

Анализ предельных возможностей систем принудительного отделения существующих установок авиационного вооружения

М.Н. Правидло, А.Н. Беляев

Аннотация

В работе определяется критерий безопасного отделения авиационных грузов с помощью установок авиационного вооружения самолета-носителя. Анализируются предельные возможности и алгоритмы управления однопозиционных и многопозиционных систем принудительного отделения установок авиационного вооружения с разомкнутой системой управления. Предлагается схема построения адаптивной системы принудительного отделения с замкнутым контуром управления.

Ключевые слова

установка авиационного вооружения; система принудительного отделения; условия безопасного отделения; адаптивная система; разомкнутая система; замкнутая система

Введение

Наращивание боевых возможностей современных модернизируемых и перспективных комплексов авиационного вооружения (КАВ) в существенной мере достигается за счет повышения скорости полета и маневренных перегрузок самолета-носителя (СН). Указанные обстоятельства приводят к значительным возмущениям в окрестности СН воздушного потока, вызывающим возникновение аэродинамической интерференции СН и находящегося в его окрестности авиационного груза (АГ). В результате возникают аэродинамические и инерционные воздействия на отделяемое от СН АГ, как до потери механической связи с установками авиационного вооружения (УАВ), так и в процессе пространственного движения АГ на начальном участке – в окрестности СН в зоне возмущенного им потока. Эти воздействия в свою очередь приводят к линейным и угловым возмущениям движения

АГ. Наличие таких возмущений может приводить к соударению отделяемого АГ с СН, а также нарушению работы системы наведения управляемых АГ.

Возможность возникновения такого и другого рода внештатных ситуаций актуализирует вопрос обеспечения безопасности полета современных скоростных высокоманевренных СН при отделении от них АГ.

Характер воздействия аэродинамической интерференции на отделяемое АГ имеет тенденцию увеличения пространственного угла атаки АГ на пикирование или кабрирование, а также угла скольжения в зависимости от аэродинамической схемы АГ, конструкции и режимов полета СН. Интенсивность поворота АГ в плоскости тангажа и курса при отделении зависит от многих факторов, но основными являются скорость и перегрузка, на которых выполняется сбрасывание АГ.

Используемые в настоящее время УАВс фиксированными параметрами принудительного отделения [1], могут обеспечить требуемые условия катапультирования АГ, лишь в некоторой области зоны возможного боевого применения СН.

Таким образом, из-за отсутствия в современных системах отделения возможности регулировки линейной и угловой скоростей катапультирования АГ, компенсирующих начальные аэродинамические силы и моменты, а также инерционно-массовые воздействия, при отделении АГ от СН вынужденной мерой обеспечения безопасности отделения, является ограничение режимов боевого применения СН.

При применении современных и перспективных управляемых АГ положение еще более осложняется необходимостью раскрытия рулей этих АГ после отделения от УАВ, при котором имеет место участок неуправляемого полета АГ до момента раскрытия рулей и замыкания его контура стабилизации, правильная работа которого возможна при обеспечении начального углового движения АГ назначаемого в достаточно узких диапазонах изменения.

Исходя из комплексного характера обеспечения безопасности отделения АГ критерий ее оценки должен разрабатываться в рамках системы условий, по каждому из которых оценивается один из двух аспектов обеспечения безопасности – обеспечение несоударения АГ с СН и сохранение пространственной устойчивости АГ.

В указанную систему входят два основных условия.

Первое условие – обеспечения несоударения АГ с СН. Идея обеспечения несоударения АГ с СН, включая элементы его конструкции и установленные на нем другие АГ, заключается в выработке такого условия, выполнение которого гарантирует нахождение АГ в области допустимых значений (ОДЗ) координат положения центра масс (ЦМ) АГ относительно СН [2].

Рассмотрим показанные на рисунках 1 и 2 фронтальные виды СН в местах установки АГ на внешних точках подвески (ТП). Исследование относительного движения АГ проведем в связанной с СН относительной системе координат (ОТСК), начало которой $O_{отн}$ связано с СН и совпадает с положением ЦМ АГ в подвеске (в транспортном положении), а оси $X_{отн}$, $Y_{отн}$, $Z_{отн}$ параллельны осям связанной с СН системы координат (ССКН). В свою очередь, начало ССКН O_n принадлежит строительной горизонтали СН (СГС), ось X_n параллельна СГС, ось Y_n принадлежит плоскости его симметрии СН, ось Z_n направлена в сторону правой консоли крыла.

Для случая подмотогондольного (рисунок 1) размещения АГ, гарантированное условие нахождения ЦМ АГ в ОДЗ запишется в виде:

$$\begin{cases} Y_{АГотн} \leq y_{отн}^K, \\ X_{АГотн} \leq 0. \end{cases} \quad (1)$$

Здесь $y_{отн}^K$ – величина полного хода ЦМ АГ на УАВ (с учетом знака) в ОТСК;

$Y_{АГотн}$, $X_{АГотн}$ – координаты АГ в ОТСК.

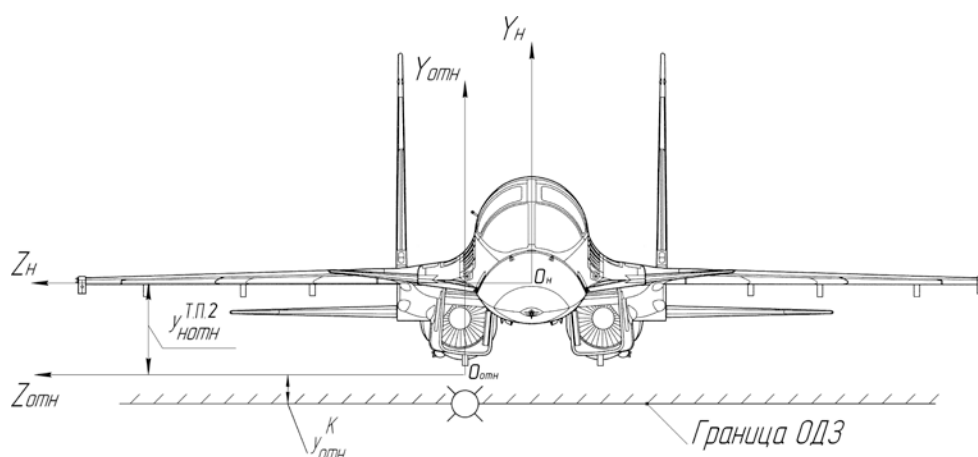


Рис. 1. Случай подмотогондольного размещения АГ

Запись условия $X_{АГотн} \leq 0$ в (1) носит формальный характер и может быть опущена в силу того, что оно очевидно и всегда выполнимо для АГ не имеющих собственной

двигательной установки и поэтому после отделения от УАВ «отстают» в направлении оси $X_{отн}$ от СН.

