

## КЛАССИФИКАЦИЯ МЕТОДОВ ПОВЫШЕНИЯ МАНЕВРЕННОСТИ АВИАЦИОННОГО ВООРУЖЕНИЯ

В настоящее время тенденции развития авиационного вооружения класса «Воздух-Воздух» включают в себя повышение маневренности, а также увеличение дальности полёта летательных аппаратов (ЛА) этого класса. Это обусловлено желанием расширить гарантированные зоны возможных пусков [1].

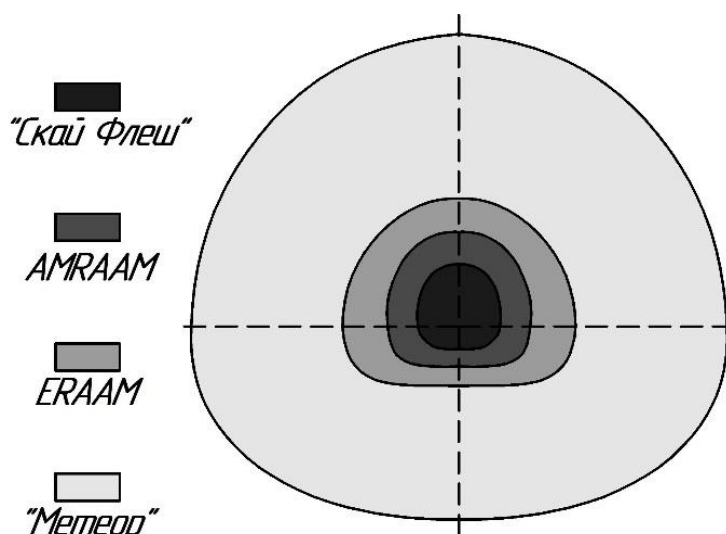


Рисунок 1 – Нарастание гарантированных зон возможных пусков в процессе развития ракет

Для увеличения дальности полёта необходимо применять большее количество топлива. Это ведёт к трудностям обеспечения допустимой разбежки центров масс (не допускается более 8%). Большой разброс положений центра масс может увеличить запас продольной статической устойчивости после выгорания топлива и, как следствие, ухудшить маневренность.

Для определения рациональных методов повышения маневренности при одновременном увеличении дальности пуска проведён обзор и разработана классификация методов повышения маневренности ЛА. Классификация проводилась по следующим признакам: принцип создания управляющих сил и моментов, агрегат, задействованный в повышении маневренности, способ усовершенствования агрегата, фактор, влияющий на повышение маневренности.

Маневренность – это возможная быстрота изменения скорости ЛА по величине и направлению. Маневренность ЛА характеризуется его располагаемой перегрузкой, скоростью изменения угла наклона траектории, минимальным радиусом разворота.

На ЛА в полете действуют следующие силы: сила тяги двигателя  $P$ , сила веса  $mg$  и аэродинамическая сила (ее проекции на оси скоростной системы координат  $Y_a$  и  $X_a$ ). Найдём суммы проекций поверхностных сил на оси скоростной системы координат в вертикальной плоскости

$$N_x = P \cdot \cos \alpha - X_a; \quad (1)$$

$$N_y = P \cdot \sin \alpha + Y_a. \quad (2)$$

С помощью  $N_x$  можно изменять скорость полёта по величине. Управление направлением скорости полёта осуществляет  $N_y$ . В дальнейшем нас будет интересовать в качестве управляющей силы только  $N_y$  и её аналог в горизонтальной плоскости  $N_z$ .

