

1—«средний моноплан»; $C_x = 0,448$; 2—самолет со стреловидным тандемным крылом; $C_x = 0,616$

Рис. 51. Характеристики индуктивного сопротивления модели СВВП со стреловидным тандемным крылом ($\lambda = 3,51$; $C_{x0} = 0,024$ для «среднего моноплана» и $C_{x0} = 0,028$ для стреловидного крыла)

наковый размах и не имели поперечного V. Крыло в плане было симметрично относительно поперечной оси самолета и имело оптимальную аэродинамическую крутку для минимизации коэффициента $C_{x\text{инд}}$ при расчетном значении $C_y = 0,35$. Испытания проводились для числа $M = 0,3$. В качестве характерной площади была принята площадь обоих крыльев, имеющих удлинение 3,51. При угле атаки $\alpha = 0$ значение z_t составило 0,178. Испытания проходили как на модели с обоими крыльями, так и на модели с одним крылом; были варианты, у которых концы крыльев были соединены концевыми шайбами.

На рис. 51 приведена зависимость $C_{x\text{инд}}$ от C_y для схемы тандемного стреловидного крыла и схемы «среднего моноплана». Для последнего эффективного удлинения $\lambda_{\text{эф.пр}} = 0,448$, а для тандемного крыла $\lambda_{\text{эф.пр}} = 0,616$. Такие величины $\lambda_{\text{эф.пр}}$ приемлемы для области, лежащей ниже «излома» на графиках. Отношение этих удлинений (т. е. величина параметра Мунка) составляет 1,37, а величина коэффициента Мунка $Mu_t = 1,24$. Дальнейшее снижение $C_{x\text{инд}}$ происходит за счет сдвига $C_{y\text{min}}$, величина которого увеличивается от 0,05 для «среднего моноплана» до 0,112 для самолета с тандемным крылом. Нижний излом на графике при $C_y = 0,285$, очевидно, вызван преждевременным срывом на переднем крыле. Это связано с принятым законом изменения крутки и относительно тонким профилем ($\bar{c} = 0,06$).

По результатам исследований схемы СВВП с тандемным крылом фирма Воут пришла к выводу, что в отношении $C_{x\text{инд}}$ данная схема предпочтительнее моноплана и даже лучше, чем предсказывала теория.

На основе теоретических и экспериментальных исследований фирма Воут разработала несколько проектов СВВП с тандемным крылом. На рис. 52 показана схема противолодочного СВВП, который имеет переднее крыло с небольшим поперечным V, заднее выполнено по типу «чайка». Размах крыльев одинаков. Для определения геометрических параметров самолета была использована машинная программа ASAP, разработанная фирмой Воут. Одновременно фирма провела сравнение СВВП с тандемным крылом с самолетом обычной схемы. Результаты этого сравнения даны в табл. 8.

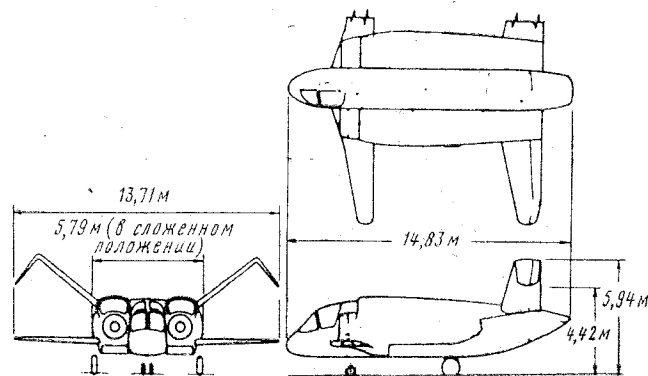


Рис. 52. Схема противолодочного СВВП с тандемным крылом фирмы Воут

Таблица 8

Расчетные характеристики	СВВП с тандемным крылом	Самолет обычной схемы
Размах крыла, м	13,72	17,92
Площадь крыла, м ²	20,1*	41,8
Площадь горизонтального оперения, м ²	25,18**	9,94
Смачиваемая поверхность $S_{\text{смач}}$, м ²	239,2	262,3
$C_{x\text{max}}/q S_{\text{смач}}$	0,00546	0,00536
Аэродинамическое качество на крейсерском режиме	13,2	12,3
Взлетный вес, кгс	19 385	19 827
Вес конструкции, кгс	4 930	4 936
Вес силовой установки, кгс	4 083***	4 168
Вес несъемного оборудования, кгс	2 992	3 076
Вес пустого, кгс	12 005	12 190
Полезная нагрузка, кгс	2 275	2 277
Вес топлива, кгс	5 105	5 360

* Переднее крыло.

** Заднее крыло.

*** За счет меньших по размерам двигателей.

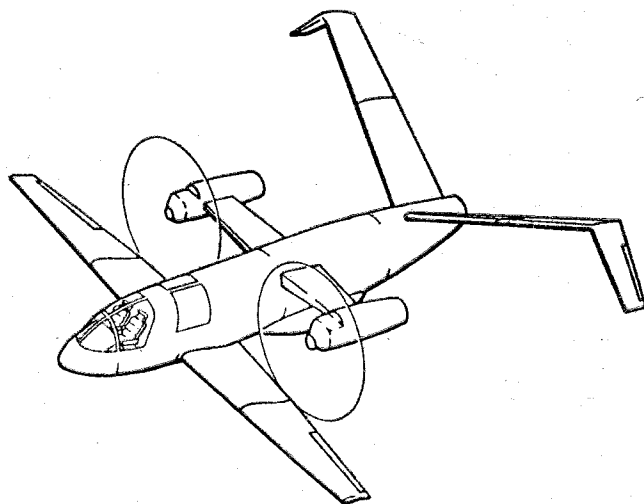


Рис. 53. Рисунок СВВП фирмы Воут с тандемным крылом и двумя поворотными винтами

Фирма разработала также СВВП с поворотными винтами и тандемным крылом, рисунок которого показан на рис. 53 [12].