, коэффициентом лобового сопротивления $C_x = f(\lambda, \bar{c}, f, \dots)$, коэффициентом подъемной силы $C_y = \psi(\lambda, \bar{c}, \chi, \dots)$ - геометрическими параметрами.

ФОРМУЛИРОВАНИЕ ПАРАМЕТРИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ САМОЛЁТА КАК ОБЪЕКТА АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ

$$m_0 = \frac{m_{эК} + m_{об} + m_{ком}}{1 - (\bar{m}_{кон} + \bar{m}_{с.у} + \bar{m}_T)}$$

m_0 - взлетная масса самолета; $m_{эК}$ - абсолютная масса экипажа; $m_{об}$ - абсолютная масса оборудования и снаряжения;

$m_{ком}$ - абсолютная масса коммерческой нагрузки, а для военных самолетов - масса боевой нагрузки;

$\bar{m}_{кон}$ - относительная масса конструкции; $\bar{m}_{с.у}$ - относительная масса силовой установки;

\bar{m}_T - относительная масса топлива.

Относительные массы можно представить как характеристики более детальных параметров (низшего уровня), в том числе и p - удельной нагрузки на крыло, t_0 - стартовой тяговооруженности, C_x, C_y - аэродинамических коэффициентов.

$$\left. \begin{aligned} \bar{m}_K &= f_1(p, n^P, \lambda, \bar{c}, \chi, \dots), \\ \bar{m}_{с.у} &= f_2(p, C_x, t_0, \gamma_{дв}, \dots), \\ \bar{m}_T &= f_3(p, C_x, C_y, C_p, L, \dots). \end{aligned} \right\} \begin{aligned} C_x &= \varphi(\lambda, \bar{c}, \chi, \dots, \lambda \phi, \dots), \\ C_y &= \psi(\lambda, \bar{c}, \chi, \dots, \delta_3^0, \dots). \end{aligned}$$

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ ПАРАМЕТРОВ САМОЛЁТА НА ВЕЛИЧИНУ СКОРОСТИ ПОЛЁТА

В установившемся горизонтальном полете самолета справедливо уравнение: $P_{номр} = P_{расн}$

$$P_{номр} = 0,7 P_H M^2 C_x S \quad - \text{потребная тяга для обеспечения полета с заданным числом } M = V/a_n$$

$$P_{расн} = \xi_v \xi_H \xi_{в.з} \xi_{др} \xi_{\phi} P_0 = \xi P_0 \quad - \text{располагаемая тяга самолета, которая может быть использована для достижения, полета с заданной скоростью}$$

$$C_x = C_{xкр} + C_{xon} \frac{S_{on}}{S} + C_{x\phi} \frac{S_{м\phi}}{S} + C_{xмz} \frac{S_{мz}}{S} + C_{xi} = C_{xкр} \left(1 + \frac{C_{xon} S_{on}}{C_{xкр} S} \right) + C_{x\phi} \frac{\Sigma S_M}{S} + A C_y^2$$

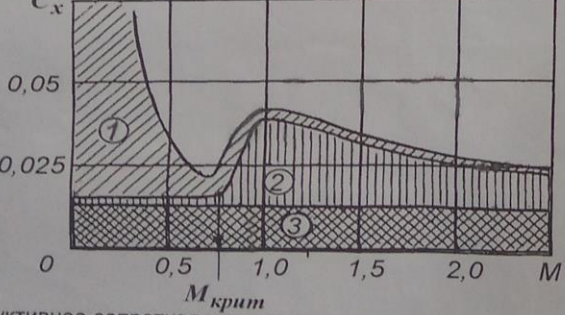
$$1 + \frac{C_{xon} S_{on}}{C_{xкр} S} = k_{он}; \quad \frac{\Sigma S_M}{S} = \frac{\Sigma S_M}{m_0 g} = \frac{P}{m_0 g} = \frac{P}{k_{мид}} \quad \frac{m_0 g}{10} = 0,7 P_H M^2 C_y S; \quad C_y = \frac{m_0 g}{0,7 P_H M^2 \cdot 10 S} = \frac{P}{q}$$

$$C_x = k_{он} C_{xкр} + C_{x\phi} \frac{P}{k_{мид}} + A \frac{P^2}{q^2} \quad F_1 = k_{он} C_{xкр}; \quad F_2 = C_{x\phi} / k_{мид}; \quad F_3 = A / q^2 \quad C_x = F_1 + F_2 P + F_3 P^2$$

Характер изменения составных частей коэффициента полного сопротивления самолета в зависимости от числа для средних высот (H=10000 м, p=250 даН/м2, λ=3,2);

$$M = \sqrt{\frac{\xi t_0 P}{0,7 P_H C_x}} = \sqrt{\frac{\xi t_0 P}{0,7 P_H (F_1 + F_2 P + F_3 P^2)}}$$

$$t_0 = \frac{0,7 P_H M^2 C_x}{\xi_v \xi_H \xi_{др} \xi_{в.з} \xi_{\phi} P} = \frac{0,7 P_H M^2 (F_1 + F_2 P + F_3 P^2)}{\xi_v \xi_H \xi_{др} \xi_{в.з} \xi_{\phi} P}$$



- 1 - индуктивное сопротивление, которое зависит от размаха крыла;
- 2 - сопротивление формы и волновое сопротивление;
- 3 - сопротивление трения

ξ_v - коэффициент, который учитывает изменение тяги двигателя(ей) в зависимости от скорости полета;

ξ_H - коэффициент, учитывающий изменение тяги двигателя(ей) в зависимости от высоты полета;

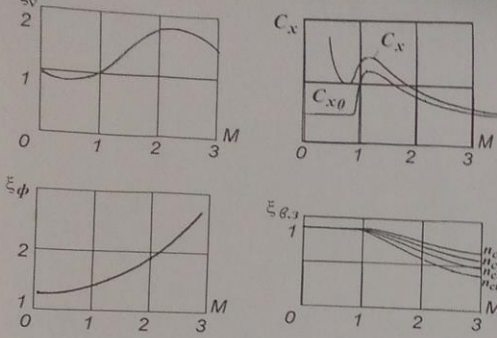
$\xi_{в.з}$ - коэффициент, который учитывает потери тяги двигателя(ей) в зависимости от потерь скоростного напора в воздухозаборниках и воздушных каналах;

$\xi_{др}$ - коэффициент дросселирования, учитывающий режим работы двигателя(ей);

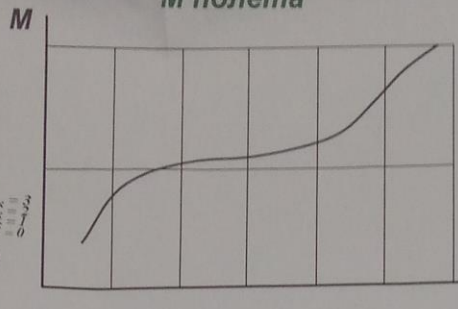
ξ_{ϕ} - коэффициент, который учитывает изменение тяги двигателя(ей) в зависимости от уровня форсирования.

С изменением t_0 будет изменяться и число M . Изменение числа M , в свою очередь, вызовет изменение коэффициентов ξ_v, ξ_{ϕ}, C_x и $\xi_{в.з}$ (в сверхзвуковом диапазоне скоростей полета), так как эти коэффициенты являются функциями числа M .

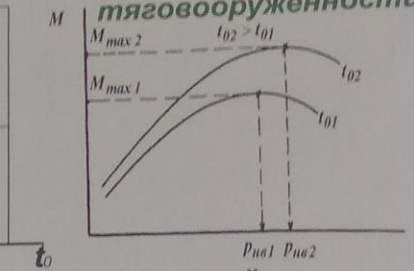
Зависимости от числа полета



Влияние стартовой тяговооружённости на число M полёта



Зависимость чисел M полёта от удельной нагрузки на крыло при разных значениях величины стартовой тяговооружённости



ВЛИЯНИЕ ПАРАМЕТРОВ САМОЛЁТА НА ДАЛЬНОСТЬ ЕГО ПОЛЁТА

В процессе полёта происходит выработка топлива $C_p \cdot P_{H,V} dL/V$, которое приводит к уменьшению его полётного веса $-d(mg)$.

$$-d(mg) = C_p P \frac{dL}{V}$$

- m - полетная масса самолета, кг;
- g - ускорение свободного падения, м/с²;
- C_p - удельный расход топлива на режиме крейсерского полета, кг/даН·ч;
- P - тяга двигателя на крейсерском режиме полета, даН;
- dL - отрезок пути, на котором происходит уменьшение веса $-d(mg)$;
- V - скорость полета, км/ч.

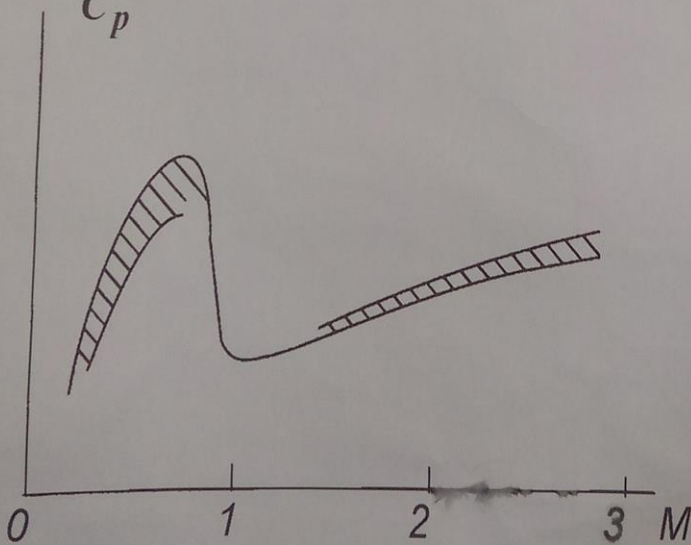
$$P = \frac{mg}{K} \quad L = + \int_{m_{кон}}^{m_{нач}} \frac{3,6 Ka_H M}{C_p} \frac{dm}{m} \quad \text{Можно принять } \frac{Ka_H M}{C_p} = const$$

При фиксированной величине относительного запаса топлива дальность полета самолета будет определяться величиной параметра KM/C_p . Этот параметр в литературе имеет название параметра крейсерской эффективности самолета (**ПКЭ**).

$$L = \frac{3,6 a_H KM}{C_p} \ln \frac{1}{1 - \bar{m}_{T.K}} = \frac{3,6 a_H}{C_p} \frac{C_y}{C_x^{1,5}} \sqrt{\frac{\xi t_0 P}{0,7 P_H}} \ln \frac{1}{1 - \bar{m}_{T.K}}$$

Зависимость ПКЭ=KM/C_p от числа M полета

$$ПКЭ = \frac{KM}{C_p}$$



Наибольшие дальности полета будет определяться величиной $\left(\frac{C_y}{C_x^{1,5}}\right)_{max}$