Для случая размещения АГ между мотогондолами или под крыльями СН (рисунок 2) гарантированное условие нахождения ЦМ АГ в ОДЗ запишется в виде:

$$\begin{cases} Y_{АГотн} \leq y_{отн}^K, \text{ при } |z_{АГотн}| \leq z^Г \\ Y_{АГотн} \leq \frac{d}{2} + \left(\frac{l-d}{2}\right) + (y_{отн}^{Т.П.2} - y_{отн}^{Т.П.1}), \text{ при } |z_{АГотн}| > z^Г \end{cases} \quad (2)$$

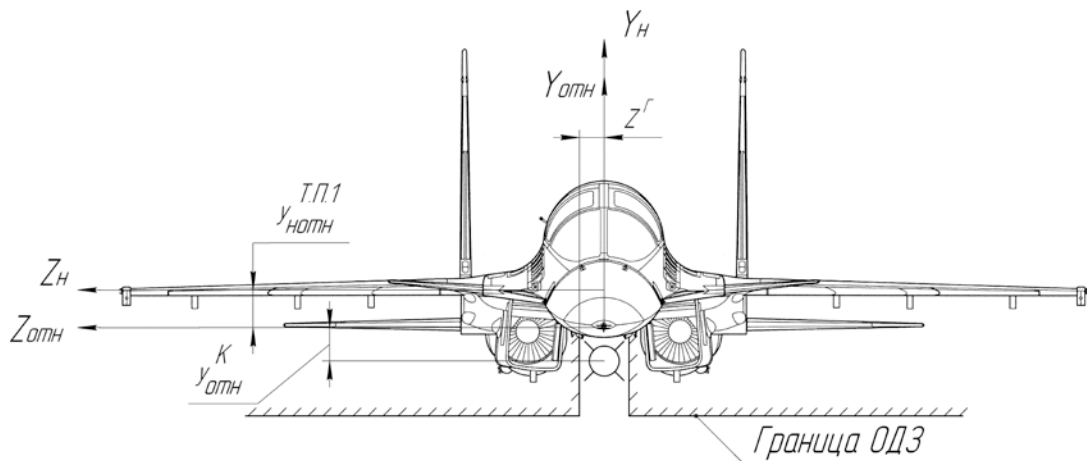


Рис. 2. Случай подфюзеляжного размещения АГ

Здесь $z^Г = \frac{(1 - \cos \frac{\pi}{4})}{2}$ – допустимое (граничное) поперечное смещение ЦМ АГ;

$y_{отн}^{Т.П.2}, y_{отн}^{Т.П.1}$ – координаты начала относительных систем координат при подвеске АГ на ТП №№ 2, 1 соответственно под мотогондолой и между мотогондолами;

$z_{АГотн}$ – координата АГ в ОТСК;

l – величина размаха рулей (стабилизаторов) АГ;

d – диаметр корпуса АГ.

Записанные условия (1), (2) обеспечивают пространственное нахождение АГ на безопасном расстоянии от фюзеляжа и консолей крыла СН.

Очевидно, что запись условия (2) может быть также использована полностью или частично для случаев:

–плотной подвески АГ, когда необходимо исследовать обеспечение несоударения с АГ, установленными на соседних ТП слева и справа от АГ;

–тандемного размещения АГ;

–конформного (полуутопленного в нише фюзеляжа или крыла) размещения АГ.

Для оценки возможности взаимного столкновения АГ при их групповом сбросе с СН в качестве условия несоударения принимается условие, согласно которому величина расстояния между относительными траекториями ЦМ рассматриваемых АГ при их пространственном движении должна быть равной или превышать назначенную наперед заданную предельную величину. При этом координаты $x_{АГ_{отн}}$, $y_{АГ_{отн}}$, $z_{АГ_{отн}}$ относительной траектории каждого АГ следует рассматривать в виде функции $x_{отн}(t)$, $y_{отн}(t)$, $z_{отн}(t)$ единого времени, измеряемого с момента схода с УАВ первого АГ.

Второе условие – обеспечение пространственной устойчивости управляемых АГ. В случае применения управляемых АГ требование завершения переходного процесса по возмущенным параметрам движения АГ ко времени его выхода за пределы окрестностей СН (требование к времени затухания возмущений) положено в основу условия для оценки устойчивости АГ на начальном участке его полета. Указанное требование выражается условием:

$$t_{\text{пн}} \leq \Delta t_{\text{кн}}, \quad (3)$$

где $t_{\text{пн}}$ – время переходного процесса по возмущенным параметрам движения АГ; $\Delta t_{\text{кн}}$ – временная задержка от момента включения автопилота (этот момент должен совпадать с моментом отделения управляемого АГ от УАВ) до момента начала наведения АГ на цель.

Необходимость указанной временной задержки вызвана тем, что при ее отсутствии рулевые поверхности управляемого АГ только частично будут работать на парирование возмущений от воздействия аэродинамической интерференции, поскольку в остальном они будут отрабатывать команды системы наведения АГ на цель. В результате система стабилизации (автопилот) АГ будет работать неэффективно вследствие искусственного ограничения на реализацию располагаемых углов поворота рулевых поверхностей.

