

### **ВЛИЯНИЕ ФИЗИОЛОГИЧЕСКИХ ФАКТОРОВ И ОТКАЗОВ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ НА БЕЗОПАСНОСТЬ ПОЛЕТОВ**

*А. Н. Афанасьев*

*Статья содержит полезные для специалистов статистические данные по применению средств спасения на различных летательных аппаратах военного назначения. С достаточной степенью подробности рассмотрены основные причины, приводящие к ошибкам в технике пилотирования современных ЛА, потерям пространственной ориентировки, неправильному визуальному восприятию информации. Существенное внимание уделено вопросам возможного увеличения аварийности ЛА из-за снижения слуха и его потери у летного состава, а также влиянию отказов авиационной техники на безопасность полетов*

#### **Влияние физиологических факторов на безопасность полетов**

Анализ материалов расследования авиационных происшествий (АП) показывает, что основными и сопутствующими причинами многих из них были физиологические факторы, являвшиеся результатом несогласованного функционирования систем «летчик – летательный аппарат – окружающая среда». Рассмотрим влияние на безопасность полетов авиации военного назначения следующих физиологических факторов:

- ошибка в технике пилотирования;
- потеря пространственной ориентировки (ППО) летчиком;
- неправильное визуальное восприятие информации;
- потеря слуха.

При возникновении аварийной ситуации по причине ошибки в технике пилотирования летательного аппарата (ЛА) летный состав, как правило, не применяет своевременно средства аварийного покидания, пытается справиться с создавшейся аварийной ситуацией, исправить ошибку. При этом теряется драгоценное время и происходит выход за пределы эксплуатационных ограничений по применению средств спасения. Так, из приведенных в табл. 1 данных по статистике применения катапультных установок (КУ) типа К-36 за период 1996 – 2000 г. видно, что около 20% летного состава погибло по причине применения средств принудительного аварийного покидания (СПАП) на нерасчетных режимах, вследствие ошибок в технике пилотирования.

Таблица 1

**Статистика применения катапультных установок типа К-36 за период  
1996...2000 г.г. на различных летательных аппаратах**

Тип ЛА	Тип КУ	Режим полета при АС		Причины АС	Режим полета при применении СПАП		Тип полета	Исход
		Н, м	V, км/ч		Н, м	V, км/ч		
Су-24	К-36ДМ	1000	700	Нарушения в организации полета	800	500	Горизонт. полет	Невредим
МиГ-31	К-36ДМ	200	400	Не уст.	0	0	Посадка	1-погиб 2-невред.
Су-25	К-36Л	1200	600	Потеря пространственной ориентировки		500	Маневр	Погиб
Су-33	К-36ДМ серии 2	5300	200	Нарушение инструкции летчиком	1500	0	Штопор	Невредим
Су-24	К-36ДМ	200	380	Ошибка в определении высоты полета	СПАП не применял		Грубая посадка	Невредим
МиГ-29	К-36ДМ серии 2	6200	525	Пожар двигателя	Не уст.	Не уст.	Набор высоты	Невредим
Су-27П	К-36ДМ серии 2	1800	500	Отказ системы управления	600	580	Снижение	невредим
Су-24М	К-36ДМ	200	400	Отказ	0	300	Посадка на разбеге	Невредим
Су-33	К-36ДМ серии 2	170	275	Потеря контроля за режимом полета	Не уст.	Не уст.	Не уст.	Погиб

Необходимо отметить, что в последнее время летный состав проявляет большую уверенность в спасении в аварийной обстановке с помощью КУ типа К-36. Однако эта уверенность часто приводит к несвоевременности приведения в действие КУ, особенно на режимах взлета и посадки, когда успех спасения определяют десятые доли секунды. Приведенное обстоятельство указывает на необходимость оборудования современных ЛА надежными и эффективными средствами аварийной сигнализации. Как правило, при своевременной сигнализации об аварийной ситуации, летный состав катапультируется в пределах разрешающих характеристик данного типа СПАП или приводит параметры полета ЛА до допустимых для катапультирования значений.