Взяв производную этой величины по C_y получим:

$$\left(\frac{C_y}{C_x^{1,5}}\right)_{max} = \frac{0,385}{C_{x0} \sqrt{A}}$$

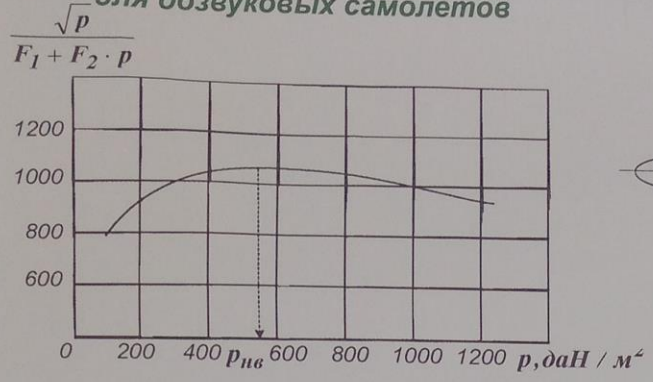
$$A = \frac{k_2(1 + \bar{S}_{\phi_2})}{k_1 \pi \lambda} \quad C_{x0} = F_1 + F_2 P$$

$$F_1 = k_{on} C_{xкр}; \quad F_2 = C_{x\phi} / k_{мид};$$

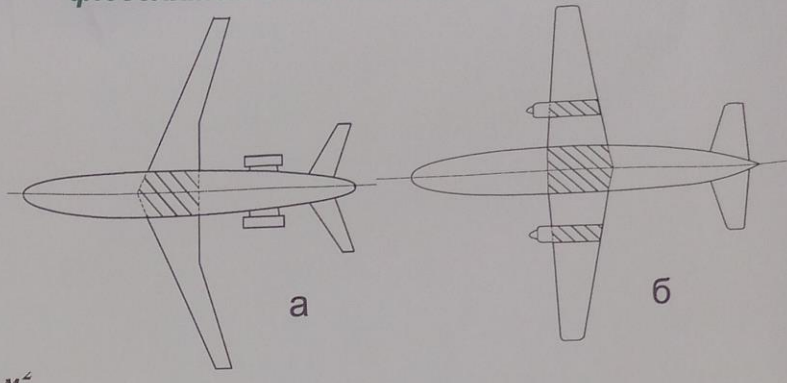
$$L_{max} = \frac{2,94 a_H}{C_p} \frac{\sqrt{P}}{F_1 + F_2 P} \sqrt{\frac{\xi t_0 k_1 \lambda}{k_2(1 + \bar{S}_{\phi_2})}} \ln \frac{1}{1 - \bar{m}_{T.K}}$$

- k_1 - коэффициент, учитывающий влияние стреловидности крыла на его эффективное удлинение;
- k_2 - коэффициент, учитывающий величину относительного удлинения крыла на его эффективное удлинение;
- \bar{S}_{ϕ_2} - относительная площадь крыла, занятая фюзеляжем и гондолами двигателей

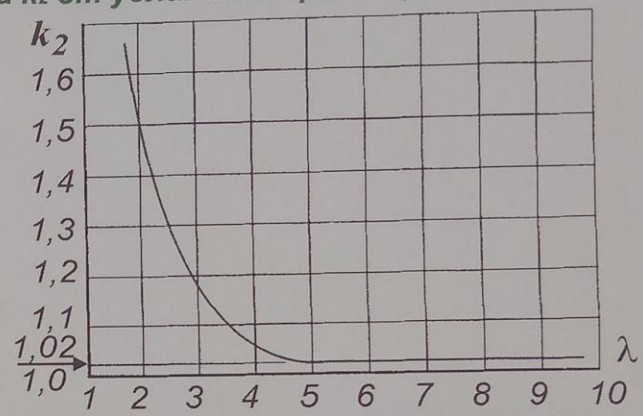
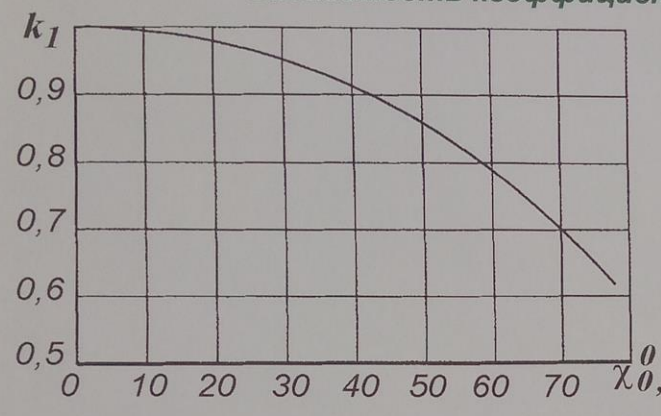
Зависимость функции $\sqrt{p} / (F_1 + F_2 p)$ от удельной нагрузки на крыло, которая определяет зависимость для дозвуковых самолетов



К определению площади крыла, занятой фюзеляжем (а), и площади крыла, занятой фюзеляжем и гондолами двигателей (б)



Зависимость коэффициента k_1 от угла стреловидности крыла по $1/4$ хорд (а).
Зависимость коэффициента k_2 от удлинения крыла (б)



ВЛИЯНИЕ ПАРАМЕТРОВ САМОЛЕТА НА ВЫСОТУ ПОЛЕТА

В установившемся горизонтальном полете справедливо выражение

$$K = \frac{m_0 g}{P_{H,Y}}$$

где $P_{H,Y}$ - тяга двигателя на расчетной высоте и скорости полета. Ее можно записать через стартовую тягу: $P_{H,Y} = \xi_v \xi_H \xi_{\phi 3} \xi_{dp} \xi_{\phi} \cdot P_0$

Высота полета, в том числе и максимальная потолок, определяется достаточностью тяги двигателей. Чем большая тяга двигателей будет в распоряжении самолета, тем на большей высоте он сможет выполнять установившийся горизонтальный полет.

Влияние высоты полета на тягу двигателей учитывает коэффициент $\xi_H = \frac{P_H}{P_0}$. При высоте полета большей 11 км для реактивных двигателей справедливо такое соотношение:

$$\xi_H = \frac{P_H}{P_0} = const \cdot p_H; \quad p_H = \frac{const}{\xi_v \xi_{\phi 3} \xi_{dp} \xi_{\phi} \cdot t_0 \cdot K}; \quad K_{max} \frac{0,5}{\sqrt{AC_{x0}}}; \quad (p_H)_{min} = \frac{const \sqrt{AC_{x0}}}{\xi_v \xi_{\phi 3} \xi_{dp} \xi_{\phi} \cdot t_0}$$

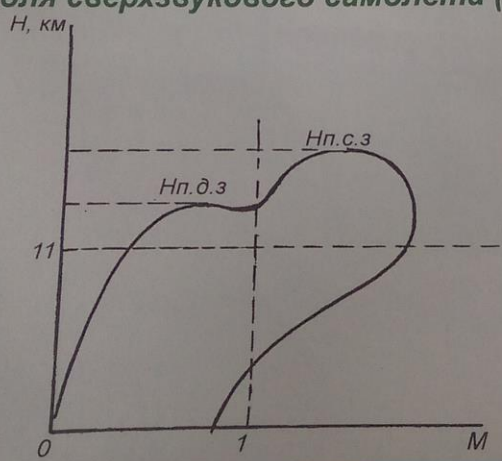
Для дозвуковых скоростей полета на максимальной высоте (на потолке)

$$A = \frac{k_2 (1 + \bar{S}_{\phi})}{k_1 \pi \lambda}; \quad C_{x0} = F_1 + F_2 p$$

Для сверхзвуковых скоростей полета на максимальной высоте (на потолке)

$$A \approx \frac{\sqrt{M^2 - 1}}{4}; \quad C_{x0} = F'_1 + F'_2 p$$

Типичная диаграмма "скорость - высота" для сверхзвукового самолета (H-M)

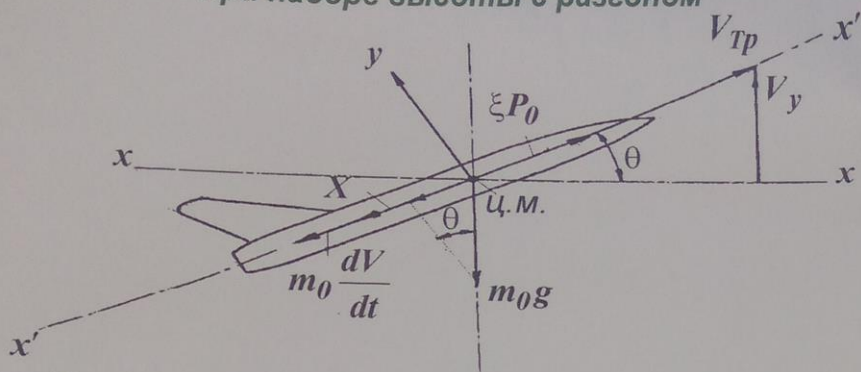


$$M < 1 \quad (p_H)_{min} = \frac{6450 \sqrt{\frac{k_2 (1 + \bar{S}_{\phi})}{k_1 \lambda} (F_1 + F_2 p)}}{\xi_v \xi_{\phi 3} \xi_{dp} \cdot t_0}$$

$$M > 1 \quad (p_H)_{min} = \frac{4550 \sqrt{M^2 - 1} (F'_1 + F'_2 \cdot p)}{\xi_v \xi_{\phi 3} \xi_{dp} \cdot t_0}$$

ВЛИЯНИЕ ПАРАМЕТРОВ САМОЛЁТА НА СКОРОПОДЪЁМНОСТЬ

Схема сил, действующих на самолет при наборе высоты с разгоном



$$\xi P_0 = X + m_0 g \sin \Theta + m_0 \frac{dV}{dt}$$

$$\frac{\xi P_0 - X}{m_0 g} = \frac{V_y}{V_{mp}} + \frac{1}{g} \frac{dV}{dt}$$

Условимся, что скорость полета по траектории постоянная: $V_{mp} = const$. Тогда $dV/dt = 0$ и уравнение можно привести к такому виду:

$$V_y = V_{mp} \frac{\xi P_0 - X}{m_0 g}$$

Наибольшая скорость может быть достигнута на наивыгоднейшем режиме полета. Предшествующие исследования и практика эксплуатации самолетов показывают, что для этого режима характерны такие соотношения:

$$V_{mp.нв} = a_H \sqrt{\frac{\xi t_0 P}{0,7 p_H C_{x_{нв}}}}; \quad 1,33 C_{x_0} \leq C_{x_{нв}} \leq 1,5 C_{x_0}; \quad \frac{\xi P_0 - X}{m_0 g} = \frac{2}{3} \frac{\xi P_0}{m_0 g} = \frac{2}{3} \xi t_0$$

Обычно для самолетов $V_{y max}$ приводится у земли:

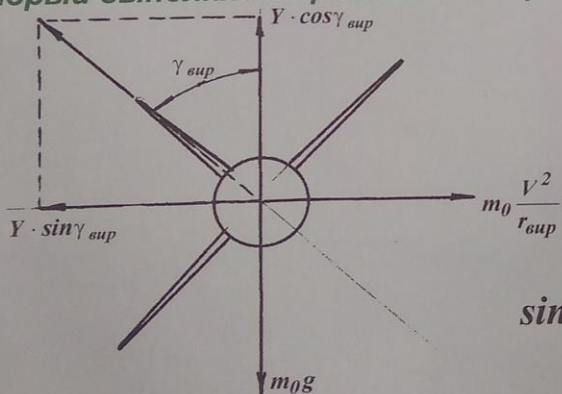
$$V_{y max} = \frac{0,67 a_H}{\sqrt{p_H}} \sqrt{\frac{(\xi t_0)^3 p}{F_1 + F_2 \cdot p}}; \quad (V_{y H=0})_{max} = 2,26 \sqrt{\frac{(\xi t_0)^3 p}{F_1 + F_2 \cdot p}}$$

Увеличение p для повышения V_y целесообразно только до тех пор, пока увеличивается траекторная скорость полета V_{mp} .