Таким образом, для современных СН, возникает противоречивая ситуация, связанная с одной стороны, с увеличением возмущений параметров движения АГ на УАВ из-за расширения области допустимых режимов применения СН, при которых необходимо выполнять условия (1), (2), и, с другой стороны, с более жесткими требованиями по стабильности диапазонов изменения параметров отделения АГ, при которых необходимо

выполнять условие (3). Указанная ситуация приводит к необходимости предъявлять повышенные требования к предельным возможностям систем принудительного отделения (СПО) УАВ.

Под предельными возможностями СПО будем понимать возможность СПО обеспечивать те пределы изменения параметров отделения АГ, которые необходимы во всем диапазоне ОДЗ применения СН. Повышение требований к предельным возможностям СПО означает предъявление требований к уменьшению диапазонов изменения параметров отделения, которые должны определяться во всех условиях применения АГ на этапе их движения после потери физической связи с УАВ.

Изменение параметров движения на этом этапе связано с изменением динамических коэффициентов АГ, оказывающих существенное влияние на устойчивость и качество системы стабилизации АГ.

Рассмотрим изменения в системе отделения на первом этапе, связанные с изменением аэродинамических и инерционных сил, приложенных к системе "СН–УАВ–АГ" и возмущающих ее движение.

Дадим предварительную количественную оценку указанных изменений, связанных, как с режимом отделения АГ, так и с маневренной перегрузкой самолета. В таблице 1 приведена зона боевого применения (ЗБП) АГ с СН в плоскости параметров H, M (высота и скорость полета СН). В качестве контрольных выбраны восемь режимов отделения АГ. Режимы 1-4 соответствуют минимальному значению числа M , режимы 5-8 — максимальному.

В нижней строке таблицы приведены значения скоростного напора (q). Как видим, режим 4 соответствует q_{min} , режим 5 — q_{max} . Величина маневренной перегрузки n_y^H изменяется от значения $n_{y_{min}}^H = 0.2$ до значения $n_{y_{max}}^H = 4$, т.е. в двадцать раз. Из анализа таблицы следует, что изменение режимов отделения приводит к изменению скоростного напора от значений $q_{min} = 8500 \text{ Н/м}^2$ (режим 4) до значений $q_{max} = 98000 \text{ Н/м}^2$ (режим 5), т.е. более чем в десять раз.

Отметим также, что параметр n_y^H наряду с инерционным воздействием на объект оказывает также и аэродинамическое (через угол атаки СН, зависящий от режима полета) воздействие.

Столь существенное изменение режимов полета СН делает задачу локализации параметров отделения по переменным: линейной вертикальной скорости АГ (V_y^k) и угловой скорости АГ в вертикальной плоскости (ω_z^k), внутри ОДЗ трудноразрешимой.

Зона боевого применения АГ

Таблица 1

№	1	2	3	4	5	6	7	8
M	0.8	0.8	1.2	1.5	1.6	1.7	1.8	2
$H, м$	5000	10000	15000	20000	5000	10000	15000	22000
$q, Н/м^2$	24600	12100	12400	8500	98000	68200	54400	15100

Обеспечение СПО требуемых значений этих параметров определяет возможность выполнения критерия безопасного отделения АГ.

Однако потребности по регулированию параметров, в частности параметра ω_z^k , оказываются противоречивыми. Так, если для исключения соударения АГ с СН, в условиях значительных аэродинамических воздействий, модуль ω_z^k необходимо увеличивать, то по условиям обеспечения устойчивости АГ его необходимо уменьшить. В результате ОДЗ параметра ω_z^k оказывается ограниченной, как сверху, так и снизу, что затрудняет решение задачи локализации параметра ω_z^k внутри ОДЗ во всех условиях применения СН.

Покажем, что используемые в настоящее время конструкции УАВ с фиксированной настройкой параметров системы принудительного отделения могут обеспечить требуемые условия отделения, как правило, лишь в некоторой области зон возможного применения АГ с СН.

Примем один из параметров конструкции УАВ в качестве регулировочного, то есть такого параметра, который может быть изменен в зависимости от условий отделения АГ. Под однопозиционной УАВ будем понимать УАВ с одним (фиксированным) значением регулировочного параметра, в качестве которого рассматривается усилие толкания P_y , развиваемого пироприводом.

Поскольку задача формирования однопозиционной УАВ математически может быть сформулирована как задача локализации параметров отделения внутри ОДЗ, то это позволяет однозначно определить требуемое значение регулировочного параметра P_y .

Анализ проведем с учетом полной зоны применения СН (H, M, n_y^H). Здесь $n_{y\ min}^H \leq n_y^H \leq n_{y\ max}^H$, где $n_{y\ min}^H$ – минимальное значение маневренной перегрузки $n_{y\ min}^H \approx 0.2$, соответствующее режиму пикирования СН, $n_{y\ max}^H$ – максимальное значение маневренной перегрузки $n_{y\ max}^H \approx 4$, соответствующее режиму кабрирования СН.

Начнем с анализа штатного состояния УАВ, соответствующего среднему номинальному значению регулировочного параметра $P_{y\ ном} = 17000$ Н.

На рисунках 3 и 4 построены зависимости параметров отделения ω_z^k и V_y^k в функции перегрузки n_y^H для различных режимов полета СН (H/M – высота полета в метрах $\times 1000$ / число Маха).