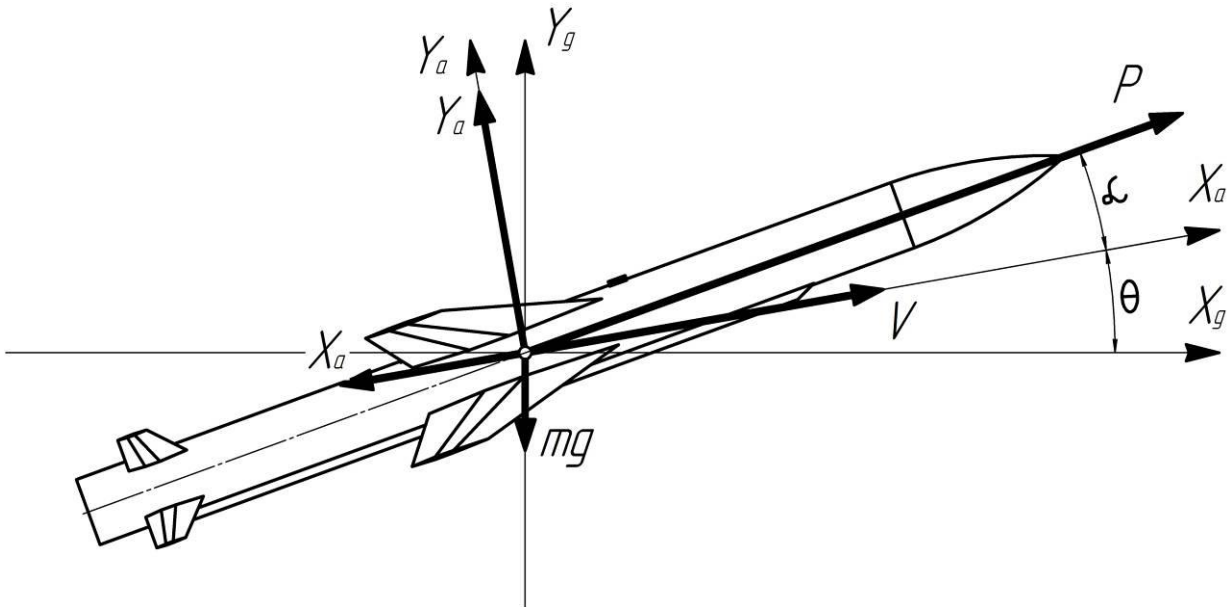


Рисунок 2 – Силы, действующие на летательный аппарат в полете

Так как возможная быстрота изменения скорости ЛА по направлению характеризуется располагаемой поперечной перегрузкой  $n_{y \max}$ , то необходимо проанализировать формулу для определения этой перегрузки

$$n_{y \max} = \frac{1}{m \cdot g} \left( \frac{m_z^\alpha \cdot \alpha_{\max} \cdot q \cdot S}{(\bar{x}_m - \bar{x}_{f\alpha})} + P \cdot \sin(\alpha_{\max} + \gamma) \right), \quad (3)$$

где  $m_y^\alpha$  - производная коэффициента момента тангажа ЛА по углу атаки;  $\alpha_{\max}$  - максимальный угол атаки ЛА;  $q$  - скоростной напор;  $S$  - характерная площадь;  $(\bar{x}_m - \bar{x}_{f\alpha})$  - запас продольной статической устойчивости;

$P$  - тяга двигателя;  $\gamma$  - угол между вектором тяги двигателя и осью ЛА;  $m$  - масса ЛА;  $g$  - ускорение свободного падения.

На основе анализа формулы (3) можно сделать выводы, что увеличение маневренности может быть достигнуто:

- путём увеличения  $m_z^\alpha$ ,  $\alpha_{max}$ ,  $S$ ,  $\gamma$ ,  $P$ ;
- при уменьшении запаса продольной статической устойчивости.

По принципу создания управляющих сил и моментов методы повышения маневренности разделяют на аэродинамические, газодинамические и центровочные.

В газодинамических методах повышения маневренности задействована двигательная установка. Она может быть расположена под углом  $\gamma$  к оси  $x$  ЛА, что приведёт к увеличению располагаемой перегрузки (формула (3)). Также двигательная установка может иметь газодинамические органы управления, которые при малой эффективности аэродинамических рулей позволяют получать большие балансировочные углы атаки и обеспечивают стабилизацию ЛА, что даёт возможность уменьшить запас продольной статической устойчивости.

Существуют следующие основные газодинамические органы управления. (рис. 3) [2]:

- газовые рули;
- поворотный насадок;
- выдвигной и поворотный насадки;
- поворотное сопло;
- поворотная камера сгорания;
- дополнительные сопла.