ВЛИЯНИЕ ПАРАМЕТРОВ САМОЛЁТА НА ЕГО МАНЕВРЕННОСТЬ

Маневренность характеризуется одновременно несколькими показателями, важнейшими из которых являются: минимальный радиус виража r_{min} , способность к быстрому разгону $(V_y)_{max}$ и полету на сверхбольших углах атаки α_{max} .

Схема сил, действующих на самолет, который выполняет правильный вираж



$$Y \cdot \sin \gamma_{вир} = m_0 \frac{V^2}{r_{вир}}$$

$$\frac{\rho_H V^2}{2} C_{y_{вир}} \cdot S \cdot \sin \gamma_{вир} = m_0 \frac{V^2}{r_{вир}}$$

$$n_y = \frac{Y}{m_0 g} = \frac{Y}{Y \cdot \cos \gamma_{вир}} = \frac{1}{\cos \gamma_{вир}}$$

$$\sin \gamma_{вир} = \frac{\sqrt{n_y^2 - 1}}{n_y} \quad r_{вир} = \frac{1}{g p_H C_{y_{вир}} \sqrt{n_y^2 - 1}}$$

n_y	1,1	1,4	2,0	2,5	3,0	3,5	4,0	4,5
$n_y / \sqrt{n_y^2 - 1}$	2,4	1,43	1,28	1,155	1,06	1,043	1,033	1,026

Для достижения малого радиуса виража увеличивать перегрузку больше 3 единиц нет смысла.

$$V_{mp} \frac{\xi P_0 - X}{m_0 g} = V_y + \frac{V_{mp}}{g} \cdot \frac{dV}{dt} \quad V_y^* = V_y + \frac{V_{mp}}{g} \cdot \frac{dV}{dt} \quad V_y^* = V_{mp} \left(\frac{\xi P_0}{m_0 g} - \frac{0,7 p_H M^2 C_x \cdot S}{m_0 g} \right)$$

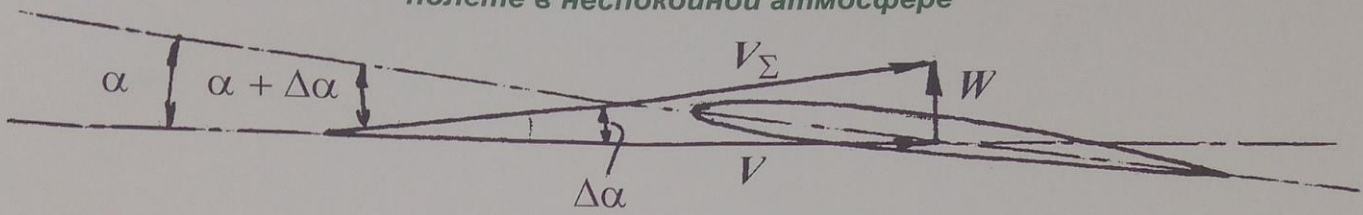
$$V_y^* = V_{mp} \left(\xi t_0 - q \frac{C_x}{p} \right) \quad V_y^* = \frac{V_{mp}}{(1 - \bar{m}_{T.разг})} \left(\xi t_0 - q \frac{C_x}{p} \right)$$

Для обеспечения быстрого разгона надо иметь большую удельную избыточную мощность V_y . Большая V_y при фиксированной величине V_{mp} достигается достаточной величиной тяговооруженности ξt_0 и малым отношением C_x/p .

ВЛИЯНИЕ ПАРАМЕТРОВ САМОЛЁТА НА ВЕЛИЧИНУ НОРМАЛЬНОЙ ПЕРЕГРУЗКИ ПРИ ПОЛЁТЕ В НЕСПОКОЙНОЙ АТМОСФЕРЕ

Речь идет о горизонтальном полете в неспокойной (турбулентной) атмосфере. Непокойная атмосфера характеризуется наличием вертикальных потоков воздуха, которые служат причиной изменения углов атаки крыла и величины его подъемной силы.

Схема направлений скорости потоков V, W и изменения угла атаки крыла $\Delta\alpha$ при полете в неспокойной атмосфере



Величину дополнительной нагрузки можно записать так: $\Delta Y = \pm \rho \frac{V^2}{2} C_y^\alpha \cdot \Delta\alpha \cdot S$

$$\Delta\alpha = W / V; \quad n_y^{турб} = \frac{Y \pm \Delta Y}{m_0 g} = 1 \pm \frac{\rho V^2 C_y^\alpha W S}{2V \cdot m_0 g}; \quad n_y^{турб} = 1 \pm \frac{\rho C_y^\alpha V W}{2p}$$

На уровне земли $n_y^{турб} = 1 \pm \frac{C_y^\alpha V W}{16,3 \cdot p}$; V - скорость полета, м/с; W - скорость вертикального потока воздуха, м/с.

$$C_y^\alpha = \frac{0,11 - 0,034\sqrt{\bar{c}}}{\cos \chi_{0,25}} + \frac{2}{\lambda}$$

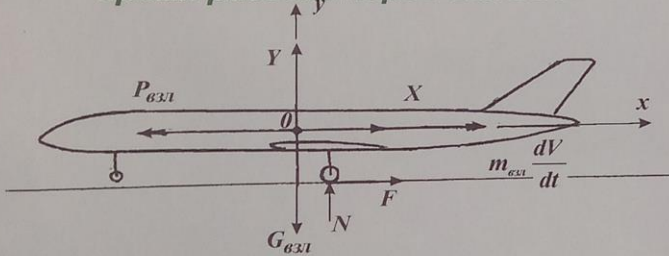
Для достижения малых $n_y^{турб}$ при прочих равных условиях надо стремиться к возможно большим стреловидностям $\chi_{0,25}$ и относительным толщинам \bar{c} крыла, а также к меньшим его удлинениям λ .

ВЛИЯНИЕ ПАРАМЕТРОВ САМОЛЁТА НА ЕГО ВЗЛЁТНО-ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

При изображении сил, действующих на самолет, приняты следующие допущения:

- разбег осуществляется на колесах главных опор шасси;
- все силы взаимно перпендикулярны и приложены в центре тяжести самолета;
- не учтен момент аэродинамической силы горизонтального оперения.

Схема сил, действующих на самолет во время разбега перед взлетом



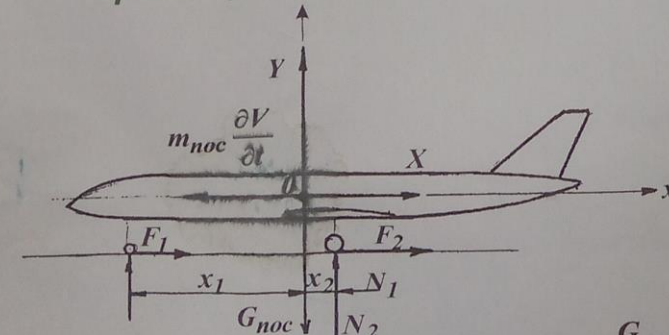
$$P_{взл} = X + f(G_{взл} - Y) + \frac{G_{взл}}{2g} \frac{dV^2}{dL}$$

$$\left. \begin{aligned} P_{взл} &= X + F + m_{взл} \cdot \frac{dV}{dt}, \\ N &= G_{взл} - Y; \\ m_{взл} &= \frac{G_{взл}}{g}; \quad F = fN = f(G_{взл} - Y); \\ \frac{dV}{dt} &= \frac{dL}{dt} \frac{dV}{dL} = V \frac{dV}{dL} = \frac{1}{2} \frac{dV^2}{dL}. \end{aligned} \right\} dV^2$$

$$dL = \frac{G_{взл} dV^2}{2g [P_{взл} - X - f(G_{взл} - Y)]} = \frac{dV^2}{2g \left[\frac{P_{взл}}{G_{взл}} - \frac{1}{3} \left(\frac{1}{K_{взл}} + 2f \right) \right]}$$

Длина разбега перед взлётом: $0,832 p$

Схема сил, действующих на самолет во время пробегга после посадки



$$dL = \frac{G_{нос} dV^2}{2g [X + f_{np}(G_{нос} - Y)]}; \quad Y = \frac{1}{3} G_{нос}$$

$$\left. \begin{aligned} L_p &= \frac{C_{y_{взл}} \left[\xi t_0 - \frac{1}{3} \left(\frac{1}{K_{взл}} + 2f \right) \right]}{m_{нос} \frac{dV}{dt} = X + F_1 + F_2, \quad \frac{G_{нос} dV^2}{2g} \frac{dV^2}{dL} = X + f_1 N_1 + f_2 N_2 \\ N_1 + N_2 &= G_{нос} - Y, \\ N_1 x_1 &= N_2 x_2. \end{aligned} \right\} \begin{aligned} N_1 &= \frac{G_{нос} - Y}{1 + \frac{x_1}{x_2}}; \quad N_2 = \frac{G_{нос} - Y}{1 + \frac{x_2}{x_1}} \end{aligned}$$

$$\frac{G_{нос} dV^2}{2g} \frac{dV^2}{dL} = X + (G_{нос} - Y) \left(\frac{f_1}{1 + \frac{x_1}{x_2}} + \frac{f_2}{1 + \frac{x_2}{x_1}} \right) = X + f_{np}(G_{нос} - Y)$$

Длина пробегга после посадки:

$$L_{np} = \frac{2,5 P_{нос}}{C_{y_{нос}} \left(\frac{1}{K_{см}} + 2f_{np} \right)}$$

Аэродинамическое качество на взлёте $K_{взл}$ желательно иметь по возможности большим. Это достигается рациональным выбором величины угла отклонения механизации таким образом, чтобы получить очень большие значения $C_{y_{взл}}$ и $K_{взл}$. Аэродинамическое качество самолета во время пробегга после посадки желательно иметь по возможности меньше. На практике малые значения $K_{см}$ достигаются использованием интерцепторов.

Коэффициент лобового сопротивления состоит из следующих частей: трения - $C_{xтр}$, формы (давления) - $C_{xр}$, волнового - $C_{xволн}$, интерференции - $C_{xинт}$, индуктивного - C_{xi} . В дозвуковом диапазоне скоростей наибольшее значение имеют сопротивление трения и индуктивное, в сверхзвуковом - трение и волновое сопротивление.

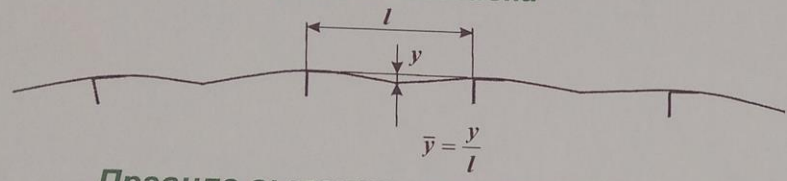
Лобовое сопротивление современного дозвукового транспортного самолета при полете на крейсерском режиме распределяется таким образом:

- вредное сопротивление- 2%;
- сопротивление хвостовой части- 6%;
- сопротивление интерференции- 4%;
- сопротивление трения- 48%;
- волновое сопротивление- 3%;
- индуктивное сопротивление- 37%.