Около 20% АП происходит из-за потери пространственной ориентировки (ППО) летчиком. Различают следующие типы ППО летчиками в полете:

- потеря дееспособности;
- осознанная ППО;
- неосознанная ППО.

Потеря дееспособности может быть тогда, когда вестибулярный аппарат

предельно расстроен и единственным выходом становится катапультирование. Этот тип ППО сравнительно редок. Осознанная ППО бывает часто и практически у всех летчиков, но обычно она непродолжительна. Особенность первого и второго типа ППО состоит в том, что летчик знает об этом. Наиболее характерной причиной АП является неосознанная потеря пространственной ориентировки. Предотвращение случаев ППО этого типа более всего способствует снижению аварийности.

ППО вызывает у летчика дополнительное напряжение. Как правило, люди не могут терпеть ощущения дезориентирования. Начинается поиск ориентиров, особенно визуальных, при этом внутренние ощущения и вестибулярный аппарат могут создать конфликтную ситуацию, не совместимую с реальностью. Навыки пилотирования, приобретенные на данном типе самолета, могут быть вытеснены навыками пилотирования ранее освоенных типов самолетов. Обычно летчик видит то, что он хочет видеть, теряет доверие к показаниям авиагоризонта и других пилотажных приборов. У летчика возникает ощущение удлинения времени, кажется, что имеется бесконечно много времени для исправления ситуации. В действительности же характеристики летчика как оператора резко ухудшаются. Напряжение при ППО увеличивают хроническую усталость.

Основным физиологическим фактором, который влияет на безопасность любого полета, является визуальное восприятие информации. Существует два вида визуального восприятия информации: фокусное (воспринимается то, что находится в фокусе зрения) и периферийное. Эти два вида визуального восприятия действуют независимо друг от друга. Фокусное восприятие используется для считывания показаний приборов, сообщений табло, индикации на лобовом стекле, опознания целей и т.д., давая детальную информацию. Периферийное зрение обеспечивает информацию о линии горизонта, истинной или ложной, различает движение относительно окружающих условий (оценка высоты, скорости полета, положения самолета) и рельефа местности. Периферийный вид восприятия поддерживает ориентировку в пространстве без обдумывания этой информации летчиком.

Подсознательная осведомленность, дающая ориентировку относительно горизонта, осуществляется не только периферийным зрением, но и слухом, вестибулярным аппаратом, восприятием сил перегрузки, осязанием. Фокусное восприятие более медленное, чем периферийное, так как требует активного мышления. Периферийное восприятие, как более быстрое, может легко ввести в заблуждение в случае потери визуального компонента, например, ночью или в облачности.

Современные боевые самолеты дают летчику ограниченную информацию об изменении ситуации (почти отсутствует шум от двигателя, нет сигналов тряски и вибрации от ручки управления, педалей, триммеров и рычагов управления двигателями). Если летчик не сочетает периферийное и фокусное восприятие, то имеющихся компонентов периферийного восприятия может быть недостаточно и ППО может не осознаваться.

Просмотру пилотажных приборов в кабине могут препятствовать аварийная сигнализация и ослепление, которые воспринимаются периферийным

зрением. Периферийное восприятие осуществляется автоматически и может подсознательно подавлять фокусное восприятие. В случае отвлечения внимания приостанавливается просмотр приборов, что может иметь губительные последствия.

Существуют две точки зрения на освещение в кабине: оно должно быть слабым или сильным. Слабое освещение уменьшает отблески на фонаре (которые могут отвлекать от считывания приборов) и обеспечивает лучшее наружное видение в ночных условиях. В случае ППО необходимо хорошо видеть показания прибора. При слабом освещении затрудняется считывание показаний измерительных приборов. Реостат управления освещением на большинстве ЛА расположен не очень удобно. Движение головы, необходимое для включения реостата в случае ППО, может усугубить дезориентацию.

