

УДК 629.735.33

**Л.В. КАПИТАНОВА**

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

## **АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ БАЗОВЫХ СРЕДСТВ МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА САМОЛЕТА**

Представлен анализ существующих средств механизации передней и задней кромок крыла и приведена количественная оценка их влияния на зависимость  $C_y = f(\alpha)$  и  $C_y = f(C_x)$ .

**модификации самолета, механизация крыла, закрылки, взлетно-посадочные характеристики**

### **Введение**

Механизация играет главную роль в обеспечении требуемых аэродинамических характеристик крыла во взлетно-посадочных режимах полета самолета [1].

При разработке модификации самолета, в условиях роста взлетной массы, удельной нагрузки на крыло и снижение тяговооруженности, когда основные параметры крыла остаются неизменными, вопрос эффективности механизации стоит наиболее остро, поскольку только ее модификация может решить задачу удержания взлетно-посадочных характеристик (ВПХ) модифицированного самолета на уровне его базового варианта [2].

**Формулирование проблемы.** При сохранении основных параметров крыла вопрос удержания взлетно-посадочных характеристик модификаций на уровне базового варианта может быть осуществлен путем совершенствования средств механизации крыла, способных сохранить высокие аэродинамические свойства крыла на воздушных участках и резко снизить их при пробеге самолета по ВПП.

Таким образом, модифицированные средства механизации крыла должны решать альтернативные задачи: на воздушных участках – увеличивать энергетические возможности, а при пробеге – гасить дополнительную часть посадочной энергии модифицированного самолета.

Прежде чем приступать к разработке дополни-

тельных средств механизации, необходимо произвести оценку эффективности уже созданных конструкций, способных решать подобные задачи.

### **Решение поставленной задачи**

На крыльях современных самолетов предусмотрен ряд устройств (рис. 1) для улучшения их взлетно-посадочных и некоторых маневренных характеристик [3]. Эти устройства срабатывают во время взлета и посадки, а на крейсерских режимах полета остаются убранными. К таким устройствам относятся предкрылки, передние щитки (Крюгера), интерцепторы внутренние и внешние, закрылки. Все эти устройства, и составляют механизацию крыла.

В щелевом закрылке через профилированную щель, происходит перетекание потока с нижней поверхности. Пограничный слой верхней поверхности стабилизируется благодаря отсосу воздуха в зоне носка закрылка и огибает концевую часть основного крыла. Новый пограничный слой образуется на закрылке, что обеспечивает возможность отклонения последнего на угол до  $40^\circ$ . Характеристики закрылка чувствительны к форме щели, которая определяется кинематикой механизмов отклонения.

Двухщелевые закрылки имеют заметное превосходство перед предыдущим вариантом при больших углах отклонения, так как обеспечивают более благоприятное распределение давления на них задерживает отрыв потока.

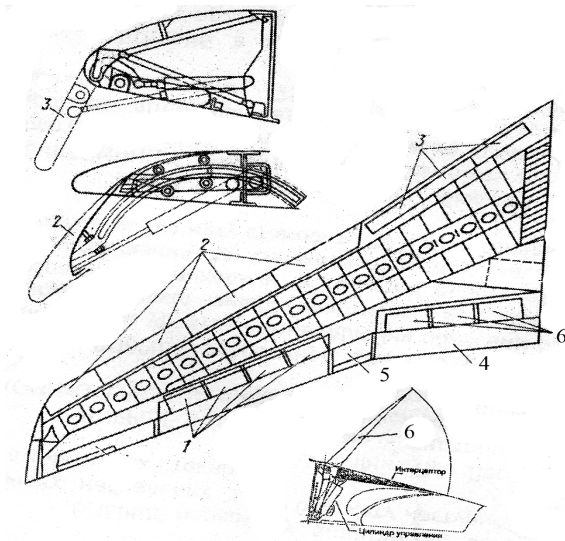


Рис. 1. Базовая механизация крыла с использованием предкрылков (2, 3), закрылков (4, 5) и крыльевых интерцепторов (1, 6)

Трехщелевые закрылки применяются на некоторых транспортных самолетах с очень высокой удельной нагрузкой на крыло. В комбинации с механизацией передней кромки такая механизация задней кромки обеспечивает почти предельно достижимые параметры для “пассивных” методов механизации крыла

В качестве эффективности средств механизации обычно оперируют величиной  $C_{y_{max}}$  достигаемой при использовании средств механизации крыла и величиной  $\Delta C_y$  – т.е. приращением коэффициента подъемной силы от использования конкретной механизации (при угле атаки крыла  $\alpha = 0^\circ$ ).