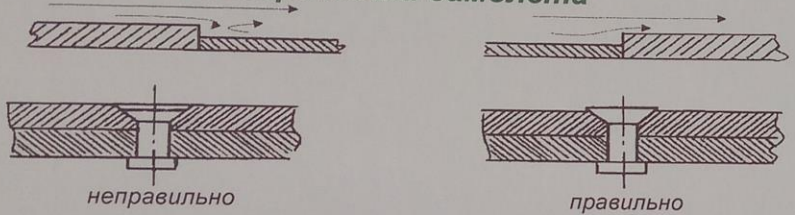
Для получения малого коэффициента сопротивления трения надо обеспечивать ламинарное обтекание частей самолета, и, в первую очередь, его несущих поверхностей - крыла и оперения. Средства сохранения ламинарного обтекания самолета.

1. Обеспечение минимальной высоты микронеровностей поверхности $h_{ш} = 3 \cdot 10^{-6} - 5 \cdot 10^{-6}$ м.
2. Минимальная величина прогибов обшивки между стрингерами, нервюрами и шпангоутами.

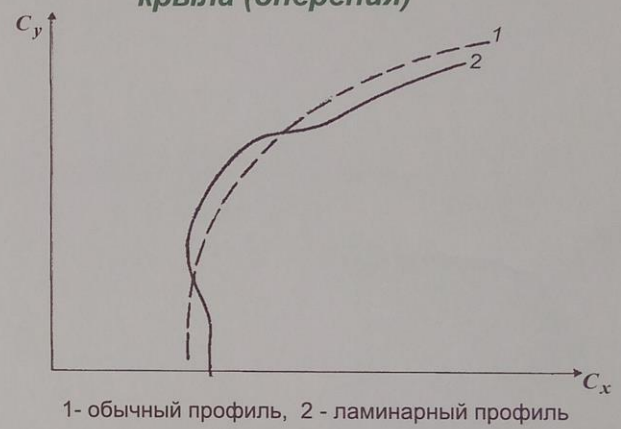
Схема определения относительного прогиба обшивки



Правила выполнения выступов на поверхности самолета



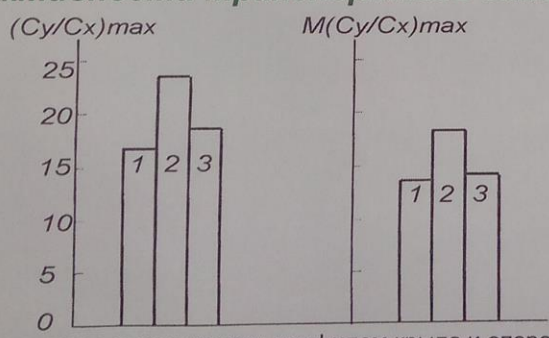
Сравнение поляр обычного и ламинаризованного профилей крыла (оперения)



Для сохранности ламинарного потока надо, чтобы относительный прогиб был в границах $y = y/l < 0,002$. Это достигается выбором толщины обшивки и расстояния между стрингерами, нервюрами, шпангоутами; технологией изготовления панелей.

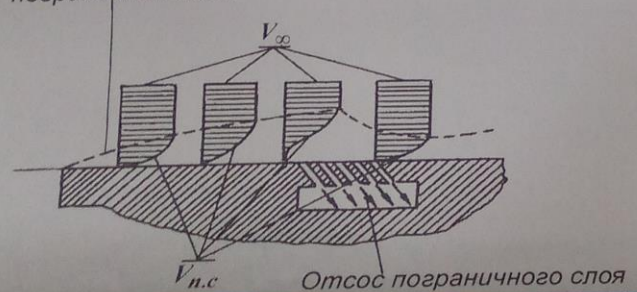
3. Устранение вибраций конструкции, обеспечение стабильности форм (в особенности крыла и оперения) соответствующей жесткостью агрегата.
4. Использование ламинаризованных профилей несущих поверхностей самолета.

Оценка аэродинамического качества и эффективности транспортного самолета



- 1 - самолет с классическим профилем крыла и оперения;
- 2 - самолет с ламинарным профилем и увеличенной зоной ламинарного обтекания;
- 3 - самолет с ламинарным профилем и нарушенным ламинарным обтеканием

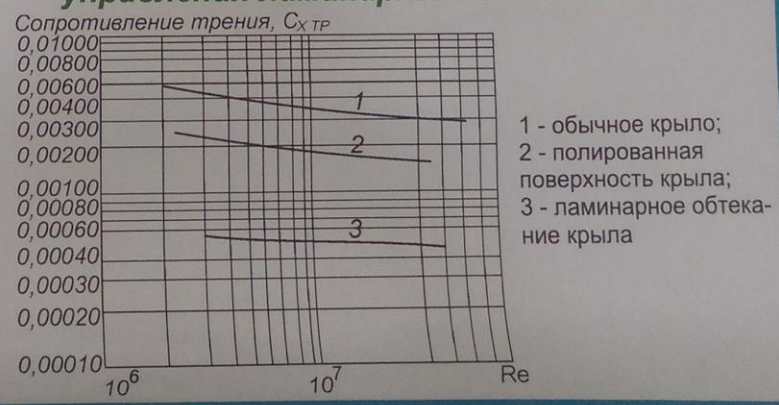
Схема управления пограничным слоем



Наиболее эффективными средствами снижения сопротивления трения являются:

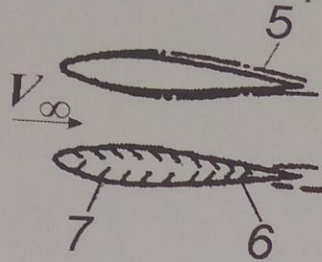
- а) сдувание пограничного слоя или активизация его путем введения в него дополнительного сжатого воздуха - собственно "управление пограничным слоем" (УПС);
- б) отсасывание пограничного слоя и преобразование турбулентного обтекания крыла в ламинарное - "управление ламинарным обтеканием" (УЛО).

Изменение профильного сопротивления крыла при применении полированного крыла и управления ламинарным обтеканием



- 1 - обычное крыло;
- 2 - полированная поверхность крыла;
- 3 - ламинарное обтекание крыла

Возможности экономии топлива при использовании системы управления пограничным слоем (крейсерское число $M=0,8$; угол стреловидности - 25, относительное удлинение крыла - 14, число пассажиров - 220)

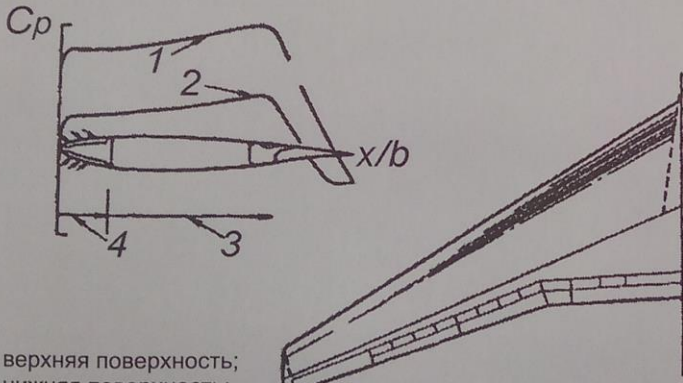


Относительный расход топлива



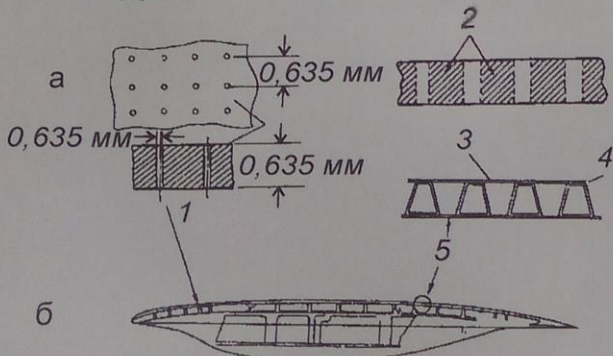
1 - "турбулентный" самолет; 2 - самолет с отсосом пограничного слоя на крыле, гондолах и оперении; 3 - самолет с отсосом пограничного слоя на всей смоченной поверхности; 4 - эффект увеличения веса самолета в связи с установкой системы УПС; 5 - турбулентный пограничный слой; 6 - ламинарный пограничный слой; 7 - щели для отсоса пограничного слоя.

Концепция комбинированной системы УПС



1 - верхняя поверхность; 2 - нижняя поверхность; 3 - естественное ламинарное обтекание; 4 - отсос (если нужно)

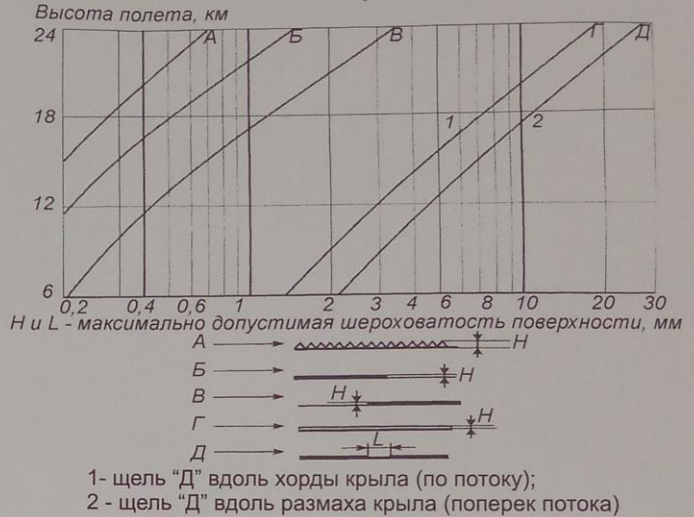
Конструкция экспериментального крыла



а - внешняя титановая обшивка; б - конструкция панели крыла; 1 - внешняя поверхность; 2 - полоски с перфорацией; 3 - перфорированная титановая обшивка; 4 - линия склеивания; 5 - подкрепленная стеклопластиковая конструкция

Фирма "Нортроп" нашла те предельные величины шероховатостей, которые могут быть допущены из условий ламинарного обтекания. Из анализа рисунка видно, что на стыках листов обшивки крыла выгоднее делать "встречные" к потоку выступы, чем "попутные".

Максимально допустимые шероховатости поверхности крыла из условий обеспечения ламинарного обтекания



1 - щель "Д" вдоль хорды крыла (по потоку); 2 - щель "Д" вдоль размаха крыла (поперек потока)

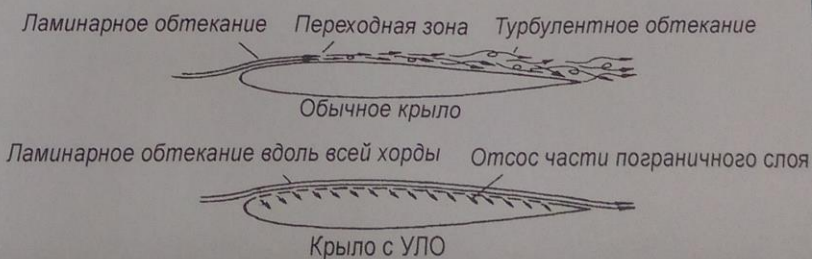
В США разработке вопросов, связанных с отсасыванием пограничного слоя, отводится большое внимание. При этом в исследованиях выделяется два подхода. Первый, который представляется наиболее реальным, отвечает ограниченному отсасыванию в области передней кромки, то есть регулируется влияние неустойчивости поперечных течений и благодаря отрицательным градиентам давления в области кессона крыла достигается существенно большее заднее положение точек перехода.