Яркое освещение приборных панелей увеличивает сверкание фонаря. Простое движение головы вызывает периферийное восприятие передвижения отблесков, что может вызвать нарушение в ориентации. Поэтому освещение в кабине должно быть отрегулировано в соответствии с ожидаемыми условиями полета. В полете освещение должно быть таким, чтобы можно было быстро считывать показания приборов.

Другим физиологическим фактором, который сильно влияет на безопасность любого полета, является потеря слуха. Главная причина потери слуха – воздействие шумовой нагрузки, особенно при ее длительном действии. Основными источниками шума, действующего на летный и наземный персонал при его работе на авиационной технике (АТ), являются шум от силовых установок, вращающихся винтов и лопастей, оборудования кабины ЛА, аэродинамический шум. Шум от двигателей реактивных самолетов является наиболее сильным раздражителем слухового аппарата (табл. 2).

Таблица 2

**Сравнительная характеристика источников шума по их  
интенсивности**

Источник шума	Интенсивность шума, дБ
Реактивный самолет (для наземного персонала)*	101–138
Сверло пневматической дрели для горных работ (на месте рабочего, производящего сверление)	118
Радиоаппаратура	90–117
Кабина военного самолета (для летчика)	85–110
Поршневой самолет (для наземного персонала)*	84–101
Мотоцикл	75–95
Оживленная улица	55–75
Разговор двух близко стоящих людей	68

Высокие уровни шумов могут быть причиной усталости, раздражения, недостаточной сосредоточенности, уменьшения производительности, ослабленной бдительности и появления элементов небрежности. При особенно сильном шуме возрастает количество ошибок, увеличиваются искажение восприятия времени, напряжение в работе.

При превышении уровня шума в 85 дБ систематическое и длительное нахождение человека в этих условиях вызывает изменение чувствительности слухового аппарата. Может произойти поражение звуковоспринимающих ресничек внутреннего уха, определяющих различные тембры звука. На начальной стадии потери слуха нарушается восприятие высоких частот. Это раннее нарушение слуха почти невозможно определить. На следующих стадиях потери слуха, когда поражаются разговорные частоты, оказывается слишком поздно оказывать помощь.

Работа в условиях шума может вызвать усталость и раздражение. Создание помех голосовой связи может подвергнуть риску выполнение задания, что в совокупности может привести к АП. Поэтому необходимо доводить до минимума время пребывания людей в условиях, где шум невозможно устранить. Ограничения по пребыванию в условиях шума приведены на рис. 1.