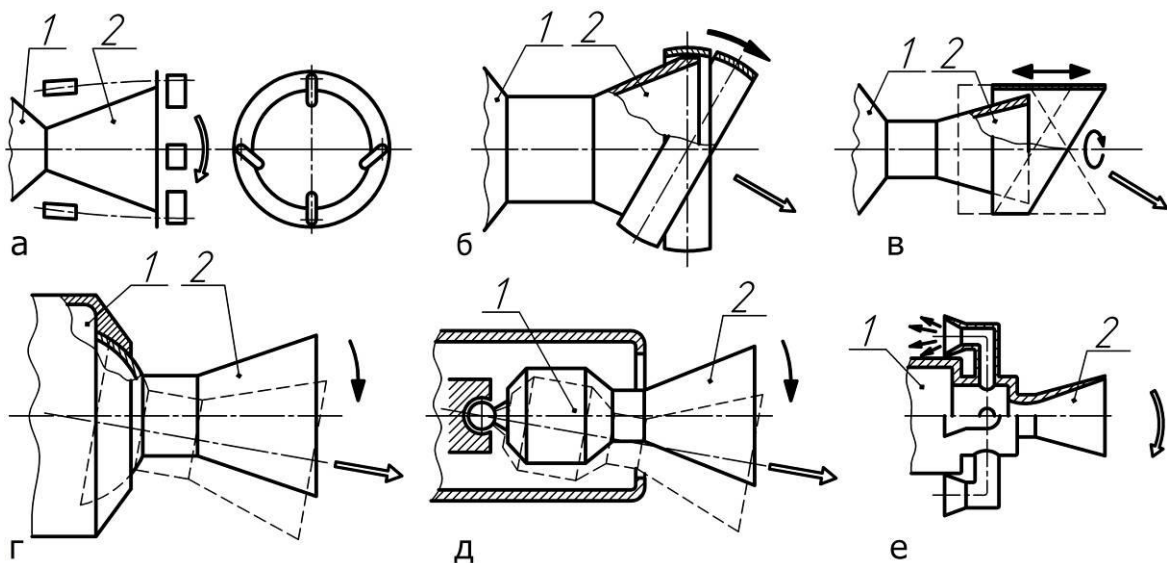


Рисунок 3 – Газодинамические органы управления:

- а – газовые рули; б – поворотный насадок; в – выдвигной и поворотный насадки; г – поворотное сопло; д – поворотная камера сгорания; е – дополнительные сопла

Рассмотрим подробнее некоторые газодинамические органы управления ЛА.

Газовые рули – это профилированные пластины, установленные в струе реактивного двигателя. Их эффективность линейно зависит от угла отклонения руля примерно до  $20^\circ$ . Достоинством газовых рулей является то, что они создают управляющие моменты по трём каналам управления (по крену в случае их дифференциального отклонения). К недостаткам можно отнести потерю тяги на 1,5...2%, большие шарнирные моменты, работу при высоких температурах (постоянно находятся в газовой струе двигателя) [3].

Поворотный насадок (дефлектор) – представляет собой кольцо, расположенное вокруг соплового среза. Дефлектор имеет возможность отклоняться относительно одной или двух взаимно перпендикулярных осей. В нейтральном положении дефлектор находится вне струи реактивного двигателя. При необходимости создания управляющего момента дефлектор вводится в реактивную струю, вызывая скачок уплотнения, за которым создаётся зона повышенного давления, изменяющая направление вектора тяги. Недостатки дефлектора: управляющий момент нелинейно зависит от отклонения насадка; невозможность создания момента по каналу крена (при одном сопле); меньшая эффективность в сравнении с газовыми рулями. Достоинства: сравнительно небольшие шарнирные моменты; незначительное обгорание конструкции, так как кольцо не постоянно находится в газовой струе; надёжность и сравнительно простая конструкция [3].

Поворотное сопло за счёт своего отклонения позволяет изменять направление вектора тяги. Основной проблемой поворотного сопла является создание конструкции подвижного соединения, работающего в условиях высоких температур [3].

Общим недостатком всех газодинамических органов управления, изображённых на рис. 3, является невозможность создания момента по каналу крена (за исключением газовых рулей) при наличии одного сопла. Также газодинамические методы не позволяют создавать управляющие моменты на пассивном участке полёта.

В аэродинамических методах повышения маневренности задействованы все аэродинамические поверхности. Рассмотрим подробнее некоторые усовершенствования аэродинамических поверхностей.

Крыло может иметь следующие усовершенствования: увеличение площади по сравнению с исходной, обратная стреловидность, шайбы, крутка, наплывы, гребни, х-образное и +-образное расположение консолей, изменяемая геометрия и т. д.

Увеличение площади крыла в сравнении с исходной ведёт к увеличению подъёмной силы крыла и, как следствие, к увеличению управляющей силы.



Рисунок 4 – Самолёт с крылом обратной стреловидности

Обратная стреловидность (рис. 4) даёт возможность повысить маневренность следующим образом. При сверхкритическом обтекании крыла обратной стреловидности (КОС) фронт скачка уплотнения, замыкающий местную сверхзвуковую зону в средней части крыла, располагается примерно вдоль линий равных процентов хорд крыла. Если спрофилировать КОС так, чтобы замыкающий скачок располагался в задней части крыла, где линии равных процентов хорд имеют наибольшую стреловидность, то при заданном числе  $M$  КОС может быть выполнено с меньшим по модулю углом стреловидности по передней кромке, чем крыло прямой стреловидности. Это приведёт к повышению несущих свойств и аэродинамического качества крыла [4].

