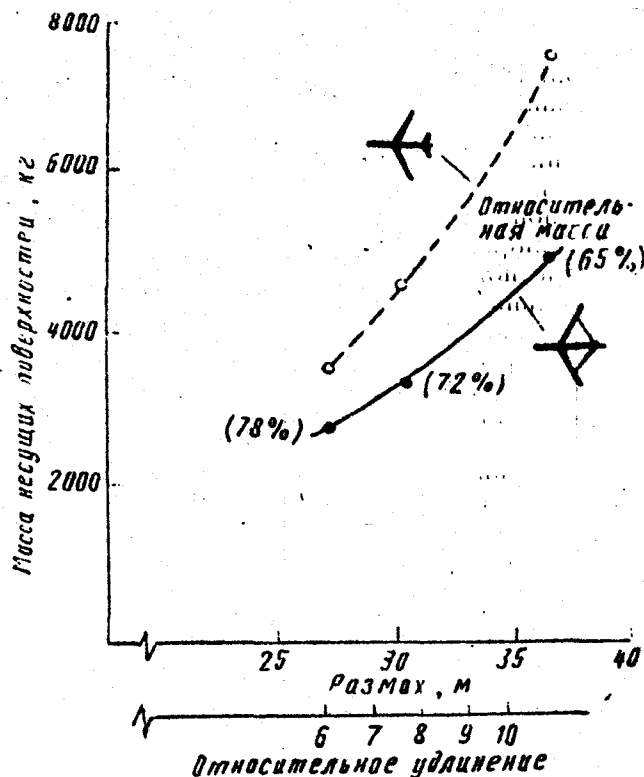


Различные исследователи проводили численные расчеты сочлененных крыльев с широким диапазоном изменения геометрических параметров с целью выявления конфигураций, дающих наибольшую экономию в массе. Так, на рис. 3 приведены результаты этих расчетов, показывающие влияние стреловидности и относительного удлинения на массу крыльев транспортного самолета. На этом рисунке сравниваются массы несущих поверхностей самолета традиционной схемы и в варианте сочленения крыльев при аэродинамической их эквивалентности, т. е. обе схемы имеют одинаковые полные проекции площади в плане, равные сужения крыла, равные величины углов стреловидности (прямая стреловидность крыла и оперения, прямая и обратная стреловидность сочлененных крыльев), равные отношения проекций передней несущей поверхности к задней. Полные расчетные воздушные нагрузки и свойства конструкционных материалов были приняты также одинаковыми в этих сравнениях, использующих идентичные методики оптимиза-



	Обычная схема		Схема с сочлененным крылом	
	Крыло (п. к)	Горизонтальное оперение (з. к)	Переднее крыло	Заднее крыло
$\frac{l_{з.к.}}{l_{п.к.}}$	0,4		0,7	
$\frac{S_{з.к.}}{S_{п.к.}}$	0,3		0,49	
$\lambda$	0,3		0,4	0,6
$\phi$ , град	3	0	10	-30
$\chi$ , град	30		30,45	-31,11

Рис. 3. Влияние относительного удлинения на массу несущих поверхностей

ции. Относительная толщина профиля всех несущих поверхностей была 12%. На рис. 3 видно, что масса сочлененного крыла составляет от 65 до 78% массы аэродинамически эквивалентной схемы «свободнонесущее крыло плюс оперение». (Это и другие приводимые в работе сравнения учитывают все неподвижные части крыла и узлы соединения крыльев. Поверхности управления не рассматриваются и принимаются равными для обеих типов крыльев). Следует заметить, однако, что углы стреловидности, измеренные по линии 1/4 хорды, не были абсолютно равными у обеих схем: у схемы с сочлененным крылом стреловидность передней и задней несущих поверхностей равнялась +30,45° и -31,14°, в то время как у схемы с традиционным расположением несущих поверхностей стреловидность крыла и горизонтального оперения составляла 30°. По мере уменьшения угла стреловидности преимущество сочлененного крыла возрастает. Видно, что в схеме с сочлененным крылом достигается большая экономия в массе при всех углах стреловидности.

Однако сочлененные крылья не всегда получаются легче аэродинамически эквивалентной традиционной конфигурации «крыло плюс горизонтальное оперение». Экономия в массе может быть только, если:

1) правильно выбраны такие геометрические параметры сочлененного крыла, как стреловидность, угол поперечного V, относительное сужение и место соединения крыла (как часть размаха);

2) оптимальна внутренняя конструкция крыла с кессоном, расположенным по сечению профиля между 5 и 75% хорды (или больше, если возможно).

Ниже приводятся рекомендации по выбору геометрических параметров для обеспечения минимальной массы.

**Влияние места соединения крыла.** При заданных размахе, полной проекции площади в плане несущих поверхностей, значении максимальной подъемной силы и при постоянных углах стреловидности и поперечного V приближение места соединения крыльев к корневому сечению переднего крыла уменьшает общую массу. Однако схема концевое соединения крыльев имеет некоторые аэродинамические преимущества (такие как более высокий коэффициент эффективности размаха, возможность использования концевых шайб, лучшие балансировочные возможности). Зависимость величины относительной массы от отношения размаха заднего крыла к переднему показана на рис. 4. Видно, что наиболее легкое сочлененное крыло получено при величине относительного размаха 0,7, т. е. конец заднего крыла соединяется с передним крылом в точке, соответствующей 70% размаха переднего крыла (относительное сужение равнялось 0,3 для свободнонесущего крыла, 0,4 и 0,6 соответственно для переднего и заднего соединенных крыльев). Видно также, что конфигурация с концевым соединением крыльев тяжелее, чем традиционная схема с таким же размахом крыла. Тем не менее концевая схема соединения крыльев также достойна внимания, так как фактор эффективности размаха  $e$  у такой схемы выше, чем у сочлененного крыла с приближенным к корню переднего крыла соединением крыльев, и выше, чем у моноплановой