Типичные изменения зависимости  $C_y = f(\alpha)$  при использовании базовых средств механизации крыла представлены в табл. 1 и на рис. 2.

Из приведенных данных следует, что всё развитие средств механизации крыла шло по пути наращивания коэффициента  $C_{y_{max}}$ .

Здесь  $\alpha_{opt}$  – оптимальные углы отклонения;  $\Delta C_{y_{max}}$  – приращение коэффициента максимальной подъемной силы;  $\Delta C_{x_{max}}$  – приращение коэффициента сопротивления при  $\alpha_{opt}$ .

Таблица 1

Изменение аэродинамических параметров крыла при использовании базовых средств механизации

Тип механизации	$\alpha_{opt}$	$\Delta C_{y_{max}}$	$\Delta C_{x_{max}}$
Простой закрылок	40..50°	0,6..0,8	0,10..0,12
Однощелевой закрылок	35..40°	0,8..1,1	0,10..0,13
Двухщелевой закрылок	30°и55°	1,3..1,5	0,20..0,25
Выдвижной щелевой закрылок	30°	1,5..1,7	0,1
Выдвижной двухщелевой закрылок	15°и30°	2,0..2,2	0,15..0,16
Предкрылок	25..30°	0,6..0,9	0

К базовым средствам механизации относят не только предкрылки и закрылки, которые повышают  $C_{y_{max}}$  крыла, но и интерцепторы, призванные резко снизить подъемную силу.

Внешние интерцепторы (спойлеры) (рис. 1, рис. 3.) могут использоваться при увеличении сопротивления, необходимого для получения крутой траектории спуска или улучшения устойчивости при снижении с постоянным углом траектории.

Внутренние интерцепторы не отклоняются в этом случае, чтобы не вызывать искажения потока в зоне оперения. По этой причине внутренние интерцепторы применяются только на земле и называют их гасителями подъемной силы. Наибольший эффект от использования внутренних интерцепторов достигается при отклоненных закрылках в посадочной конфигурации самолета.

Интерцепторы занимают значительную часть размаха крыла и располагаются, как правило, за задним лонжероном. Как показано на рис. 1, на верхней части крыла устанавливается несколько жестких панелей, отклоняемых почти в вертикальное положение (до 60°). В результате их отклонения поток над крылом нарушается, подъемная сила резко снижается, а вертикальная нагрузка на шасси возрастает, что и увеличивает эффективность торможения.