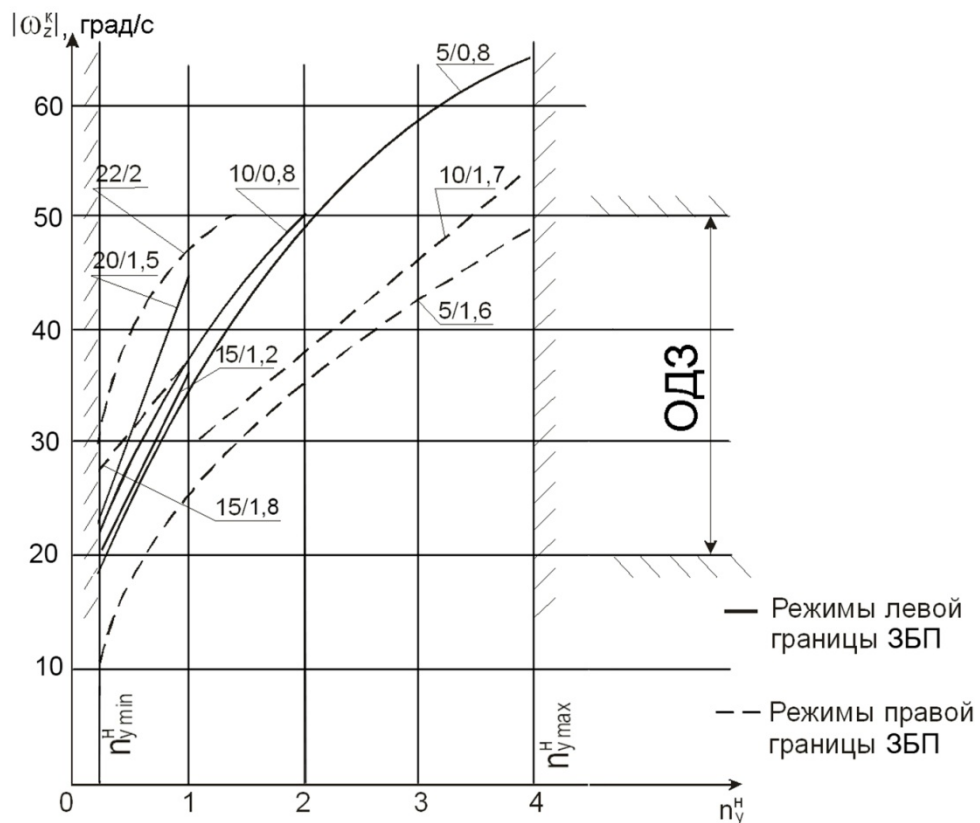


Рис. 3. Зависимости угловой скорости АГ в функции перегрузки для различных режимов полета СН

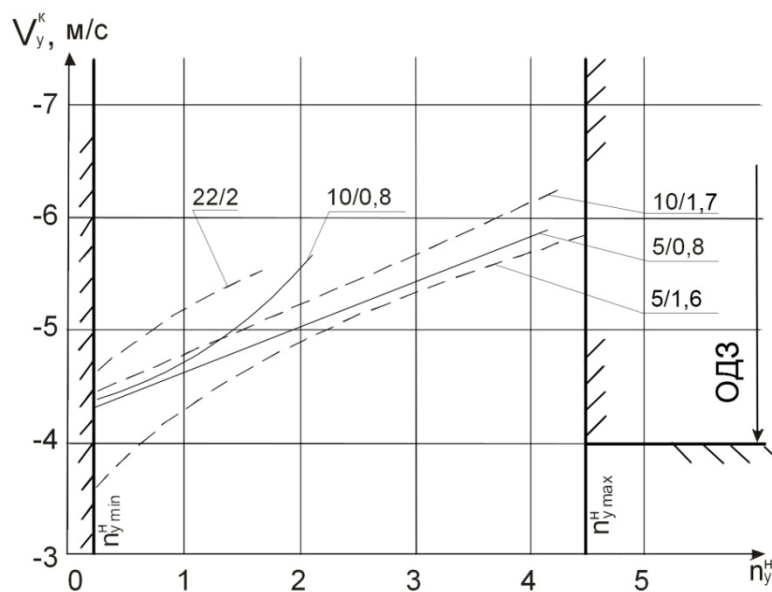


Рис. 4. Зависимости линейной скорости АГ в функции перегрузки для различных режимов полета СН

Из графиков зависимостей следует:

1. Режимы полета СН (величины H , M , n_y^h) оказывают существенное влияние на параметры отделения ω_z^k и V_y^k . Так, изменение перегрузки СН в момент отделения n_y^h от величины 0.2 до величины 4 приводит к изменению ω_z^k почти в 4.5 раза, изменение режима катапультирования от значений $H/M = 5000/1.6$ до значений $H/M = 22000/2$ при $n_y^h = 1.0$ приводит к изменению ω_z^k в 2 раза.

2. При изменении условий катапультирования в рассматриваемых пределах параметры отделения ω_z^k и V_y^k выходят за границы ОДЗ, причем этот выход по параметру V_y^k является односторонним (пересекается только верхняя граница области), по параметру ω_z^k – двухсторонним (пересекается как верхняя, так и нижняя граница области), т.е. параметр ω_z^k является более критичным.

3. Критическими режимами, при которых имеет место выход параметров ω_z^k за пределы ОДЗ являются:

а) по величине перегрузки n_y^h :

$$n_y^h = n_{y \min}^h = 0.2 \text{ – по верхней границе,}$$

$$n_y^h = n_{y \max}^h = 4 \text{ – по нижней границе,}$$

б) по режиму отделения: $H/M = 5000/1.6$ – по верхней границе, $H/M = 5000/0.8$ – по нижней границе, $H/M = 10000/1.7$ – по нижней границе.

Полученные результаты показывают, что штатные параметры системы принудительного отделения УАВ не в состоянии обеспечить локализацию параметров отделения в ОДЗ.

Изменение номинального значения толкающей силы $\bar{P}_y = P_y/P_{y\text{ном}}$ приводит к изменению значений параметров отделения ω_z^k и V_y^k .

Вышеизложенное иллюстрируют представленные на рисунках 5 и 6 зависимости $\omega_z^k(\bar{P}_y)$ и $V_y^k(\bar{P}_y)$, вычисленные для наиболее критических режимов 5000/0.8 и 5000/1.6, при $n_y'' = 1$.

Однако, единое для всей зоны возможного применения изменение параметра \bar{P}_y как при условии $\bar{P}_y < 1.1$ кН, так и при условии $\bar{P}_y > 1.1$ кН также не может обеспечить эту локализацию, что следует из факта двухстороннего выхода параметра ω_z^k из ОДЗ.