Во втором подходе исследуется наибольшее расширение возможных ламинарных зон за счет отсасывания, осуществляемого на большей части поверхности и в отдельности - в области кессона.

Фирма "Макдоннелл-Дуглас" по контракту с NASA исследует концепцию крыла с перфорированной обшивкой для отсасывания пограничного слоя, которое уменьшает сопротивление трения крыла и позволяет снизить расход топлива на 40%.

Отсасывание части пограничного слоя будет проводиться через большое количество отверстий в обшивке в середину крыла.

Схема отсасывания пограничного слоя

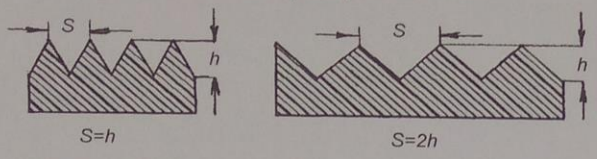


Ламинарное обтекание Переходная зона Турбулентное обтекание

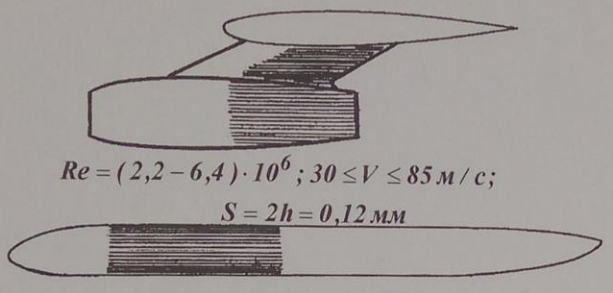
Крыло с УЛО

Для ламинизации пограничного слоя могут быть использованы рифления поверхности (риблеты) в продольном направлении (по потоку). Довольно большой объем результатов, полученных при исследованиях главным образом плоских пластин при умеренных числах Re, показывает, что с помощью риблетов сопротивление трения уменьшается на 5-10%. Риблеты располагаются на поверхности и ориентированы в направлении потока на поверхности. Основными параметрами являются глубина канавки h и расстояние между гребнями S .

Форма и размеры риблетов



Риблеты на гондолах двигателей, пилоне и фюзеляже



Исследования НИЦ им. Лэнгли (США)

	Число испытанных моделей	Глубина канавок, см	Шаг канавок, см
	11	0,025 - 0,102	0,025 - 0,315
	7	0,005 - 0,051	0,051 - 0,343
	2	0,025 - 0,051	0,114
	3	0,025 - 0,051	0,051 - 0,147
	3	0,025 - 0,051	0,051 - 0,101
	3	0,025	0,051
	3	0,051 - 0,07	0,01 - 0,07
	1	0,025	0,051
	1	0,025	0,102
	5	0,025 - 0,051	0,058 - 0,117

Следующая группа средств сводится к управлению турбулентным обтеканием и управлению большими вихревыми структурами. Переход ламинарного пограничного слоя в турбулентный сопровождается полным отрывом потока от поверхности крыла. Поэтому возникает задача предотвратить отрыв пограничного слоя, который может привести не только к увеличению сопротивления трения, но и к потере устойчивости движения всего самолета и эффективности рулевых поверхностей.

Одним из таких средств является использование турбулизаторов (или "генераторов вихрей") в местах наиболее возможного перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный для активизации пограничного слоя, а также для предотвращения его отрыва от поверхности крыла с ростом скоростей полета и углов атаки.

Турбулизаторы в виде лопаток размещаются на поверхности крыла в начале зоны с положительным градиентом давления.

I. Лопатки турбулизаторов размещены под одним и тем же углом к потоку и создают вихри одного и того же направления вращения.

Оптимальные размеры:

$h = (0,010 - 0,012) \cdot b$, b - хорда крыла;

$D/h = 5 - 6$; (применяется от 4 до 8);

$l = (1,25 - 2,5) \cdot h$; $\alpha = 15^\circ$.

Возможные схемы размещения турбулизаторов и их оптимальные размеры

II. Лопатки турбулизаторов размещены попарно, носками в разные стороны, и создают вихри противоположных направлений вращений.

Оптимальные размеры:

а) для обеспечения высокой эффективности и большой длины действия вихрей:

$h = (0,010 - 0,012) \cdot b$; $l = 2,5 \cdot h$; $\alpha = 15^\circ$; $D/h = 10$; $D/d = 4$;

б) для обеспечения максимальной эффективности при меньшей длине действия вихрей:

$h = (0,010 - 0,012) \cdot b$; $l = 1,25 \cdot h$; $\alpha = 15^\circ$; $D/h = 5$; $D/d = 4$.

III. Бипланное размещение лопаток турбулизаторов.

Оптимальные размеры:

а) для обеспечения высокой эффективности и большой длины действия вихрей:

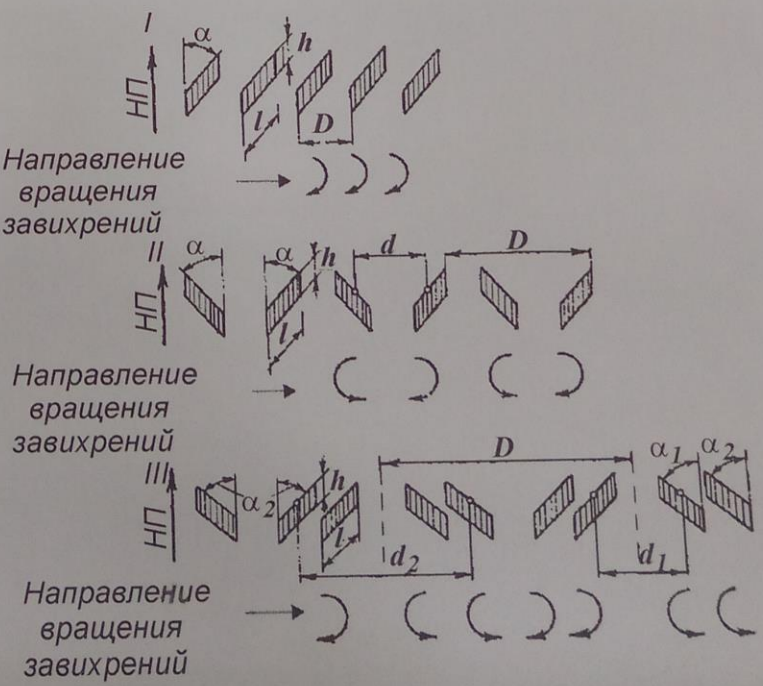
$h = (0,010 - 0,012) \cdot b$; $l = 2,5 \cdot h$; $\alpha_1 = 20^\circ$; $\alpha_2 = 15^\circ$; $D/h = 11,25$;

$D/d_1 = 4,5$; $D/d_2 = 4,5/3,5 = 1,28$;

б) для обеспечения максимальной эффективности при меньшей длине действия

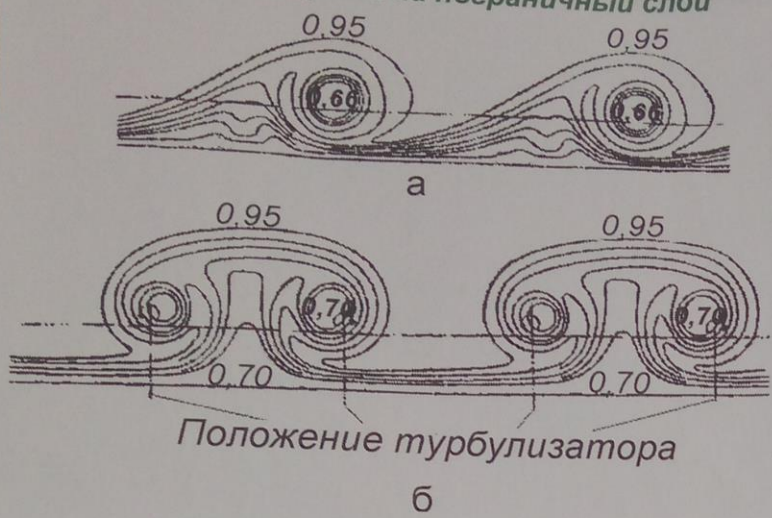
$h = (0,010 - 0,012) \cdot b$; $l = 1,6 \cdot h$; $\alpha_1 = 15^\circ$; $\alpha_2 = 15^\circ$; $D/h = 5$;

$D/d_1 = 4$; $D/d_2 = 4/3 = 1,333$.



В случаях, если нужно воспрепятствовать образованию отрыва потока на большом участке крыла и если недостаточно точно определена зона, где должны быть установлены турбулизаторы, целесообразно располагать их повернутыми в одну сторону. В этом случае они меньше реагируют на смену направления обтекания. Повернутые в одну сторону турбулизаторы создают скольжение слоя в сторону вращения вихрей. На стреловидном крыле это может быть использовано для создания движения пограничного слоя, встречного движению пограничного слоя до конца крыла, свойственного стреловидным крыльям.

Схема влияния системы вихрей, создаваемых турбулизаторами на пограничный слой



а - вихри одного направления вращения;
б - вихри, которые вращаются в разные стороны

Применение турбулизаторов на современных пассажирских реактивных самолетах и на большом количестве боевых реактивных самолетов позволяет:

1. За счет сохранения оптимального обтекания крыла получить значение M , на 0,02-0,07 больше, чем на тех же самолетах без турбулизаторов, то есть прирост скорости до 80 км/ч с сохранением при этом нормальных характеристик устойчивости и управляемости.
2. Повысить эффективность органов управления - элеронов и рулей - при полете с большими скоростями и на больших углах атаки (если, например, с концов крыла начинается срыв в районе передней кромки элерона, который опускается вниз). При установлении турбулизаторов повышается эффективность органов управления (например рулей направления) при больших углах их отклонения, если при отсутствии турбулизаторов часто наступает отрыв пограничного слоя.

3. Ликвидировать срыв потока типа "бафтинг" в местах стыков отдельных элементов самолета, в особенности если поверхности этих элементов - под прямым или острым углом (например, соединение горизонтального и вертикального оперения с фюзеляжем), и в местах, где из-за большой кривизны поверхности возможны большие ускорения набегающего потока (например, на верхней поверхности фюзеляжа возле фонаря летчиков или на боковых поверхностях фюзеляжа в районе их расширения по "правилу площадей").

Другим путем использования интерференции между элементами самолета в целях уменьшения сопротивления является использование "правила площадей": для того, чтобы самолет имел минимальное сопротивление, он должен быть спроектирован так, чтобы нарастание его объема по длине было плавным и максимально приближенным к возрастанию объема веретенообразного тела наименьшего сопротивления.