Шайбы – представляют собой круглые или эллиптические пластины, установленные вертикально на концах крыла. Наличие шайб ослабляет выравнивание давления в концевых сечениях крыла, обусловленное перетеканием воздуха с нижней поверхности крыла на верхнюю. Установка шайб приводит к увеличению перепада давлений, а следовательно, увеличению подъёмной силы в концевых сечениях крыла и уменьшению индуктивного сопротивления [4].

Крутка крыла – угловое отклонение местных хорд крыла от его базовой плоскости и (или) изменение кривизны профилей крыла по его размаху. Применение крутки крыла позволяет повысить степень реализации подсосывающей силы и получить распределение аэродинамической нагрузки по размаху крыла, близкое к эллиптическому, при котором индуктивное сопротивление минимально. При сверхзвуковых скоростях полёта наряду с индуктивным появляется волновое сопротивление, которое может быть уменьшено применением соответствующей крутки крыла. Таким образом, применение крутки крыла даёт возможность повысить аэродинамическое качество крыла, то есть получать большую подъёмную силу при меньшем аэродинамическом сопротивлении [4].



Рисунок 5 – Образование вихрей на передних кромках наплыва

Наплыв крыла (передний) – представляет собой, по существу, треугольное крыло очень малого удлинения, расположенное непосредственно перед исходным крылом, в общем случае форма наплыва может быть произвольной. Крыло сложной формы в плане с передним наплывом обладает рядом аэродинамических особенностей. При дозвуковых скоростях полёта добавление наплыва практически не изменяет размерных несущих свойств исходного крыла при малых углах атаки, но приводит к усилению нелинейного прироста подъёмной силы при дальнейшем увеличении угла атаки и к значительному возрастанию критического угла атаки и максимального коэффициента подъёмной силы. Увеличение несущих свойств крыла на больших углах атаки при наличии переднего наплыва улучшает маневренность летательного аппарата. Это обусловлено отрывным поперечным обтеканием передних кромок наплыва и образованием интенсивных устойчивых вихревых систем (рис. 5), которые индуцируют большие дополнительные разрежения на верхней поверхности крыла [5].



Рисунок 6 – Самолёт с аэродинамическими гребнями на крыле

Аэродинамические гребни крыла (рис. 6) – вертикальные пластины, как правило, размещаются в верхней части крыла параллельно потоку. Гребни разбивают стреловидное крыло на участки, в границах которых увеличивается толщина пограничного слоя [2]. Таким образом, они препятствуют увеличению толщины пограничного слоя в концевой части крыла, что ведёт к улучшению срывных характеристик. Это даёт возможность расширить диапазон допустимых углов атаки и повысить маневренность.

Крыло изменяемой геометрии (рис. 7, б) позволяет в какой-то мере приблизиться к "оптимальной" аэродинамической компоновке. В зависимости от режима полёта консоли крыла 1, поворачиваясь относительно шарниров 2, устанавливаются таким образом, что обеспечивается полет ЛА с аэродинамическими характеристиками, приближающимися к наиболее рациональным во всем диапазоне скоростей (чисел  $M$ ) полёта. Аэродинамические характеристики ЛА с крылом изменяемой геометрии как бы огибают кривые зависимостей максимального аэродинамического качества от числа  $M$  (рис. 7, а) [6]. Таким образом, крыло эффективнее используется для создания управляющей силы, что даёт возможность повысить маневренность ЛА.