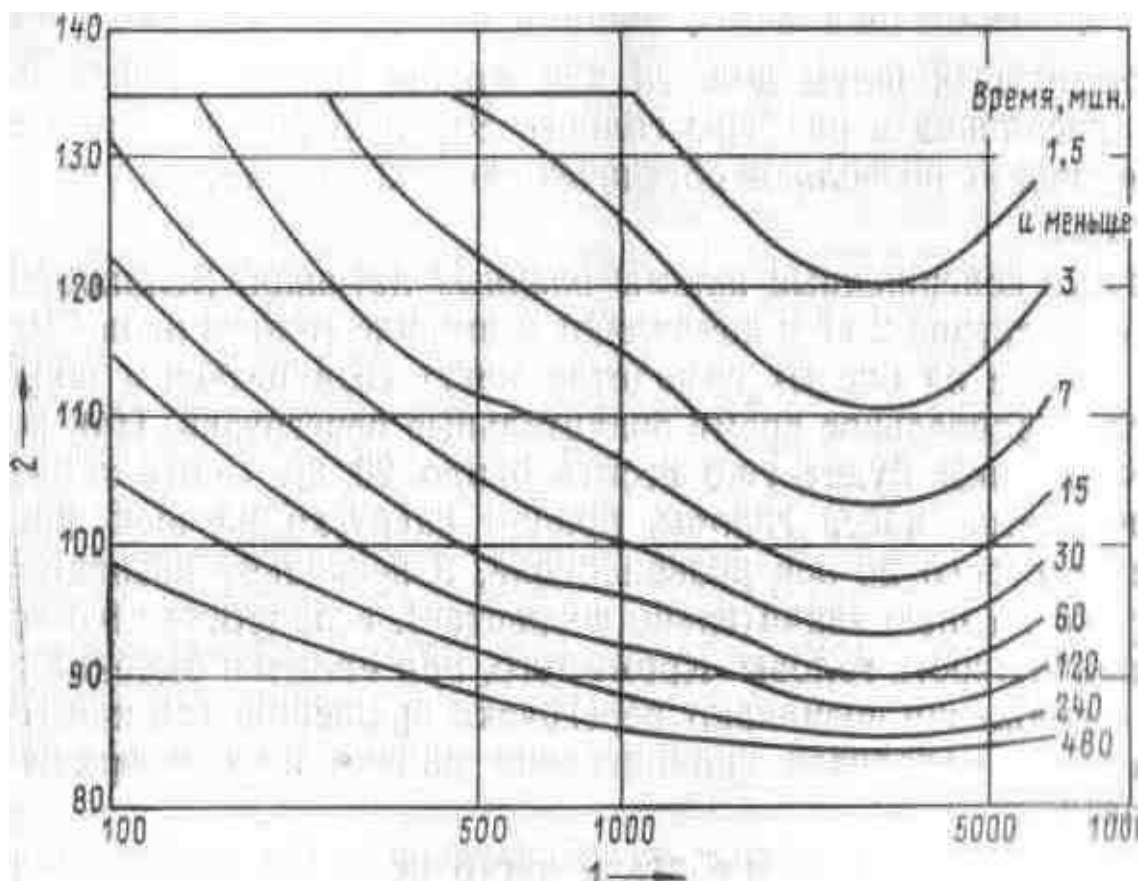


Рис. 1. Ограничения по пребыванию в условиях шума  
1 – частота основной звуковой полосы, Гц;  
2 – уровень звукового давления октавного спектра шума, дБ.

## Влияние отказов АТ на безопасность полетов

Анализ статистики АП показывает, что на современных ЛА остается высокий процент аварий по причине отказов АТ (18%). В основном, отказы АТ происходят из-за конструктивно-производственных недостатков и чаще всего проявляются на режимах взлета и посадки. При этом следует отметить, летчики вовремя и правильно оценивают аварийную обстановку, принимают своевременное решение на катапультирование и остаются невредимыми. Рассмотрим влияние отказа системы управления самолетом на динамику развития аварийной ситуации.

При отказах элементов системы управления ЛА возникают самые неблагоприятные условия для дальнейшего его пилотирования. Исход аварийной ситуации при данных отказах в основном зависит от классности летчика и его практических навыков по действию в аварийной ситуации. Однако нередко случаи, когда именно отказ той или иной системы из комплекса оборудования автоматизированного управления ЛА вызывает недопустимые ошибки пилотирования, исходом которых является АП.

Своевременное обнаружение отказа в системе управления ЛА, филигранное парирование возникающих отрицательных воздействий на движение ЛА – необходимые условия для сведения к минимуму опасности аварии или катастрофы, требующие высочайшего мастерства и подготовки высококвалифицированных летчиков.

Если ЛА устойчив в полете по перегрузке, то для изменения угла атаки необходимо преодолеть собственное свойство ЛА сохранять перегрузку. Для этого следует приложить определенное усилие к ручке управления ЛА  $\Delta P_B$  и отклонить ее на величину  $\Delta X_B$ , в результате которого руль высоты (стабилизатор) отклонится на угол  $\Delta \varphi$ . При отклонении стабилизатора появляется неуравновешенный момент и ЛА начнет изменять угол атаки, перегрузку. Устойчивый по перегрузке ЛА в дальнейшем сам сбалансируется по перегрузке, соответствующем углу отклонения стабилизатора.