Действительно, использование $\bar{P}_y > 0.9$ кН обеспечивает устранение выхода за верхнюю границу при одновременном увеличении степени выхода за нижнюю. С другой стороны, использование настройки $\bar{P}_y < 1.4$ кН обеспечивает устранение выхода за нижнюю границу при одновременном увеличении степени выхода за верхнюю границу.

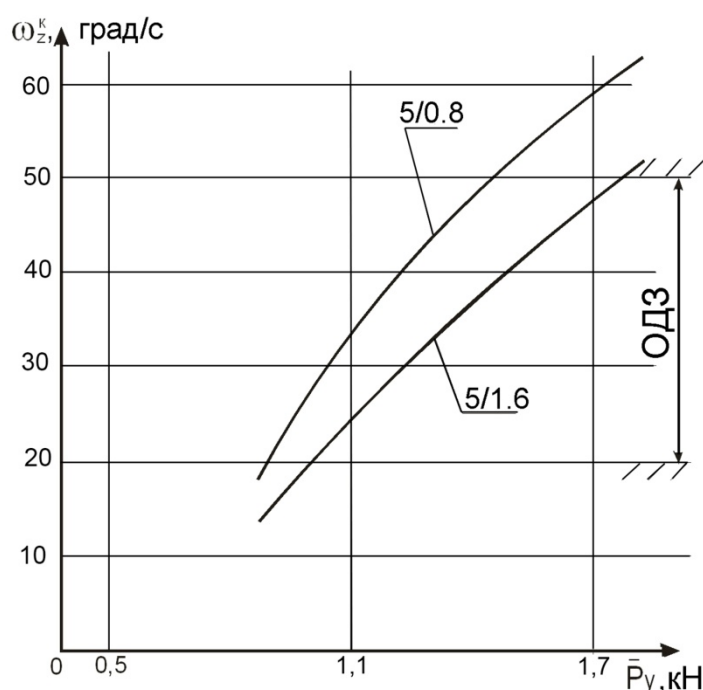


Рис. 5. Зависимость угловой скорости АГ от величины толкающей силы \bar{P}_y

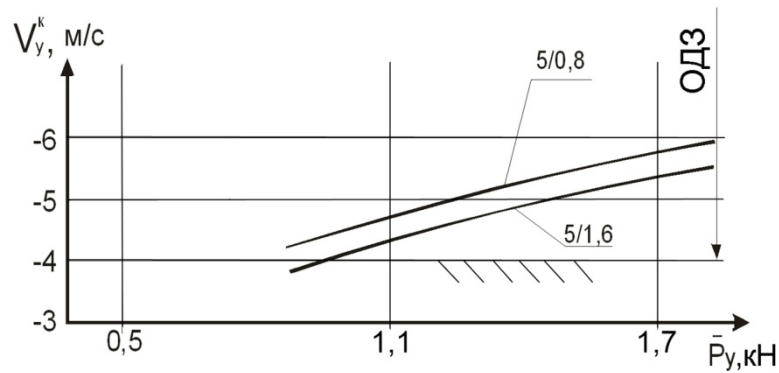


Рис. 6. Зависимость линейной скорости АГ от величины толкающей силы \bar{P}_y ,

Таким образом, из проведенного анализа следует, что однопозиционная УАВ, т.е. УАВ с фиксированными значениями (настройкой) конструктивных параметров не решает полностью задачи локализации ω_z^k в пределах всей ОДЗ боевого применения СН.

В связи с этим рассмотрим многопозиционную УАВ с количеством регулировочных параметров (номиналов значений настройки) $i > 1$, перестройка которых с одного дискретного значения на другое производится на основе априорной информации о зависимости параметров отделения от значений регулировочного параметра системы принудительного отделения при различных режимах полета СН (n_y^H, H, M).

Данная информация позволяет использовать значения параметров режима полета СН в качестве настроечных параметров СПО, то есть таких параметров, при которых должны происходить переключения с одного номинала настройки регулировочного параметра \bar{P} на другое его номинальное значение.

Очевидно, управление такой СПО будет осуществляться по разомкнутому контуру, при этом априорная информация об СПО должна содержать результаты численного моделирования динамики отделения АГ.

Проанализируем двухпозиционную СПО ($i=2$), целью которой является:

- определение значения настроечных параметров, при которых должно происходить разовое переключение с одного значения параметра \bar{P} на другое;
- определение номиналов настроек \bar{P}_1 и \bar{P}_2 .

Из рассмотрения кривых представленных на рисунках 3 и 4 следует, что в качестве основного настроечного параметра целесообразно использовать значение маневренной

перегрузки носителя n_y^h , в качестве дополнительного (в случае необходимости) – значения режима отделения по высоте и скорости H/M .

Так как для ликвидации выхода по верхней границе необходимо увеличение значения параметра \bar{P} (по сравнению со штатным значением), а для ликвидации выхода по нижней границе – его уменьшение, то параметры $\bar{P}_{1,2}$ должны удовлетворять зависимости:

$$\bar{P} = \begin{cases} \bar{P}_1, \text{при } n_y^h \leq n_{y\Pi}^h \\ \bar{P}_2 < \bar{P}_1, \text{при } n_y^h > n_{y\Pi}^h \end{cases} \quad (4)$$

где $n_{y\Pi}^h$ – искомое пороговое значение настроечного параметра, которое является границей диапазона определения значения регулировки $\bar{P}_i (i=1,2)$, а сама зависимость (4) – является алгоритмом переключения.

Как следует из приведенных на рисунках 5 и 6 зависимостей $\omega_z^k(\bar{P})$ и $V_y^k(\bar{P})$ для критических режимов 5000/0.8 и 5000/1.6 ($n_y^h = 1$) при изменении параметра \bar{P} в диапазоне от 0.9 кН до 1.8 кН величина ω_z^k , например, изменяется от значения (15÷22) град/с до значения – (48÷62) град/с.

Таким образом, изменение параметра \bar{P} является эффективным средством воздействия на параметры отделения ω_z^k и V_y^k .