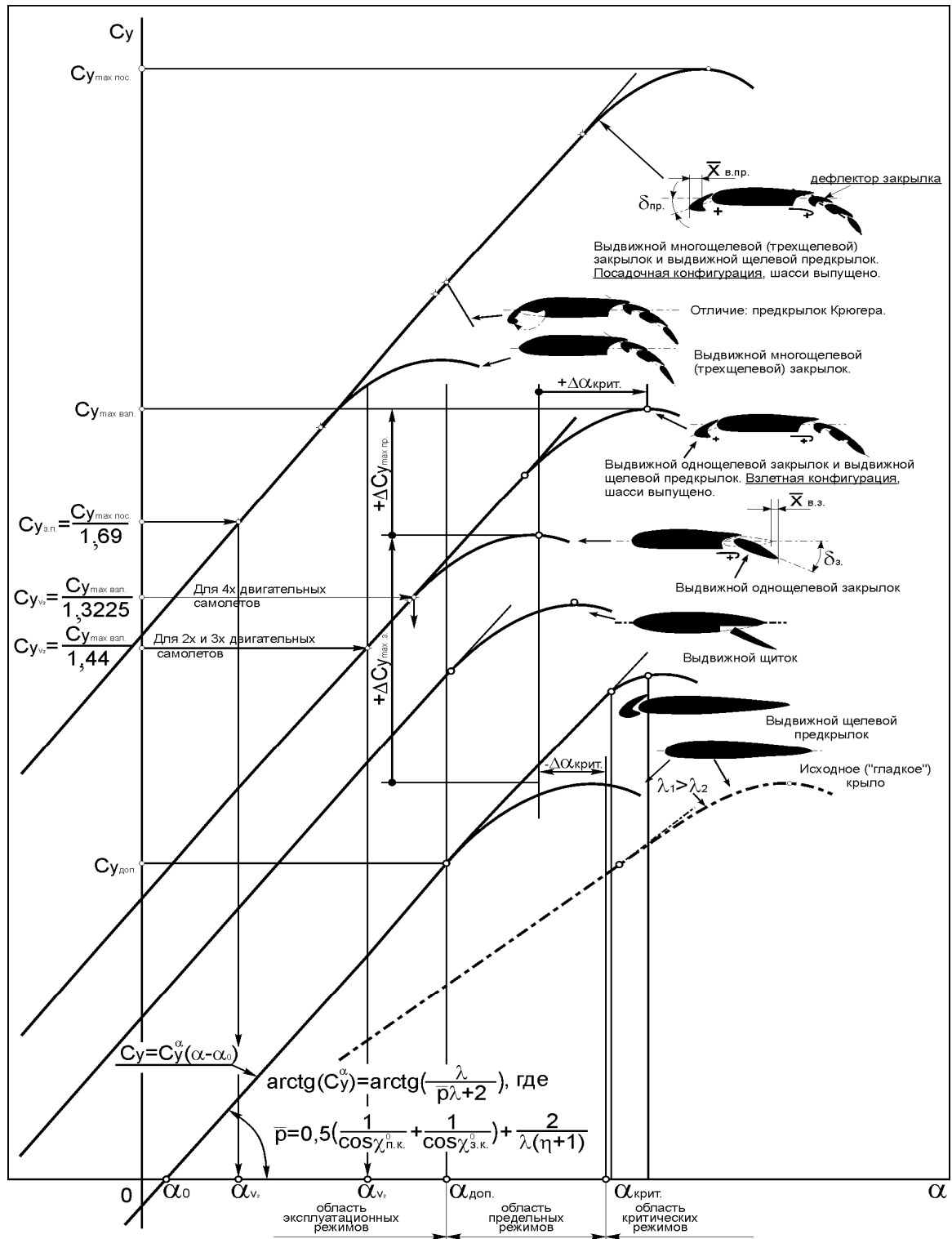


Рис. 2. Изменение зависимостей  $C_y(\alpha)$  при наличии базовой механизации крыла

Конструктивно, интерцепторы представляют собой (рис. 3) цельноповоротную панель, закрепленную с помощью специальных кронштейнов на заднем лонжероне крыла.

Наиболее общими размерами интерцепторов являются следующие:

- размах –  $l_{\text{ин}}$ ; хорда –  $b_{\text{ин}}$ ;
- положение оси вращения.

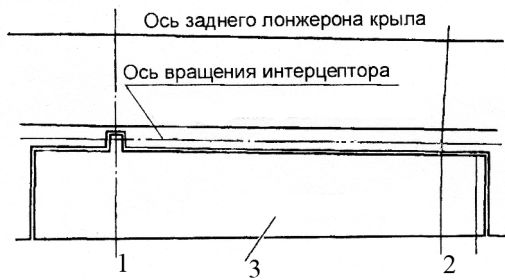


Рис. 3. Конструктивное исполнение интерцептора на крыле самолета Ан-140:

1, 2 – углы навески; 3 – панель интерцептора; 4 – законцовка

Относительные величины этих параметров для ряда пассажирских и транспортных самолетов представлены в табл. 2 и табл. 3.