Схема влияния вихрей, создаваемых турбулизаторами, на пограничный слой в угловом соединении поверхностей элементов самолета

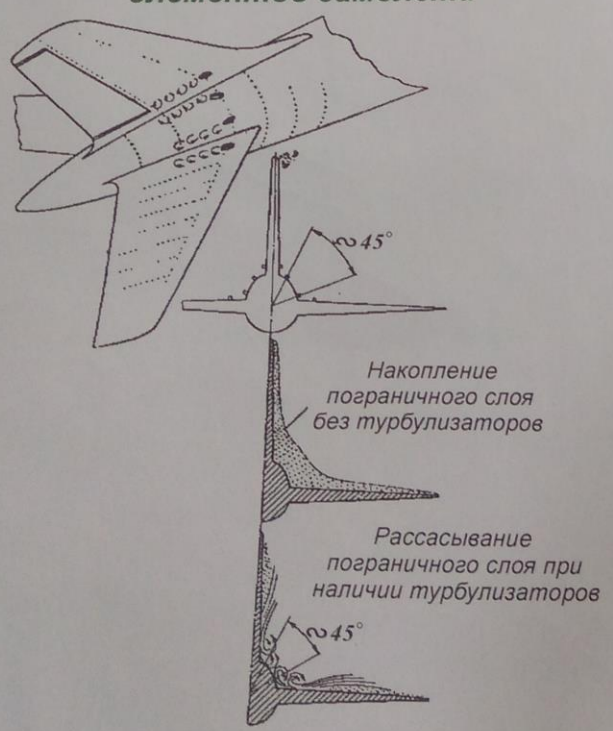
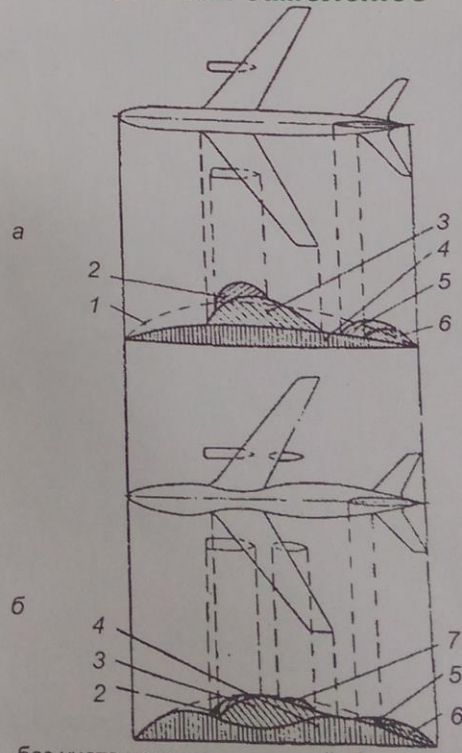
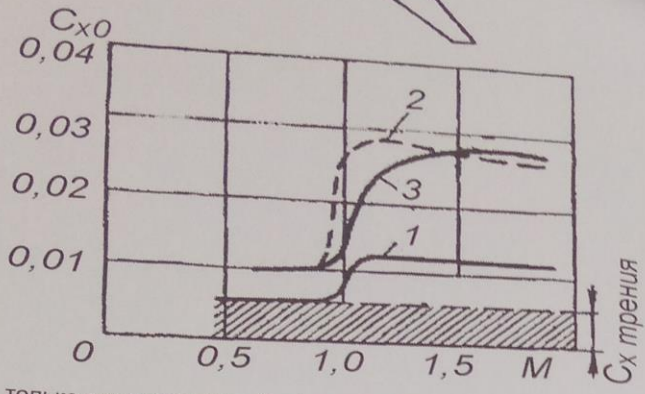
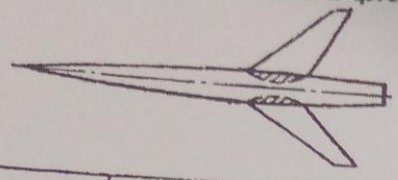


Схема эпюр площадей поперечного сечения самолетов



а - без учета правила площадей; б - с учетом его;
1 - тело наименьшего сопротивления; 2 - gondoly двигателей;
3 - крыло; 4 - фюзеляж; 5 - вертикальное оперение;
6 - горизонтальное оперение; 7 - gondoly шасси

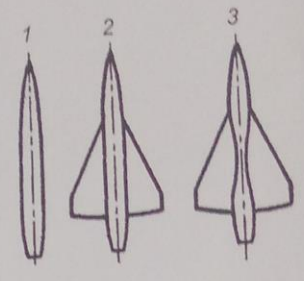
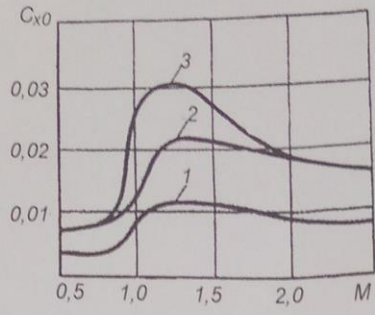
Зависимость коэффициента C_x от числа M для соединения фюзеляж+крыло с цилиндрическим и поджатым фюзеляжем



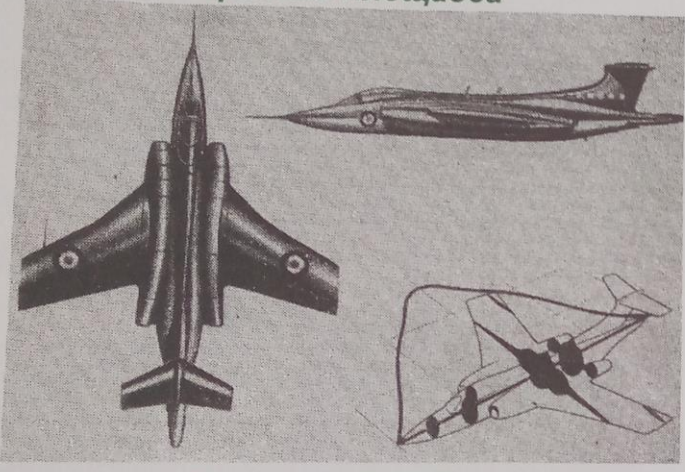
1 - только тело вращения; 2 - фюзеляж без поджатия с крылом; 3 - фюзеляж с поджатием и крылом

Применение правила площадей позволяе сместить начало роста C_x по M на большие значения величины M , то есть получить благодаря этому возможность летать с большими крейсерскими скоростями.

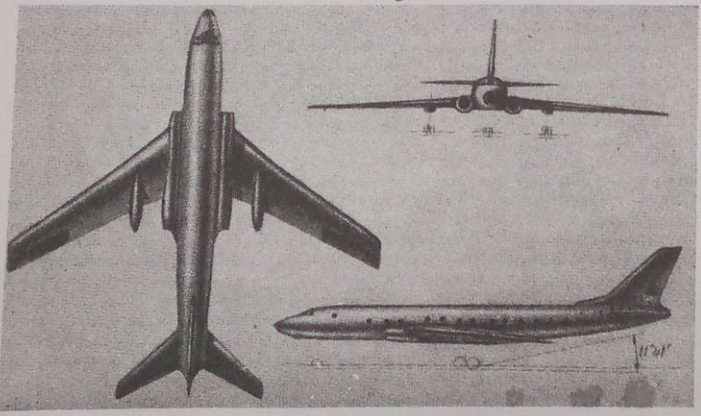
Влияние поджатия фюзеляжа на величину коэффициента лобового сопротивления комбинации "крыло фюзеляж"



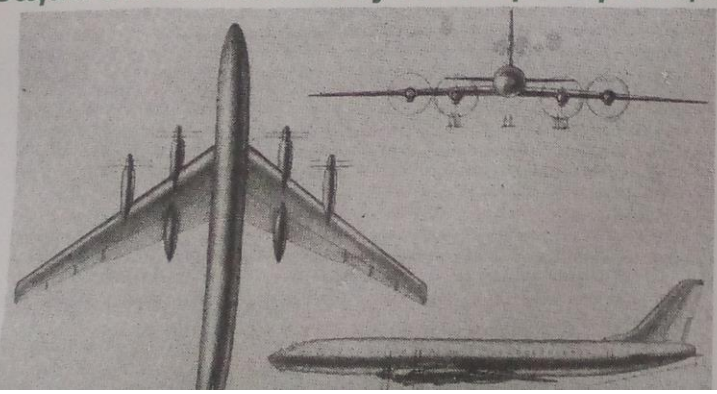
Общий вид английского палубного бомбардировщика Блекберн NA.39 "Бакенир", в компоновке которого наглядно выполнено правило площадей



Самолет Ту104



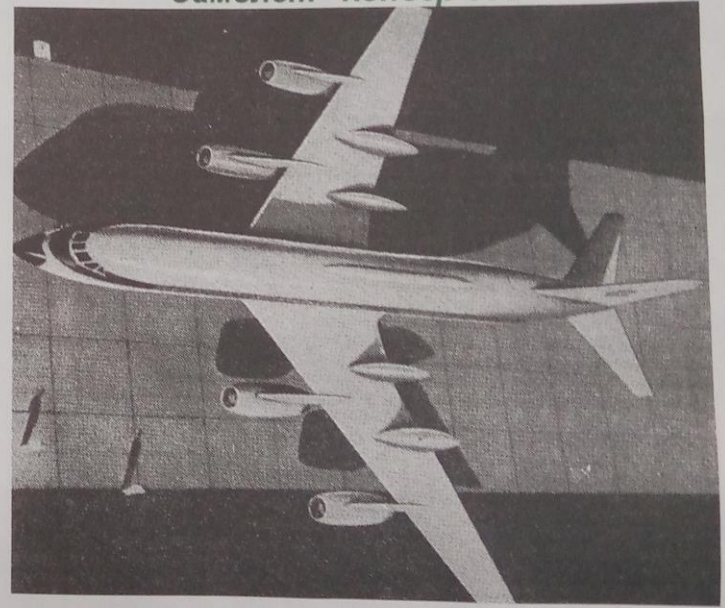
Общий вид самолета Ту114 в трех проекциях



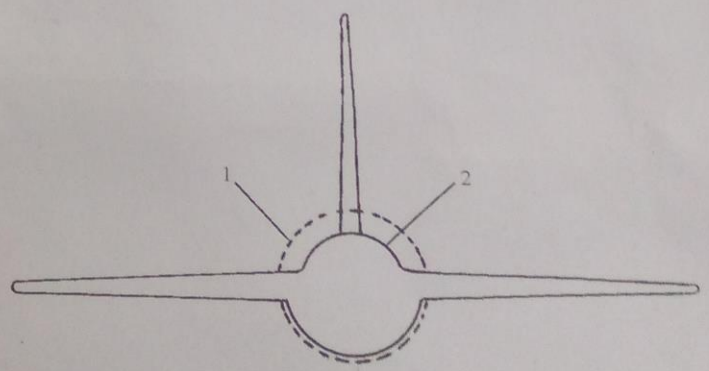
Гондолы шасси в виде надстроек на крыле для уменьшения общего сопротивления самолета на околозвуковых скоростях полета и гондолы двигателей с воздухозаборниками, выполненными по правилам площадей использовались на самолётах Ту-104 и Ту-114.