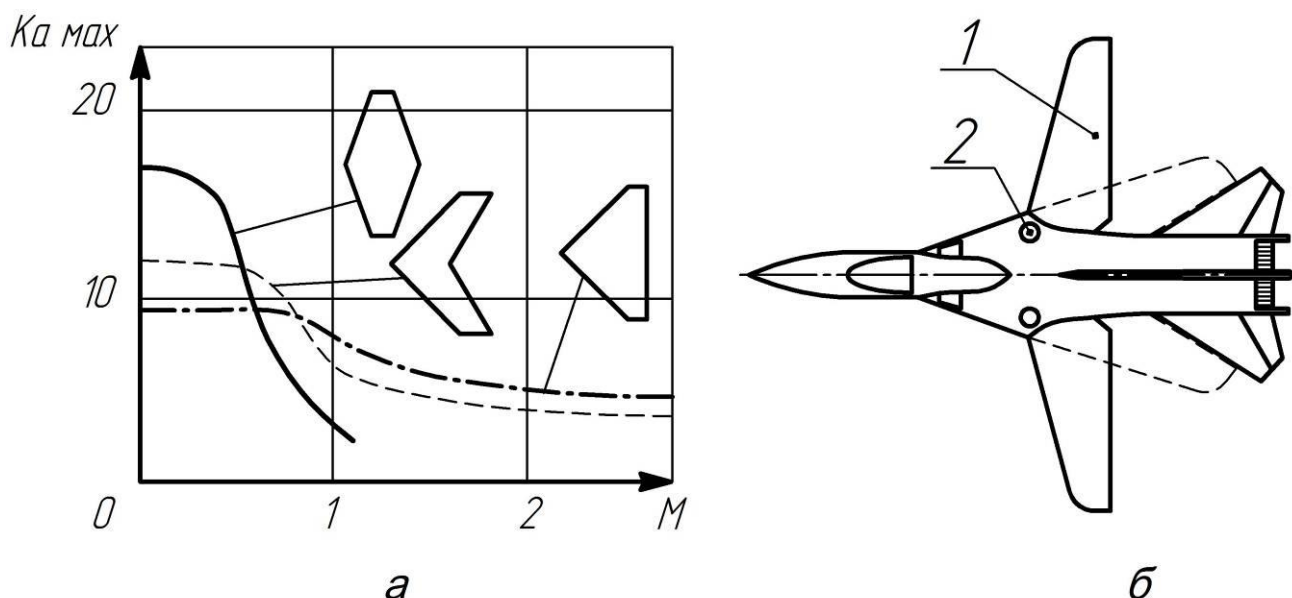


Рисунок 7– Крылья изменяемой стреловидности:

а – зависимость аэродинамического качества от формы крыла в плане;

б – летательный аппарат с крылом изменяемой геометрии:

1 – крыло изменяемой геометрии; 2 – шарнир

x-образное и +-образное расположение консолей крыльев (рис. 8) повышает маневренность за счёт того, что на ЛА могут действовать одинаковые по величине управляющие силы как в вертикальной, так и в горизонтальной плоскостях и при этом ЛА не должен отклоняться по крену.



Рисунок 8 – Летательный аппарат с х-образным расположением консолей крыльев и рулей

Оперение имеет ряд аналогичных крылу усовершенствований: передняя кромка двойной стреловидности (аналог переднего наплыва крыла), концевые шайбы, х-образное и +-образное расположение консолей. Кроме того, оперение имеет характерные только для него усовершенствования: предрулевой стабилизатор, оперение, вращающееся относительно оси  $x$  ЛА или оси, которая параллельна оси  $x$  ЛА.

При использовании предрулевых стабилизаторов (рис. 9), плоскости которых совпадают с соответствующими плоскостями аэродинамических рулей, происходит улучшение маневренных свойств ЛА, особенно на дозвуковых и околозвуковых скоростях полёта без существенного изменения аэродинамической компоновки ЛА за счёт расширения диапазона балансировочных углов атаки ракеты (при отсутствии срыва потока на крыле) и диапазона располагаемых перегрузок в сторону их увеличения [7].

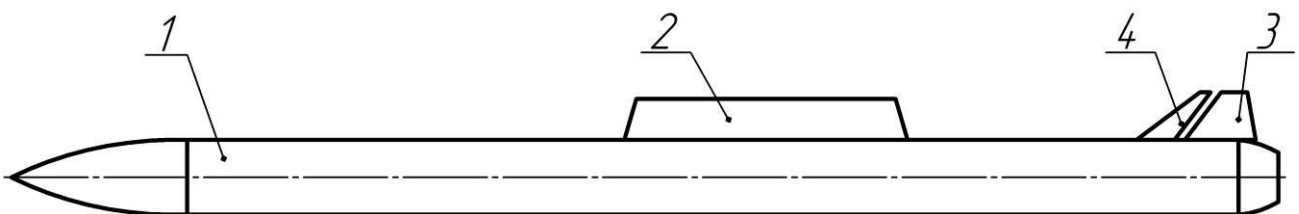


Рисунок 9 – Летательный аппарат с предрулевым стабилизатором:  
1 – корпус, 2 – крыло, 3 – руль, 4 – предрулевой стабилизатор [7]