Таблица 2  
Геометрические характеристики интерцепторов транспортных самолетов

Типы самолетов	Внутренние интерцепторы			Внешние интерцепторы		
	Размах в долях от полуразмаха, нач / кон	Хорда в долях от хорды крыла, нач / кон	Положение оси навески в долях от хорды крыла, нач / кон	Размах в долях от полуразмаха крыла, нач / кон	Хорда в долях от хорды крыла, нач / кон	Ось навески в долях от хорды крыла, нач / кон
LOCKHEED S-3A Vik.	0,24/0,79	0,12/0,15	0,67/0,56	нет	нет	нет
C-141B	0,15/0,41	0,09/0,12	0,85/0,80	0,43/0,66	0,10/0,13	0,83/0,83
C-5A	0,36/0,70	0,13/0,12	0,80	нет	нет	нет
B. YC-14	нет	нет	нет	0,53/0,78	0,16	0,74/0,64
MDD KC10A	0,17/0,30	0,05/0,06	0,78/0,74	0,43/0,72	0,11/0,16	0,75/0,70
Ил-76Т	0,17/0,71	0,10/0,13	0,80/0,69	нет	нет	нет
D/B Atl.2	0,37/0,65	0,06/0,08	0,74/0,68	нет	нет	нет
Aer.G222	0,48/0,70	0,07/0,08	0,70/0,66	нет	нет	нет

Как видим, ось навески интерцепторов находится в среднем на (0,72...0,73) хорды крыла, а сами интерцепторы при относительной хорде 0,1...0,14, занимает значительную долю размаха крыла (до 0,15 l/2).

Таблица 3  
Геометрические параметры интерцепторов пассажирских самолетов

Типы самолетов	Внутренние интерцепторы			Внешние интерцепторы		
	Размах в долях от полуразмаха крыла нач/кон	Хорда в долях от хорды крыла нач/кон	Ось навески в долях от хорды крыла нач/кон	Размах в долях от полуразмаха крыла нач/кон	Хорда в долях от хорды крыла нач/кон	Ось навески в долях от хорды крыла нач/кон
BOEING						
727-200	0,14/0,37	0,09/0,14	0,79/0,69	0,48/0,72	0,16/0,20	0,65/0,63
737-200	0,40/0,66	0,14/0,18	0,66/0,67	нет	нет	нет
737-300	0,38/0,64	0,14	0,64/0,70	нет	нет	нет
747-200B	0,46/0,67	0,12/0,16	0,71	нет	нет	нет
747-SP	0,46/0,67	0,12/0,16	0,71	нет	нет	нет
757-200	0,41/0,74	0,12/0,13	0,73/0,69	нет	нет	нет
767-200	0,16/0,31	0,09/0,11	0,85/0,78	0,44/0,67	0,12/0,17	0,74/0,71
DC-9 S80	0,35/0,60	0,10/0,08	0,69/0,65	нет	нет	нет
DC-9-50	0,35/0,60	0,10/0,08	0,69/0,65	нет	нет	нет
DC-10-30	0,17/0,30	0,05/0,06	0,78/0,74	0,43/0,72	0,11/0,16	0,75/0,70
A300-B4	0,57/0,79	0,16/0,22	0,73/0,72	нет	нет	нет
A310	0,62/0,83	0,16/0,22	0,69/0,66	нет	нет	нет
Lockheed L1011-50	0,13/0,39	0,08/0,12	0,82/0,73	0,50/0,74	0,14/0,14	0,67/0,67
British Aerospace 146-200	0,14/0,70	0,22/0,27	0,76/0,68	нет	нет	нет
Ty-154	0,43/0,70	0,14/0,20	0,62/0,60	нет	нет	нет

Эффективность интерцепторов определяется величиной изменения характеристики  $C_y = f(\alpha)$  и параметров поляры самолета  $C_y = f(C_x)$ .

При этом следует отметить, что в тех случаях, когда эффективность интерцепторов оценивается во взлетно-посадочных режимах (а не в режимах управления), падение подъемной силы, вызванное их отклонением, определяется по суммарному эффекту с участием других средств механизации: предкрылков и закрылков.

Такие данные для среднемагистрального самолета со стреловидным крылом представлены на рис. 4.