На крыле самолёта "Конвер 990" были установлены четыре гондолы, которые использовались для размещения топливных баков

Самолет "Конвер 990"



Правило площадей



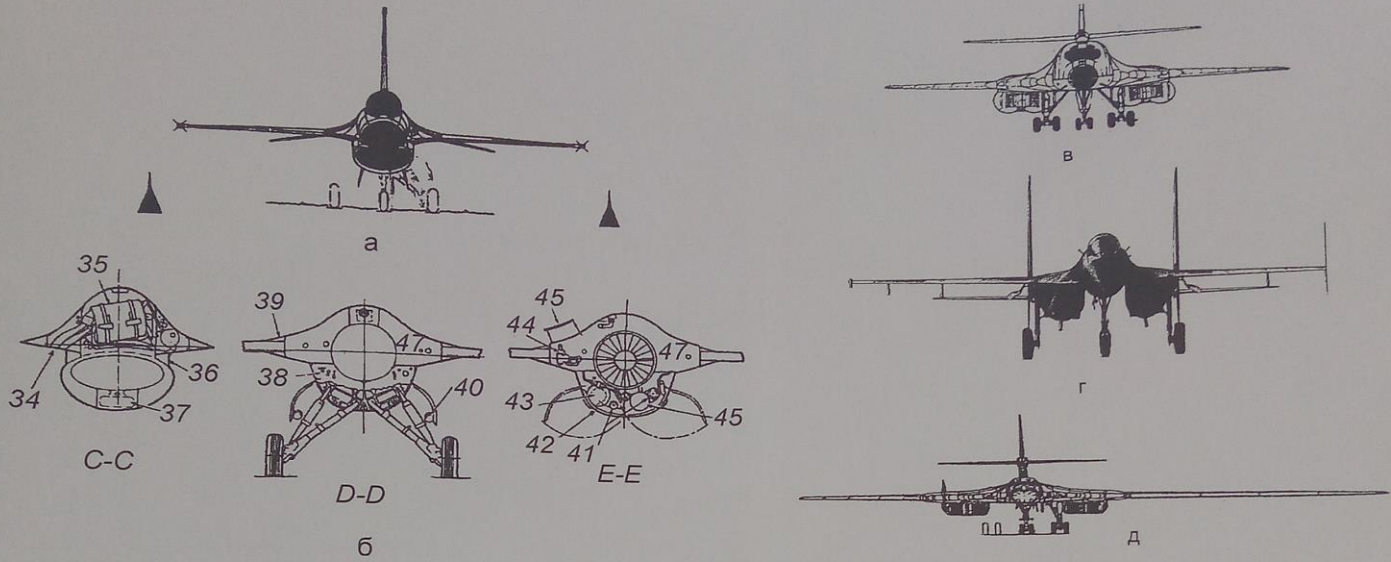
1 - сечение самолета без правила площадей

Для скоростных самолетов-истребителей, в особенности сверхзвуковых правило площадей получило дальнейшее развитие в виде так называемого дифференциального правила площадей, а потом и в появлении интегральной схемы самолета.

Дифференциальное правило площадей сводится к тому, что уменьшение объема самолета над крылом осуществляется более интенсивно, чем под крылом.

Интегральная схема самолета (интегральное объединение крыла и фюзеляжа) характеризуется тем, что место соединения крыла и фюзеляжа совсем "размыто" и не имеет видимого перехода одного агрегата (крыла) во второй (фюзеляж). Довольно наглядно демонстрируют интегральную схему несколько поперечных сечений самолета-истребителя "Дженерал Дайнемикс F-16" и на виде спереди самолетов "Рокуелл В-1", "Сухой Су-27", Ту-160.

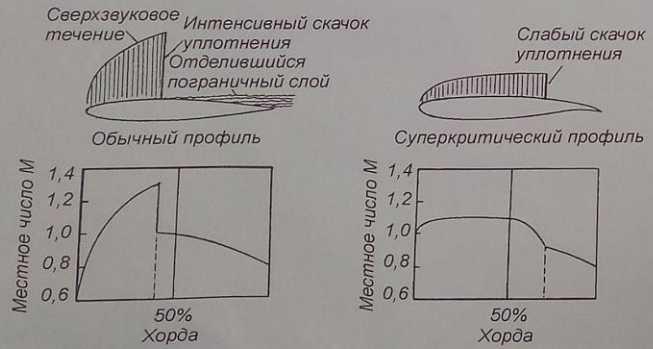
Интегральная схема самолета



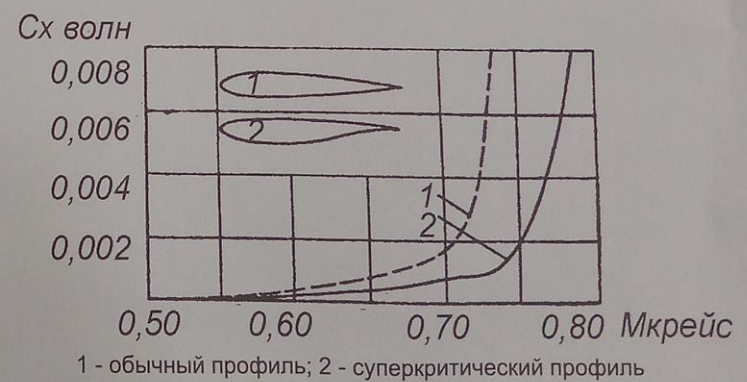
а, б - "Дженерал Дайнемикс" F-16, в - "Рокуелл В-1", г - "Сухой Су-27, д - Ту-160".

Волновое сопротивление связано с наличием скачка уплотнения на верхней поверхности крыла и зависит от его интенсивности. Смягчение скачков уплотнения путем увеличения стреловидности крыла и уменьшение его относительной толщины \bar{C} на сегодня практически исчерпали свои возможности. И вдобавок увеличение χ и уменьшение \bar{C} приводят к целому ряду неприятных последствий, таких, как увеличение массы крыла, снижение его жесткости, концевые срывы потока, ограничение углов атаки. Появление суперкритических профилей в 70-годы позволило управлять скачком уплотнения на крейсерских режимах полета.

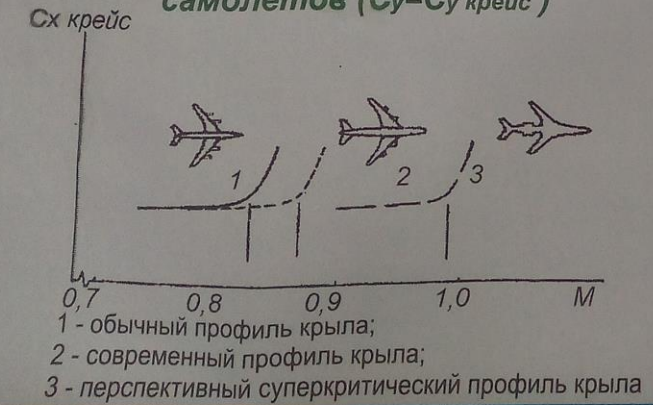
Схема обтекания профилей



Зависимость величины волнового сопротивления от крейсерского числа



Зависимость коэффициента лобового сопротивления в крейсерском полете от числа для реактивных транспортных самолетов ($C_{y0} = C_{y0 \text{ крейс}}$)



Преимущества использования суперкритических профилей:

1. Уменьшение массы конструкции благодаря использованию более толстых крыльев или уменьшению стреловидности крыла, либо того и другого одновременно без ухудшения аэродинамического качества самолета.
2. Повышение крейсерской скорости самолета путем снижения его сопротивления при околозвуковых скоростях.
3. Улучшение характеристик самолета по бафтингу и маневренности.

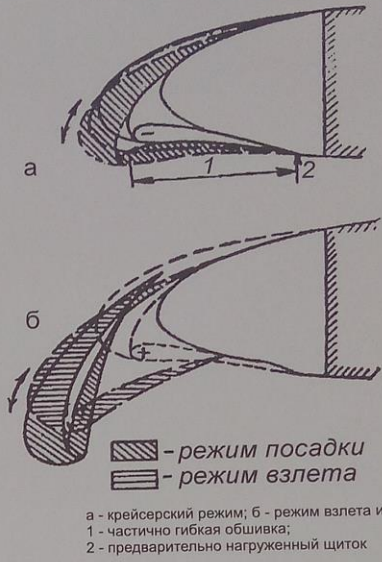
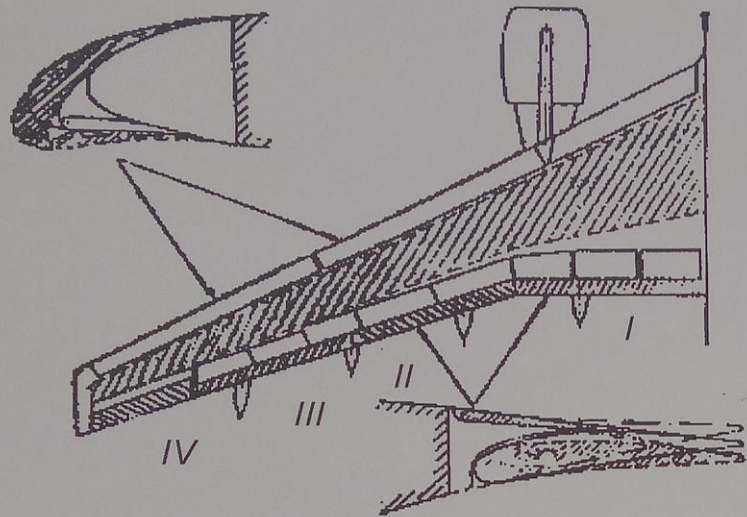
Быстрый рост цен на топливо и постоянные изменения требований к количеству пассажиров и дальности полета стимулируют исследования в области аэродинамики и проектирования перспективных самолетов, поиски конструктивных разработок, которые не только приводят к потенциальному улучшению летных характеристик, но и расширяют возможности эксплуатации новых самолетов.

Одно из возможных решений проблемы - концепция адаптивного крыла. Даже с помощью "фиксированного" изменения кривизны профиля может быть увеличено аэродинамическое качество и расширен диапазон безопасных режимов полета, ограниченный бафтингом и дивергенцией крыла.

Но гибкая обшивка, которая допускает изменение кривизны по всей хорде профиля, при современном уровне технологии не может быть изготовлена. Поэтому для создания необходимых изменений кривизны профиля используются существующие поверхности управления и механизация крыла. Разделение задней кромки крыла на четыре сегмента позволяет варьировать кривизну профиля вдоль размаха.