Вращающееся относительно оси параллельной оси  $x$  ЛА оперение описано в патенте [8]. Технической задачей изобретения, применённого на маневренном самолёте, является увеличение эффективности органов управления по тангажу, рысканью и крену для повышения маневренности с сохранением устойчивого полёта. Самолёт снабжён оболочкой 1, установленной на фюзеляже перед крылом с возможностью вращения вокруг оси, параллельной оси  $x$  самолёта. Консоли переднего оперения выполнены с элеронами 3 на задней кромке и установлены на наружной поверхности оболочки 1. Они имеют симметричный профиль и закреплены снаружи оболочки. В фюзеляже расположен многодвигательный электрический привод, который предназначен для вращения оболочки 1. При необходимости выполнения манёвров с плавным изменением направления полёта консоли 2 переднего оперения расположены горизонтально. Для выполнения манёвра с крутым изменением направления полёта оболочка 1 с консолями 2 переднего оперения поворачивается, чтобы консоли переднего оперения заняли некоторое положение, отличное от горизонтального. Наиболее крутое изменение направления полёта вправо или влево возможно путём отклонения элеронов 3 после поворота консолей 2 на угол 90 градусов.

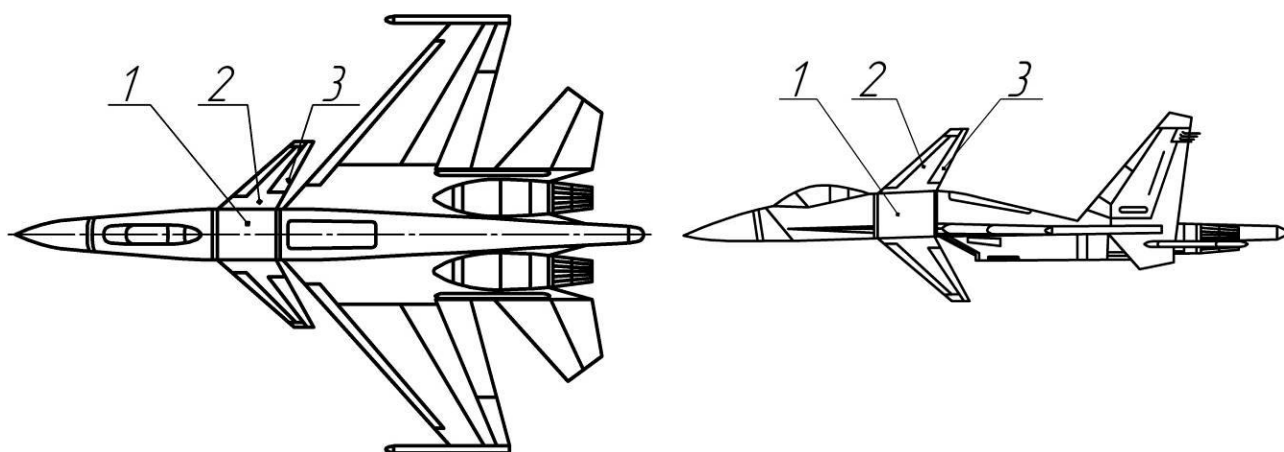


Рисунок 10 – Самолёт с передним оперением, вращающимся относительно оси, параллельной оси  $x$  самолёта:  
1 – оболочка, 2 – переднее оперение, 3 – элерон [8]

Такие аэродинамические поверхности, как дестабилизаторы, имеют следующие усовершенствования: изменяемая геометрия, возможность перемещения вдоль корпуса ЛА.

Дестабилизатор с изменяемой геометрией описан в [9]. Возможность плавного выдвижения консолей дестабилизатора обеспечивает плавную коррекцию положения аэродинамического фокуса ЛА. Повышение маневренности при использовании такого дестабилизатора происходит благодаря обеспечению желаемого запаса продольной статической устойчивости в процессе полёта и увеличению подъёмной силы ЛА за счёт наличия дополнительных консолей (дестабилизатора).



Рисунок 11 – Летательный аппарат с дестабилизатором  
(первые от носика – консоли дестабилизатора)

Дестабилизатор с возможностью перемещения вдоль продольной оси ЛА описан в [10]. Такой дестабилизатор, так же как и выдвижной, имеет возможность плавной коррекции фокуса ЛА. Его отличие состоит в том, что он имеет постоянную геометрию.

Примером применения для повышения маневренности вихрегенераторов можно считать ЛА IRIS-T [11].