Автоматы регулирования управления (АРУ) обеспечивают требуемые законы изменения градиента отклонения ручки управления ЛА по перегрузке  $X_B^{n_y}$  и градиента усилия на ручку управления по перегрузке  $P_B^{n_y}$ .

Под градиентами  $X_B^{n_y}$ ,  $P_B^{n_y}$  понимают отклонение ручки управления ЛА и усилие, которое необходимо приложить дополнительно к ней, чтобы изменить перегрузку  $n_y$  на единицу.

$$X_B^{n_y} = \varphi^{n_y} / K_B$$
$$P_B^{n_y} = (C_B \times \varphi^{n_y}) / K_B,$$

где  $C_B$  – жесткость загрузочного механизма;

$K_B$  – передаточное число;

$\varphi^{n_y}$  – градиент отклонения стабилизатора по перегрузке, численно равен отклонению стабилизатора, необходимому для изменения перегрузки на единицу. Он определяется следующим выражением:

$$\varphi^{n_y} = - \sigma_n C_{y_{г.п.}} / m_z^\varphi,$$

где  $C_{y.g.p.}$  – коэффициент подъемной силы самолета в горизонтальном полете;  
 $\sigma_n$  – устойчивость самолета по перегрузке;  
 $m_z^\varphi$  – эффективность стабилизатора.

При перемене числа  $M$  полета устойчивость по перегрузке  $\sigma_n$  и эффективность стабилизатора изменяются, вследствие чего  $\varphi^{ny}$  имеет зависимость, представленную на рис. 2.

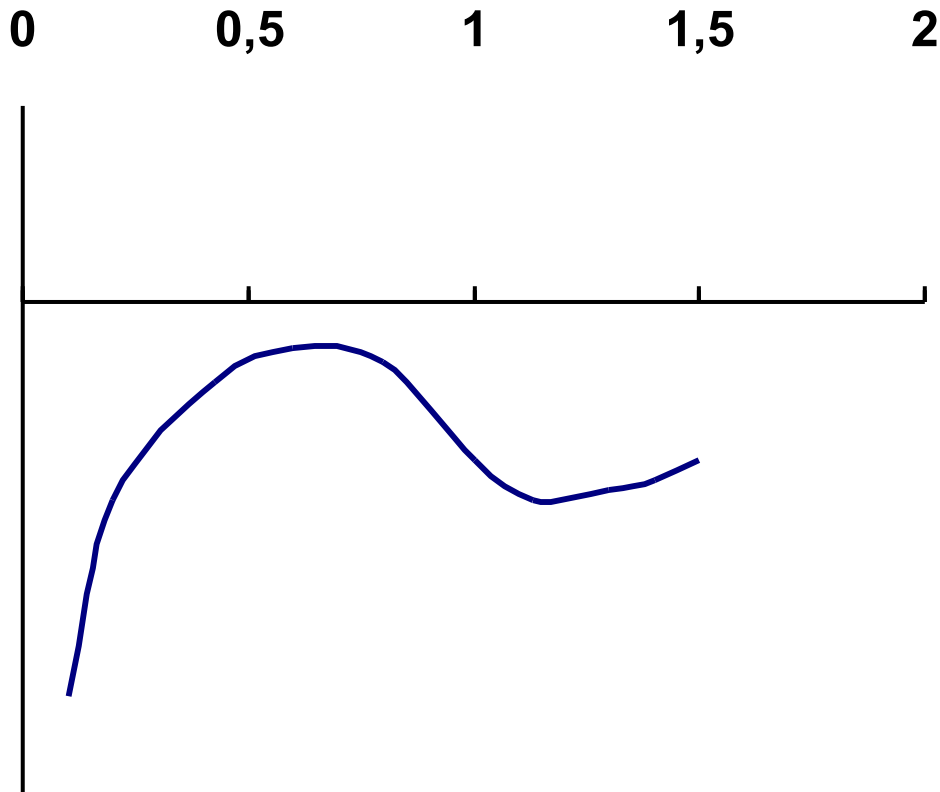


Рис. 2. Зависимость градиента  $\varphi^{ny}$  от числа  $M$

Градиент  $\varphi^{ny}$  в летном диапазоне скоростей и высот ЛА изменяется в широких пределах (в 20 – 30 раз). Минимальные значения  $\varphi^{ny}$  имеет при полете на больших дозвуковых скоростях полета у земли ( $\approx 0,3^\circ$ ).