На рисунках 7, 8 приведены зависимости $\omega_z^k(n_y^h)$ и $V_y^k(n_y^h)$, рассчитанные для критических режимов полета 5000/0.8 и 5000/1.6 для двух значений параметра $\bar{P} (i=2)$: $\bar{P}_1=0.95$ кН и $\bar{P}_2=1.45$ кН, обеспечивающих при $n_{y\Pi}^h = 1.2$ полную локализацию параметров ω_z^k и V_y^k в пределах ОДЗ.

Для приведенных выше настроечных значений регулировочного параметра \bar{P} и порогового значения настроечного параметра $n_{y\Pi}^h$ алгоритм переключения может быть записан в виде: $\bar{P} = \begin{cases} 1.45, \text{при } n_y^h \leq n_{y\Pi}^h = 1.2 \\ 0.95, \text{при } n_y^h > n_{y\Pi}^h \end{cases}$ и графически проиллюстрирован на рисунке 9.

Таким образом, обеспечено решение задачи локализации параметров отделения ω_z^k и V_y^k внутри ОДЗ за счет использования двухпозиционной СПО.

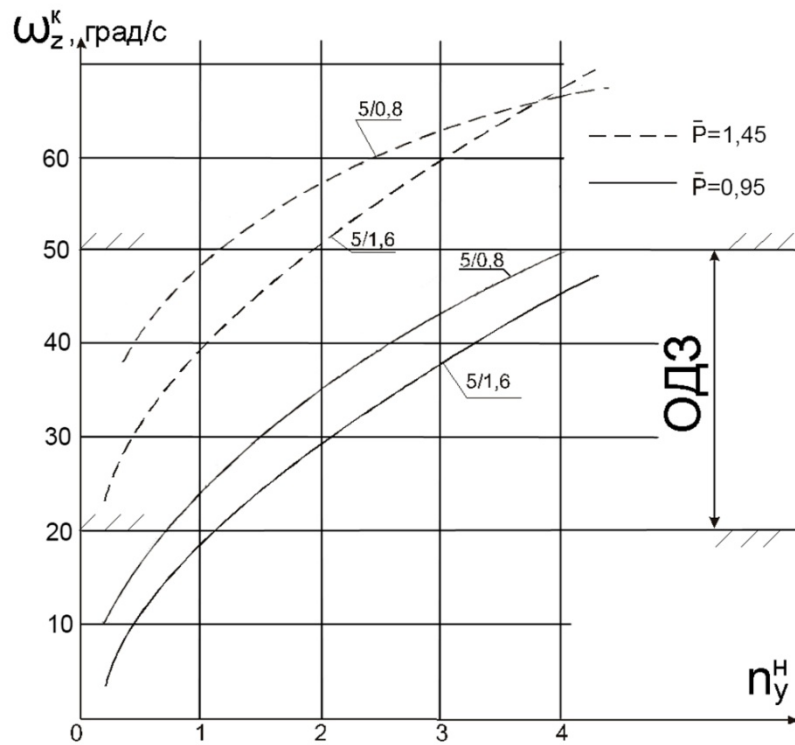


Рис.7. Локализация угловой скорости АГ в ОДЗ

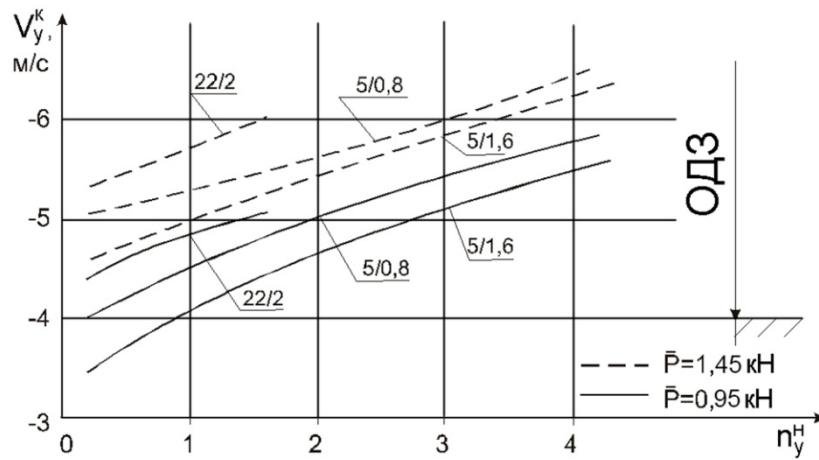


Рис.8. Локализация линейной скорости АГ в ОДЗ

Отметим, что особенностью полученного решения является то, что ОДЗ по параметру ω_z^k используется практически полностью. Это означает, что задача локализации параметра ω_z^k в пределах более узкой ОДЗ не может быть решена с помощью двухпозиционной СПО и требует перехода к многопозиционной СПО.

На рисунке 10 приведен принцип решения задачи локализации параметра ω_z^k с числом позиций $i > 2$, из которого следует что ОДЗ можно сократить в четыре раза локализовав параметр ω_z^k в значительно более узком диапазоне.

Алгоритм выбора значений регулировочного параметра для данной системы выглядит

$$\text{следующим образом: } \bar{P} = \begin{cases} \bar{P}_1, \text{ при } n_y^H \leq n_{y\Pi1}^H \\ \bar{P}_2, \text{ при } n_y^H \leq n_{y\Pi1}^H \div n_{y\Pi2}^H \\ \bar{P}_3, \text{ при } n_y^H \leq n_{y\Pi2}^H \div n_{y\Pi3}^H \\ \bar{P}_4, \text{ при } n_y^H \leq n_{y\Pi3}^H \div n_{y\Pi4}^H \\ \bar{P}_5, \text{ при } n_y^H > n_{y\Pi4}^H \end{cases},$$

однако, отметим, что увеличение числа значений регулировочного параметра приводит к резкому усложнению конструкции УАВ.