Как и следовало ожидать, использование интерцепторов ведет как к снижению  $C_y$ , так и к увеличению  $C_x$ , что и позволяет решать альтернативную задачу снижения подъемной силы и увеличения си-

лы аэродинамического сопротивления на участке парашютирования и пробега самолета, когда закрылки и предкрылки находятся в посадочной конфигурации.

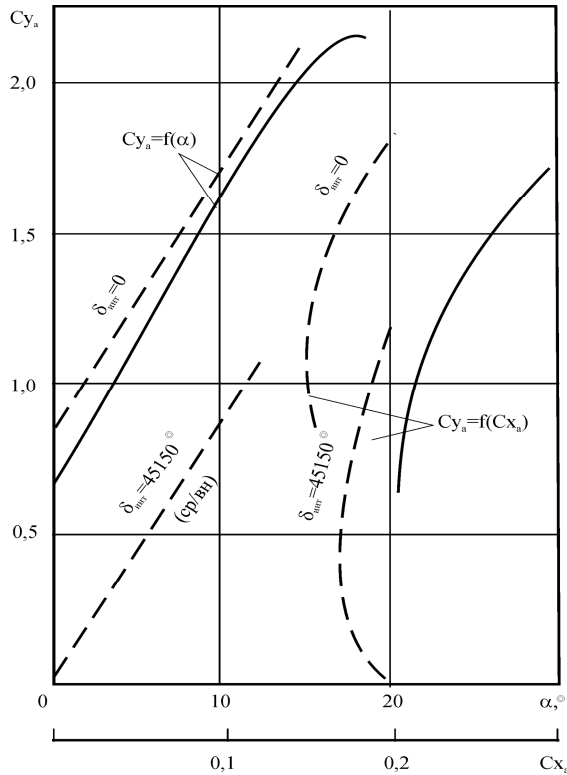


Рис. 4. Влияние крыльевых интерцепторов на изменение зависимостей  $C_y(\alpha)$  и  $C_y=f(C_x)$  самолета Ту-154Б ( $\delta_{инт.}=45$ , предкрылки и шасси выпущены): — без учета влияния земли; - - - с учетом влияния земли

Опыт показывает, что это наиболее эффективная конфигурация для применения интерцепторов.

Таким образом, интерцептор, как средство механизации крыла наиболее полно отвечает условию резкого и существенного снижения величины  $C_{y\text{ проб}}$  и  $K_{\text{проб}}$  на отрезках посадочной дистанции (парашютирование, нетормозной пробег, тормозной пробег), которые у модифицированных самолетов должны быть сокращены вследствие увеличения удельной нагрузки на крыло.

## Заключение

Анализ эффективности базовых средств механизации крыла показал:

1. При использовании закрылков в сочетании с предкрылками, при разработке модификации самолета может быть достигнуто приращение коэффициента подъемной силы до  $C_y \approx 2,0 \dots 2,2$  и коэффициента сопротивления  $\Delta C_x \approx 2,0 \dots 2,5$ .

2. Применение крыльевых интерцепторов может привести к снижению коэффициента подъемной силы на 60...65% и повышению сопротивления на 30...50%.

3. Применение базовых средств механизации в ряде случаев не обеспечивает требуемые ВПХ у ряда модификаций (при неизменных параметрах крыла), что требует разработки и применения дополнительных устройств, в частности щелевых интерцепторов, способных существенно снизить аэродинамическое качество крыла на пробеге при посадке.

## Литература

1. Расчет взлетно-посадочных характеристик самолета // РДК. – 1963. – Т.1, кн. 2, Вып. 3. – 234 с.
2. Борисов А.И. Метод оценки взлетных характеристик самолета с помощью статистических характеристик // Самолетостроение. Техника воздушного флота. – 1993. – Вып. 23. – С. 16-24.
3. Торенбик Э. Проектирование дозвуковых самолетов. – М.: Машиностроение, 1983. – 647 с.
4. Кюхеман Д. Аэродинамическое проектирование самолетов. – М.: Машиностроение, 1983. – 656 с.

Поступила в редакцию 30.05.2006

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. В.Н. Кобрин, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.