Концепция адаптивного крыла транспортного самолета

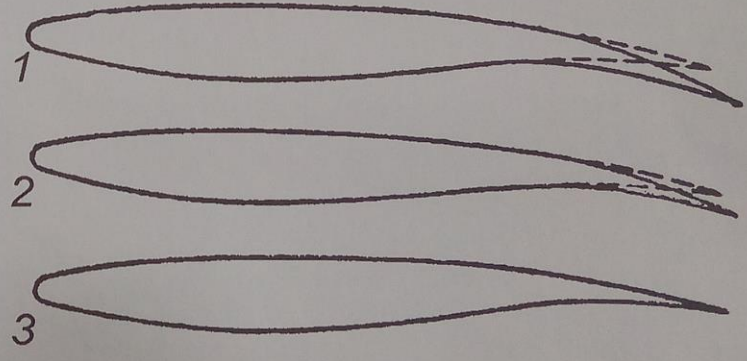
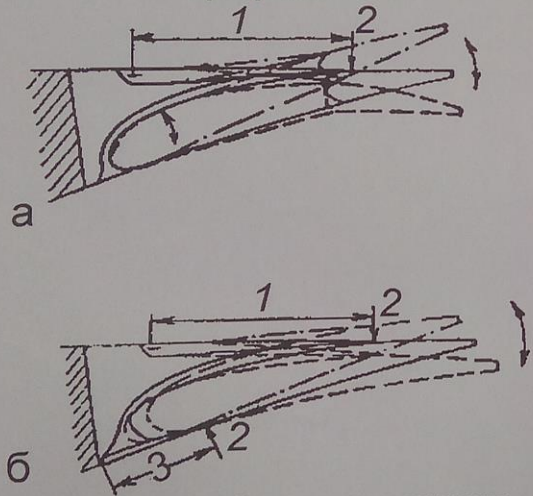
Принципиальная схема передней кромки профиля



а - крейсерский режим; б - режим взлета и посадки;
1 - частично гибкая обшивка; 2 - предварительно нагруженный щиток

Принципиальная схема задней кромки профиля

Изменение кривизны профиля крыла по мере снижения массы самолета и необходимой подъемной силы во время крейсерского полета самолета А 340



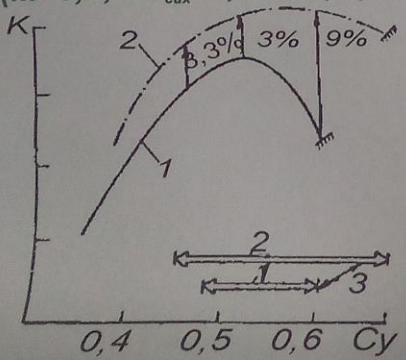
а - изменение кривизны без выпуска закрылка;
б - изменения кривизны с выпуском закрылка;
1 - частично гибкая обшивка;
2 - предварительно нагруженный щиток; 3 - гибкая обшивка

1 - начало крейсерского полета, $m_0=226т$; $C_y=0,6$;
2 - середина крейсерского полета, $m_0=193т$; (-15%); $C_y=0,5$;
3 - конец крейсерского полета, $m_0=158т$; (-30 %); $C_y=0,4$

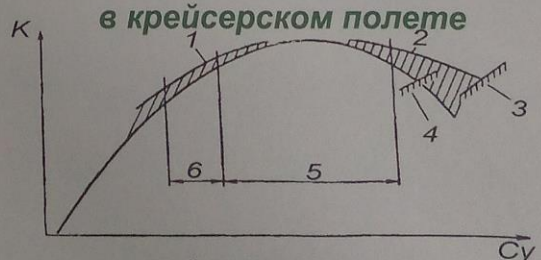
Влияние управления кривизной профиля на аэродинамическое качество

Влияние управляемой кривизны на аэродинамическое качество и коэффициенты подъемной силы в крейсерском полете

($M=0,8$; $Re_{сак}=7,22 \cdot 10^6$; центр тяжести на $0,25b_{сак}$)

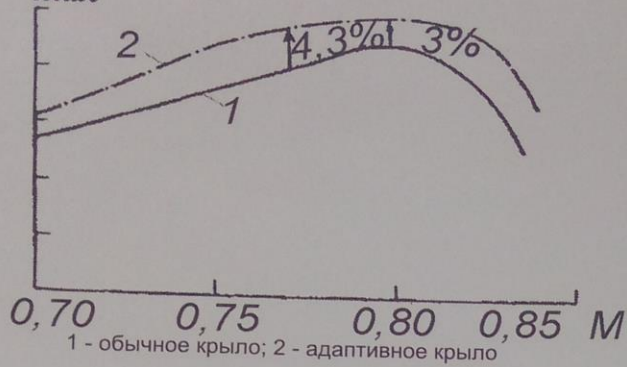


1 - типичное крыло;
2 - адаптивное крыло;
3 - диапазон крейсерских режимов полета



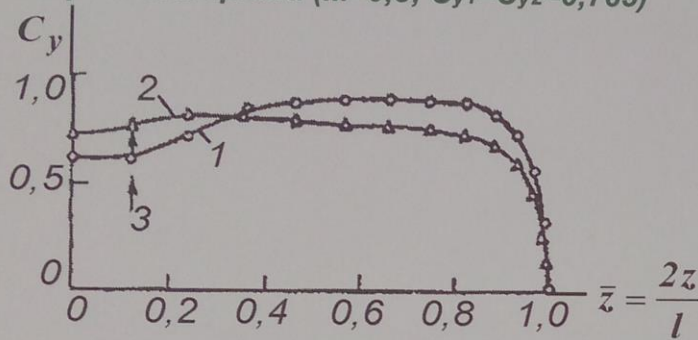
1 - улучшение характеристик крейсерского полета на малых высотах при использовании управляемой кривизны; 2 - уменьшение лобового сопротивления при больших коэффициентах подъемной силы путем управления кривизной; 3 - граница бафтинга крыла с управляемой кривизной профиля; 4 - граница бафтинга крыла с постоянной кривизной профиля; 5 - область нормального крейсерского полета; 6 - крейсерский полет на малой высоте

$M \cdot K_{max}$



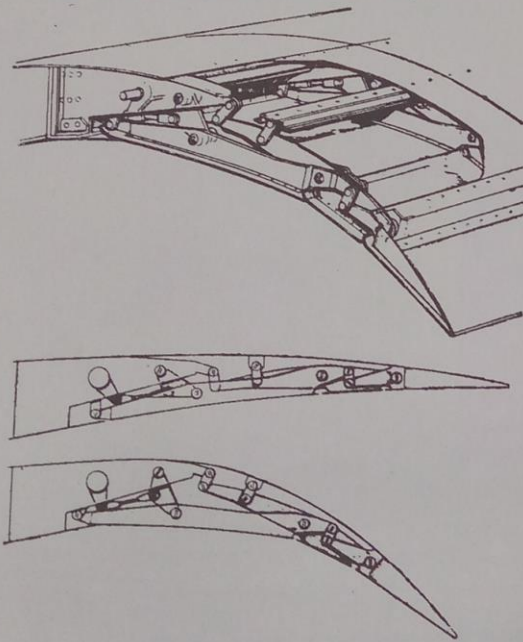
1 - обычное крыло; 2 - адаптивное крыло

Использование управления кривизной профиля для перераспределения нагрузки вдоль размаха крыла ($M=0,8$; $C_{y1}=C_{y2}=0,765$)

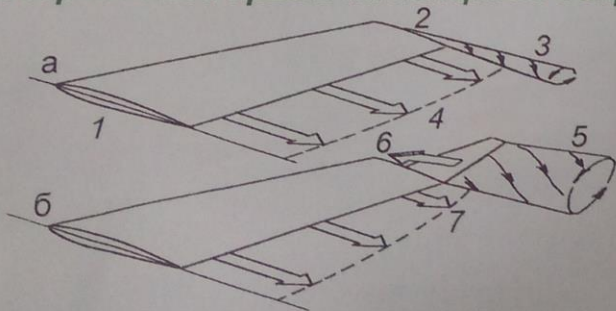


1 - обычное крыло; 2 - адаптивное крыло
3 - изменения изгибающего момента в корне крыла (-12,8%)

Схема выдвинутого закрылка

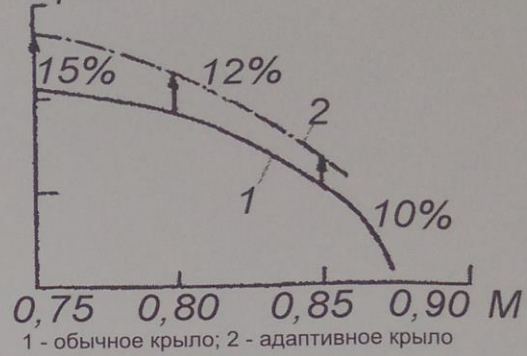


Влияние конечных вертикальных поверхностей крыла на концевой вихрь



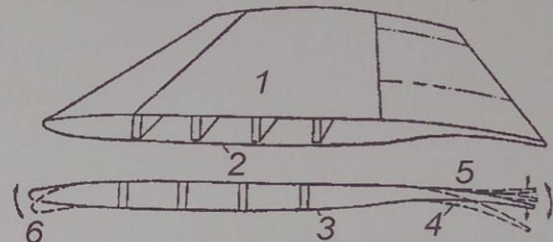
а - обычное крыло: 1 - корневое сечение крыла; 2 - концевая часть крыла; 3 - концевой вихрь с высокой скоростью вращения; 4 - индуктивное сопротивление; б - крыло с концевой поверхностью: 5 - ослабленный концевой вихрь; 6 - аэродинамическая сила концевой поверхности

Су бафт



1 - обычное крыло; 2 - адаптивное крыло

Сравнительная схема суперкритического крыла самолета ТАСТ/F111 и созданного на его основе адаптивного крыла

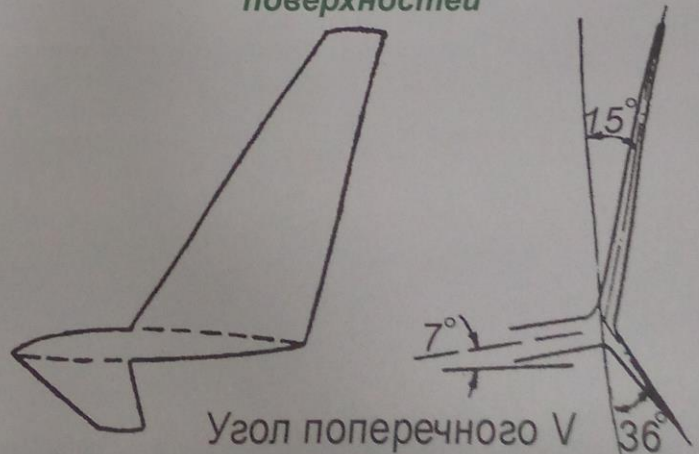


1 - сверхкритический (суперкритический) профиль; 2 - кессон крыла самолета ТАСТ/F111; 3 - усовершенствованная конструкция; 4 - положение для увеличения подъемной силы; 5 - отклонение для активного управления нагрузкой крыла; 6 - отклонение носка

Индуктивное сопротивление наряду с сопротивлением трения является основным источником лобового сопротивления пассажирского и транспортного самолетов.

Основные усилия в решении этой проблемы, без учета несомненного стремления к увеличению удлинения (так как это сопротивление обратно пропорционально удлинению) направлены на усовершенствование формы законцовок крыла. Были проведены испытания различных устройств на концах крыла, которые позволяют эффективно использовать концевой вихрь, восстанавливая его энергию или разрушая его. Разные технические решения, дающие уменьшение индуктивного сопротивления, нужно одновременно оценивать с точки зрения увеличения сопротивления трения (увеличения смоченной поверхности) и с точки зрения влияния дополнительных устройств на изгибающий момент в корневой части крыла и, как следствие, на массу конструкции.

Типичная форма конечных аэродинамических поверхностей



Угол поперечного V