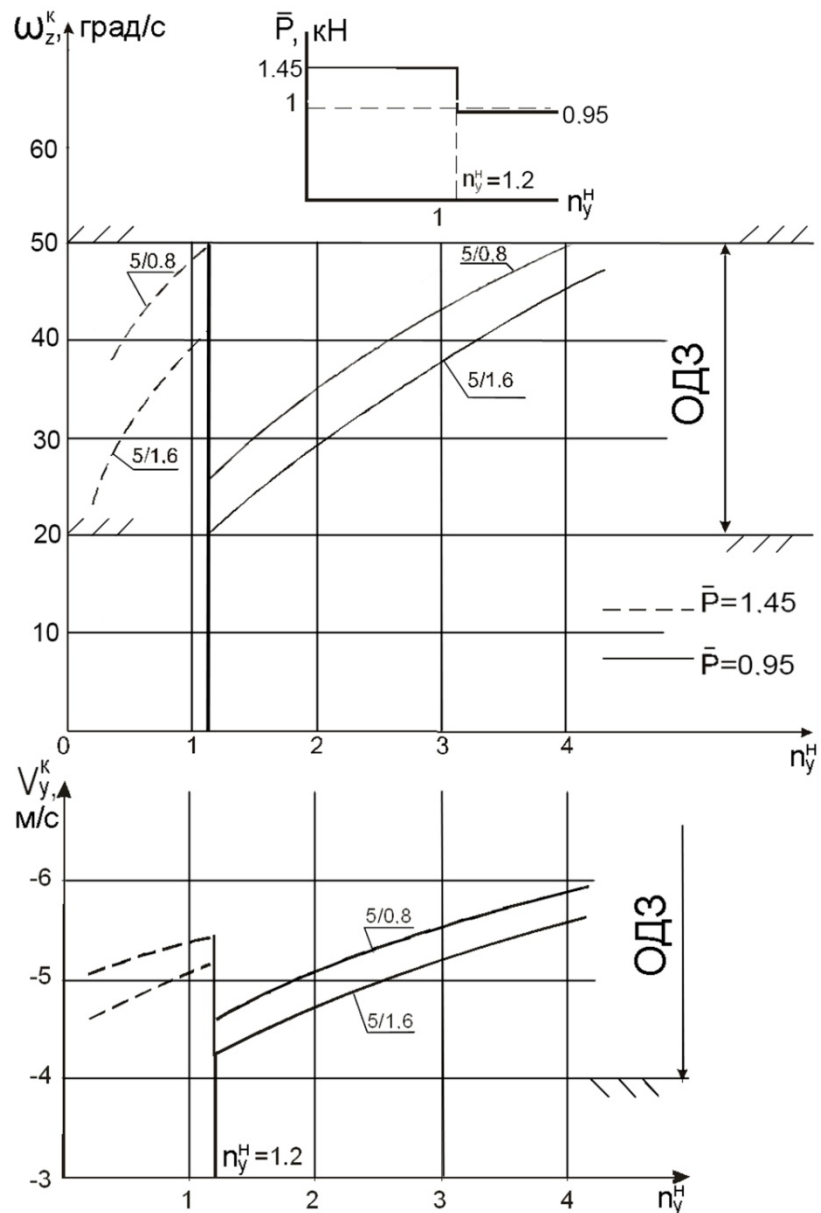


Рис.9. Алгоритм переключения регулировочного параметра двухпозиционной СПО

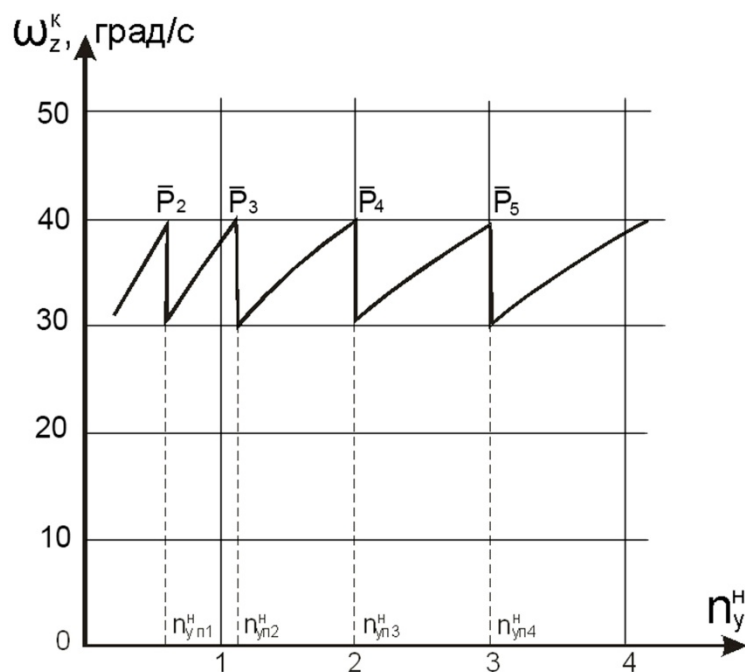


Рис.10. Алгоритм переключения регулировочного параметра многопозиционной СПО

В рассмотренных примерах построение СПО основано на использовании только априорной информации, включая имеющуюся на борту СН информацию о параметрах режима его полета. Таким образом, в процессе всего времени катапультирования СПО представляет собой предварительно настроенную и неизменяемую систему без обратной связи, т.е. систему с разомкнутым контуром управления.

Недостатки такой системы очевидны и могут быть устранены при построении адаптивной системы принудительного отделения (АСПО) с замкнутым контуром управления, использующей обратные связи по параметрам движения АГ.

Управление УАВ с АСПО, как системой с обратной связью необходимо осуществлять в ходе катапультирования по текущей информации о фактических параметрах движения катапультируемого АГ, приходящей от датчиков движения. Значение управляющего сигнала определяется по величине рассогласования фактических параметров движения АГ с заданными значениями. При этом не требуется информация о действующих на АГ внешних нагрузках.