При отказе АРУ прекращается регулирование жесткости грузочного механизма  $C_b$  и передаточного числа  $K_b$ , вследствие чего  $X_b^{ny}$  и  $P_b^{ny}$  будут изменяться пропорционально градиенту  $\varphi^{ny}$ . Это существенно усложняет управление самолетом, так как ошибка, допущенная летчиком при отклонении РУС, в большей степени зависит от градиента  $P_b^{ny}$ . Как увеличение, так, и особенно, уменьшение градиента  $P_b^{ny}$  будут сопровождаться ростом относительной ошибки пилотирования. При очень малых градиентах летчик не сможет дозировать усилия управления, поэтому возрастает возможность раскачки ЛА, особенно, если летчик своевременно не заметит отказ АРУ.

Раскачка ЛА вызывается уменьшением  $X_b^{ny}$  и  $P_b^{ny}$  и происходит из-за того, что ощутив повышенную реакцию ЛА на отклонение РУС, летчик инстинктивно отклоняет ее чрезмерно в противоположную сторону, причем вследствие

естественного запаздывания собственной реакции, инерционных свойств ЛА и системы управления, делает это со сдвигом по фазе по отношению к колебаниям ЛА. Амплитуда колебаний при этом все время увеличивается, и ЛА может выйти за пределы критических значений угла атаки и перегрузки.

При заедании штока исполнительного механизма АРУ на управляемость ЛА будут влиять как изменение высоты, так и изменение скорости. Уменьшение скорости приведет к затяжелению управляемости, а увеличение – к облегчению. При этом выполнение посадки ЛА значительно усложняется, что может явиться причиной его аварии или катастрофы.

Рассмотрим отказ автомата демпфирования, вызывающий возмущенное движение ЛА и представляющий угрозу безопасности полета (рис. 3).