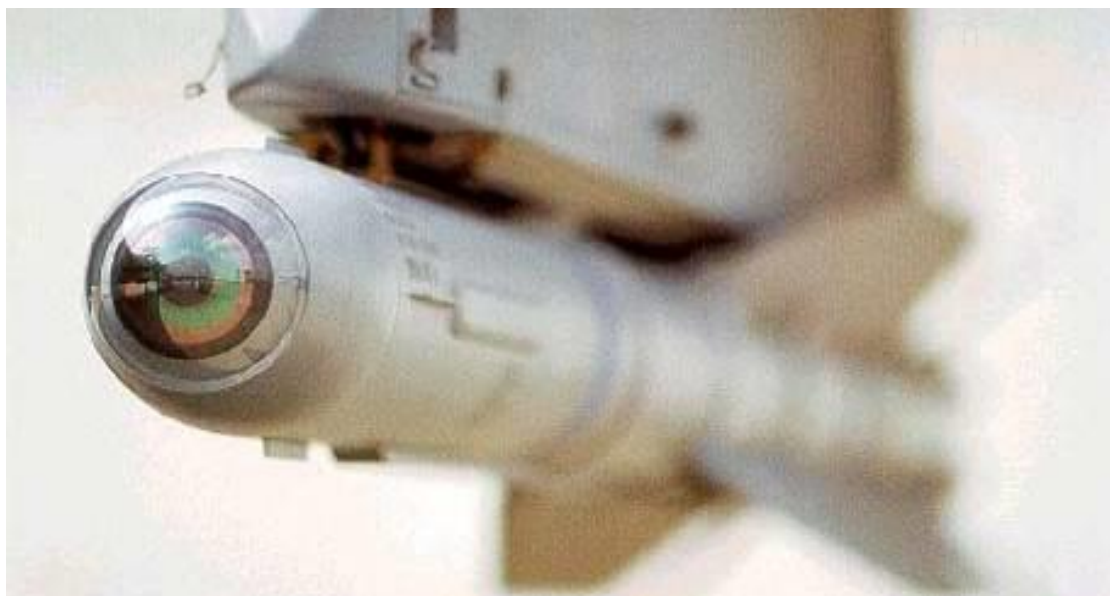


Рисунок 12 – Летательный аппарат IRIS-T

В разработанной классификации (рис. 13) выделены отдельно центровочные методы повышения маневренности. Суть этих методов заключается в уменьшении смещения центра масс ЛА из-за выгорания топлива. Это обеспечивает оптимальный запас продольной статической устойчивости в полете.