Наиболее рациональной схемой УАВ с АСПО является конструкция, представленная на рисунке 11, с двумя – газовым и гидравлическим рабочими трактами, с регулированием параметров катапультирования АГ по исполнительному гидравлическому тракту. Принципиальное отличие этой схемы от других возможных систем состоит в том, что

управление осуществляется не газами, а гидросмесью. Преимущество регулирования жидкости в этих случаях перед регулированием газа состоит в том, что осуществлять регулирование жидкостью предпочтительнее ввиду ее несжимаемости. Кроме того, для нее существуют стандартные регулирующие устройства (сервоклапаны), которые могут быть использованы в конструкции АСПО. С точки зрения большей компактности исполнения, малой массы и большей энергоемкости наиболее предпочтительным является использование в качестве привода пиропатронов.

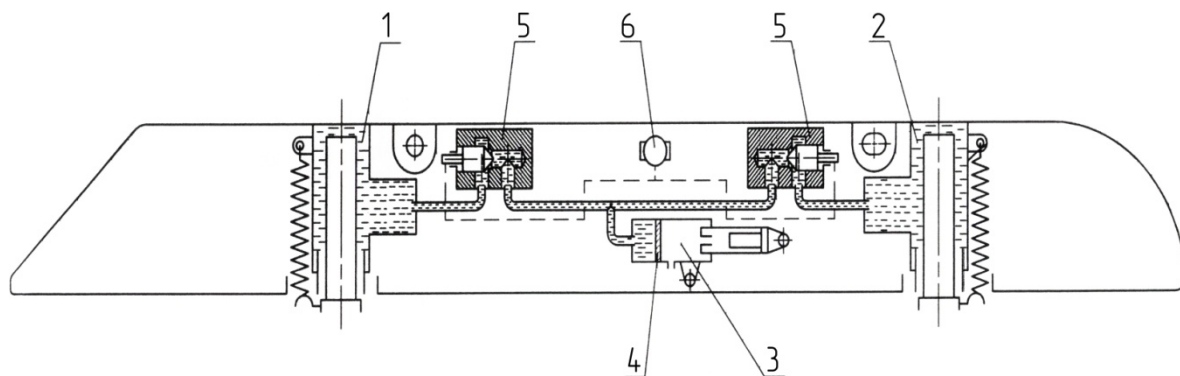


Рис. 11 – Конструктивная схема УАВ с АСПО

Газ от пиропатронов (3) (рисунок 11) воздействует на поршень (4) гидрораспределительного цилиндра, вытесняя из него жидкость, которая расходится на переднюю и заднюю управляющие ветви, проходя перед входом в гидроцилиндр переднего (1) и заднего (2) толкателей через регулирующие устройства (5) дроссельного типа, управление которыми осуществляется подачей электрических сигналов от электроусилителя (6), значения которых пропорциональны величине рассогласования значений текущих параметров движения АГ заданными.

Выводы и рекомендации

Существующие УАВ не могут обеспечить выполнение критерия безопасного отделения АГ от СН, заключающегося в обеспечении несоударения АГ с СН и сохранении пространственной устойчивости АГ, во всем диапазоне боевого применения СН.

Наиболее критичным фактором, влияющим на параметры отделения АГ от СН является перегрузка СН в момент отделения n_y^H , которая приводит к изменению ω_z^K почти в 4.5 раза. При этом наиболее чувствительным параметром движения АГ к изменению режима полета СН является угловая скорость АГ в вертикальной плоскости ω_z^K , которая имеет

тенденцию двухстороннего (и по условию несоударения и по условию сохранения пространственной устойчивости АГ) выхода за границы ОДЗ.

Штатная настройка однопозиционных УАВ не в состоянии обеспечить локализацию параметров отделения АГ в области допустимых значений как по угловой скорости АГ в вертикальной плоскости ω_z^k , так и по линейной вертикальной скорости АГ V_y^k на критических режимах полета СН.

Возможно создание двухпозиционных и многопозиционных адаптивных систем принудительного отделения с разомкнутым контуром управления использующих априорную информацию, имеющейся на борту СН, и обеспечивающих разовое или многоступенчатое переключение настроечного параметра СПО. При этом определено, что двухпозиционная СПО не может обеспечить локализацию требуемых параметров отделения в диапазоне ОДЗ более узком чем: $\omega_z^k = 20 \div 50$ град/с, а многопозиционная система, хоть и может обеспечить сужение ОДЗ, но приведет к существенному усложнению конструкции УАВ.

Более совершенным и прогрессивным способом обеспечения безопасного отделения АГ от высокоманевренных СН является использование на УАВ автономной по источнику энергии адаптивной пирогидравлической системы принудительного отделения с замкнутым контуром управления с обратной связью по параметрам движения АГ не требующей информации о действующих на АГ внешних нагрузках.

Библиографический список

1. А.В. Андрушин, Н.В. Бардашевская, А.Н. Беляев, П.П. Васильев, В.Н. Волков, А.Н. Гусев, А.И. Данеко, А.П. Енютин, В.И. Иванов, И.О. Казаков, Г.И. Крохин, Н.А. Лобачев, Б.В. Обносов, М.Н. Правидло, В.А. Рац, Н.В. Синицин, К.М. Тихонов, В.В. Тишков, С.А. Улитин, Б.А. Черпаков, Б.А. Ходов. Установки бомбардировочного вооружения летательных аппаратов // МАИ-ПРИНТ, Москва, 2010, 564 с.
2. Юзов Н.И., Правидло М.Н., Синицин Н.В., Беляев А.Н. Анализ условий безопасного отделения авиационных подвешиваемых изделий от летательных аппаратов // Проблемы безопасности полетов, 2008, №9, с. 37-43.

3. Соколовский Г.А., Ватолин В.В., Рейдель А.Л., Пресняков В.М. Адаптивные катапультные установки для ракетного вооружения самолетов // Авиакосмическая техника и технология, 1999, №1, с.26-31.

Сведения об авторах

Правидло Михаил Натанович, профессор Московского авиационного института (национального исследовательского университета), д.т.н.;

МАИ, Волоколамское ш., 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993;

тел.: 8(499)740-85-96

Беляев Александр Николаевич, начальник отдела ОАО «ГосМКБ «Вымпел» им. И.И. Торопова»; e-mail: Alex_JC@mail.ru