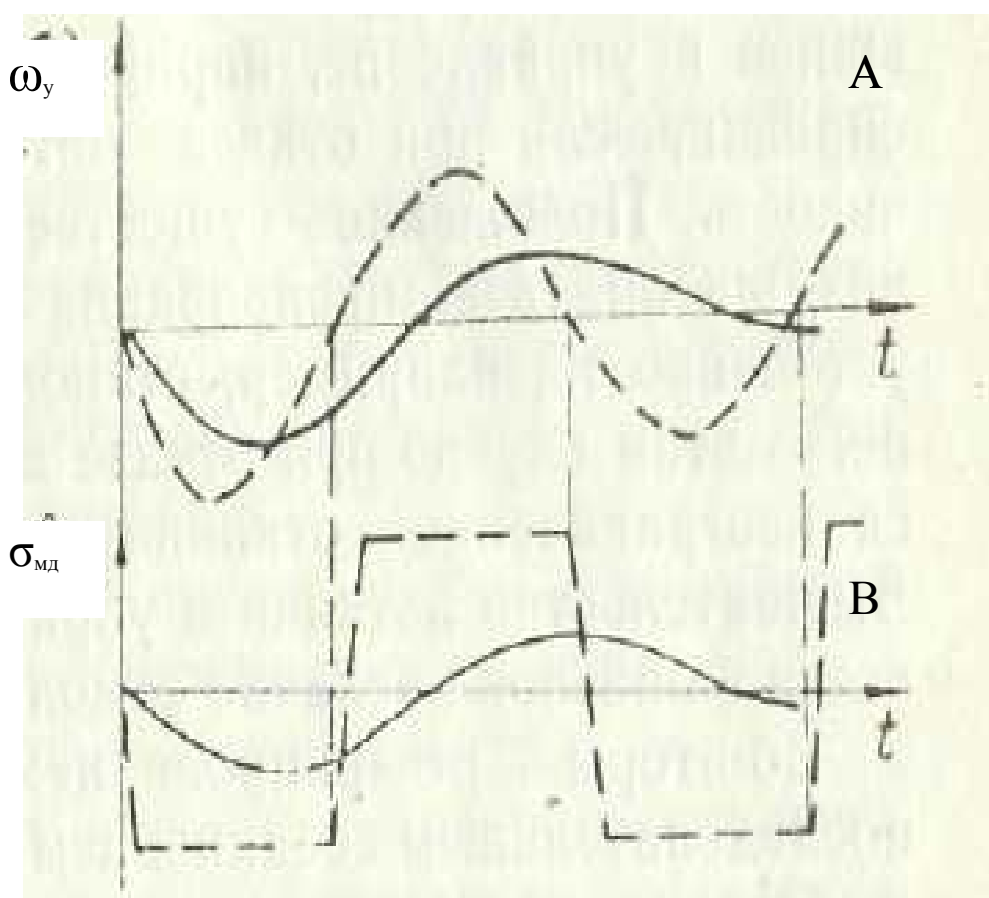


Рис. 3. Изменение угловой скорости рыскания и отклонений руля направления самолета

— при исправной работе автомата демпфирования;  
- - при обрыве цепи обратной связи автомата демпфирования

Допустим, что в демпфере рыскания произошел обрыв внутренней цепи обратной связи сервопривода. Предположим, что под действием какой-либо возмущающей причины возникли колебания рыскания. При исправной работе автомата демпфирования изменение угловой скорости рыскания и отклонений руля направления будет происходить так, как показано на рис. 3А контурными



линиями. Нормально работающая цепь обратной связи обеспечивает пропорциональность между величиной угловой скорости  $\omega_y$  и величиной отклонения руля демпфером  $\sigma_{нд}$ .

При обрыве цепи обратной связи нарушается эта пропорциональность, так как демпфер будет реагировать теперь не на величину, а только на знак угловой скорости. От сигнала  $\omega_y$  руль направления будет отклоняться на всю величину, контролируемую демпфером, независимо от величины угловой скорости и будет удерживаться в этом положении до тех пор, пока угловая скорость в процессе колебаний не станет равной нулю. При перемене знака угловой скорости рыскания демпфер с некоторым запаздыванием в процессе колебаний резко отклонит руль направления в противоположную сторону (штриховая линия на рис. 3В). Благодаря этому увеличивается частота колебаний и ухудшается затухание колебаний, а при близости собственных частот колебаний ЛА и демпфера могут возникнуть незатухающие колебания (автоколебания).

Обрыв цепи обратной связи демпфера рыскания особенно неблагоприятен для современных ЛА со стреловидными и треугольными крыльями, у которых параметр  $\chi = (\omega_x)_{\max}/(\omega_y)_{\max}$  может достигать больших значений. В этом случае колебаниям рыскания с малой амплитудой ( $\beta = 1 \dots 3$  град) будут сопутствовать колебания крена с большой амплитудой ( $\gamma = 20 \dots 35$  град). Частота возникающих колебаний может превышать полосу пропускания летчика (0,5... 1,0 Гц), вследствие чего летчику трудно отклонением руля парировать раскачку ЛА. Попытка летчика предотвратить раскачку в некоторых случаях может даже привести к перевороту ЛА «на спину». Прекратить возникшую раскачку в рассматриваемом случае можно только отключением автомата демпфирования.

*Таким образом, рассмотренные выше физиологические факторы и отказы АТ требуют комплексного подхода к решению проблемы повышения безопасности полетов. Анализ обстоятельств и причин АП позволяет разработать конкретные мероприятия для парирования появления и воздействия на безопасность полетов различных причин и факторов.*