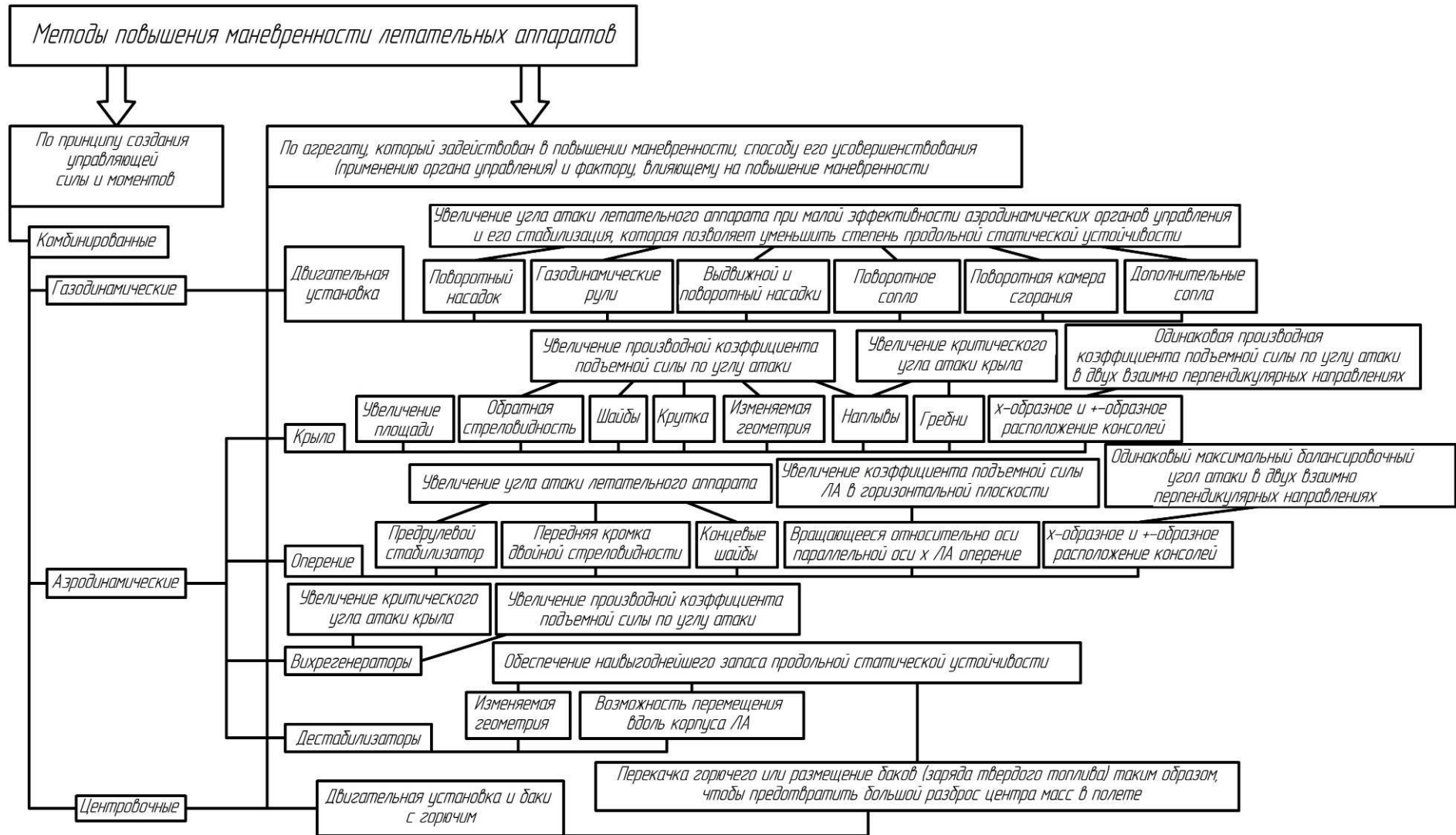


Рисунок 13 – Классификация методов повышения маневренности

## Выводы

В ходе проведения исследования установлено, что на сегодняшний день существует большое количество методов повышения маневренности летательных аппаратов. Все рассмотренные методы имеют как преимущества, так и недостатки. В работе разработана классификация методов повышения маневренности и проведен анализ их качественных характеристик. Разработанная классификация даёт возможность выделить преимущества и недостатки отдельных методов и их комбинаций, что позволяет определять наиболее приемлемый метод или комбинацию методов для различных ЛА в зависимости от требований, предъявляемых к ним.

## Список использованных источников

1. Состояние и перспективы развития оружия класса "воздух - воздух" для самолетов 5-го поколения / Е.А. Федосов, А.Н. Давыдов, Л.Г. Черных и др. – М.: Гос. науч.-исслед. ин-т авиац. систем (ФГУП "ГосНИИАС"), 2004. – 92 с.
2. Кривцов В.С. Инженерные основы функционирования и общее устройство аэрокосмической техники Ч. 2 / В.С. Кривцов, Я.С. Карпов, М.Н. Федотов. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2002. – 722 с.
3. Голубев И.С. Проектирование конструкций летательных аппаратов / И.С. Голубев, А.В. Самарин. - М.: Машиностроение, 1991. – 512 с.
4. Свищев Г.П. Авиация / Г.П. Свищев. – М.: Большая российская энциклопедия, 1994. – 736 с.
5. Территория хобби [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://glossary.hobbyarea.ru/1.8/index.php/term/1,1178.xhtml>, название с экрана.
6. Теоретические и инженерные основы аэрокосмической техники [Электронный ресурс]. – Режим доступа: [http://old.as-club.ru/kurs3/aero/html/kurs\\_879\\_0.html](http://old.as-club.ru/kurs3/aero/html/kurs_879_0.html), название с экрана.
7. Пат. 2283471 Российская федерация, МПК F42B15/00 Ракета / Ефремов Владимир Анатольевич, Злобин Виталий Иванович, Хоменко Виталий Григорьевич, Ярмолюк Владимир Николаевич; заявитель и патентообладатель открытое акционерное общество "Корпорация "Тактическое ракетное вооружение"; заявл. 17.03.2005; опубл. 10.09.2006.
8. Пат. 2328409 Российская федерация, МПК B64C 5/16 Маневренный самолёт с передним оперением / Сиротин Валерий Николаевич; заявитель и патентообладатель Сиротин Валерий Николаевич; заявл. 29.09.2006; опубл. 10.07.2008.
9. Пащук А.Ю. Исследование возможности повышения маневренности летательного аппарата класса «воздух-воздух» с помощью выдвинутого дестабилизатора / А.Ю. Пащук, С.В. Шидула // Вопросы проек-

тирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 3 (79).– Х., 2014. – С. 63 – 73.

10. Соколова А.А. Влияние расположения переднего горизонтального оперения на устойчивость, управляемость и маневренность самолета [Электронный ресурс] / А.А. Соколова. – Режим доступа: <http://www.mai.ru/upload/iblock/f87/f8768b2fd47aac5ef180d332c1c53439.pdf>

11. Уголок неба [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.airwar.ru/weapon/avv/iris-t.html>.

*Поступила в редакцию 10.07.2016.*

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