

## МЕХАНИКА ВЕРТОЛЁТНОГО ШТОПОРА

Ахиллесовой пятой вертолётной классической одновинтовой схемы является рулевой винт (РВ). При нехватке тяги РВ нарушаются явно три, а неявно все шесть уравнений динамики движения вертолёта. Падение тяги РВ изначально приводит к кренению и смещению (скольжению) вертолёта вправо и развороту по курсу влево. В динамике при этом теряется ещё и эффективность стабилизатора, что приводит к изменению угла тангажа на пикирование. В большинстве случаев опасная ситуация возникает по вине лётчика из-за неграмотной эксплуатации воздушного судна. Однако есть ряд случаев, когда и без выхода за эксплуатационные ограничения полёта отмечается аналогичное поведение вертолёта. Все эти случаи являются следствием уменьшения тяги рулевого винта. Движение вертолёта в пространстве при этом напоминает штопор самолёта, поэтому данный критический режим также получил название «штопора», но вертолётного (рис. 1).

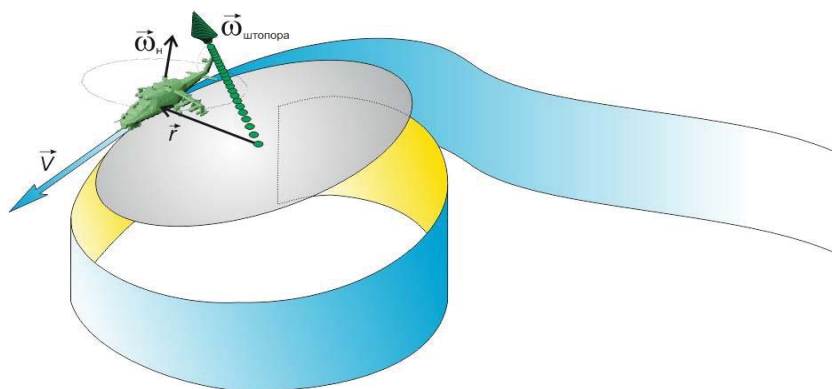


Рисунок 1 – Фрагмент штопора

Режим такого штопора сложный, так как пилотирование затруднено из-за неадекватной реакции вертолёта на обычные управляющие действия. Появляются неустраняемые крен, тангаж, разворот вертолёта влево даже при полном использовании возможностей лётчика. В качестве примера на рисунке 2 показано одно из авиационных происшествий подобного типа, закончившееся аварией.

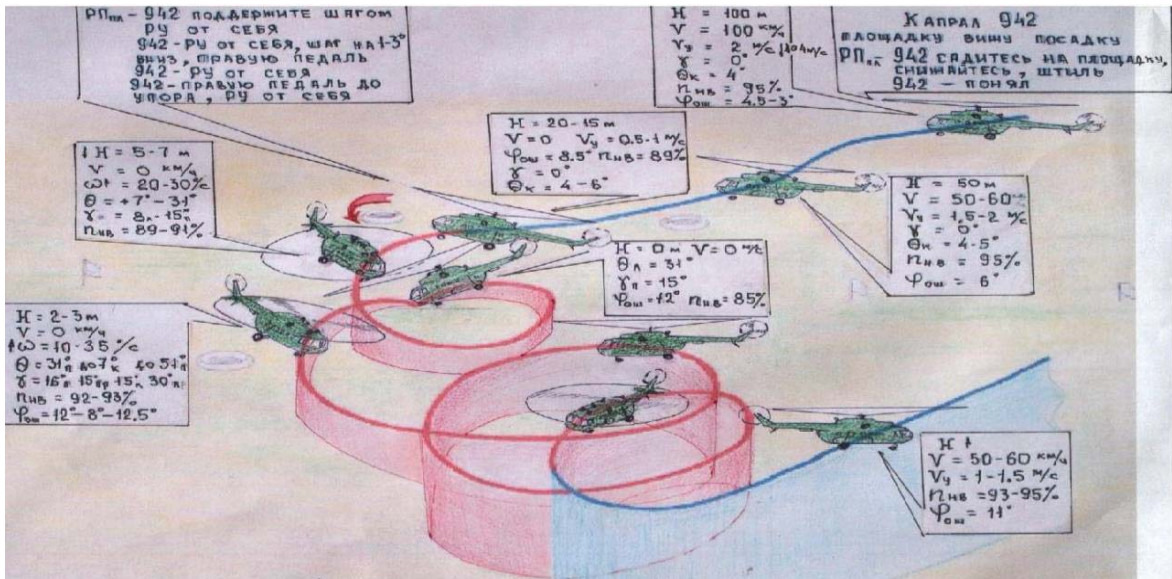


Рисунок 2 – Авиационное событие

В общем случае движение вертолѐта можно рассматривать состоящим из поступательного движения его центра масс и поворотов по тангажу, крену и рысканию.

От таких кинематических параметров, как скорости и ускорения отдельных компонентов вертолѐта, в конечном итоге зависят аэродинамические силы и моменты, вызывающие сложное движение вертолѐта. Следует отметить, что вертолѐтный штопор, как явление, следует отнести к автоколебательным процессам, таким как флаттер, шимми, земной резонанс. Во всех вышеперечисленных случаях причина вызывает следствие, а следствие, в свою очередь, усиливает причину. Процесс носит лавинообразный характер. С тремя последними научились бороться с помощью конструктивных решений.

В таком движении имеют место устраняемые крен, тангаж и разворот влево.

При допущенном криволинейном движении вертолѐта на его несущем винте (НВ), как на гироскопе, возникает пространственный гироскопический момент (рис. 3), кренящий вертолѐт вперед и вправо.

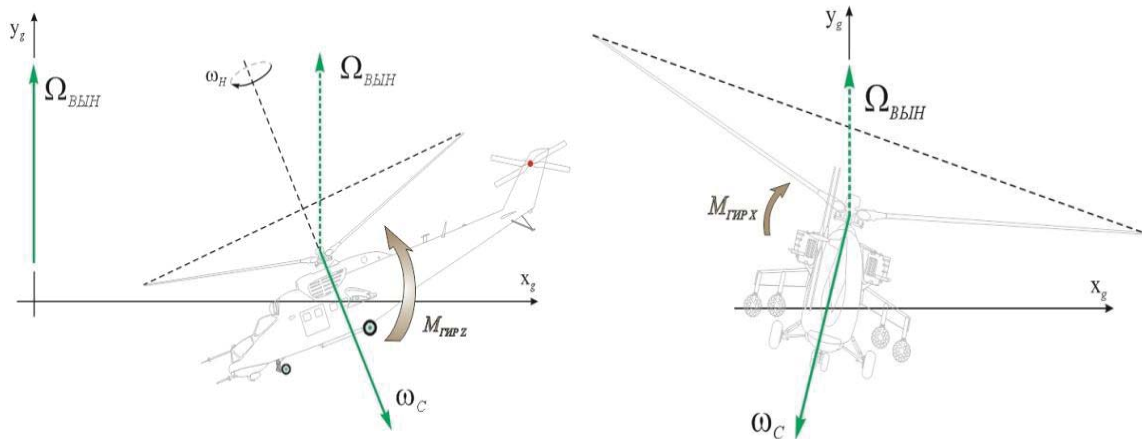


Рисунок 3 – Гироскопические моменты, кренящие вертолѐт вперед и вправо

Оценить его можно, определив отдельно эти составляющие.

Следует отметить, что ось штопора, в общем случае, не является вертикалью и имеет произвольное пространственное положение (рис. 1).

Расчёты показывают, что при крене более  $10^\circ$ , тангаже более  $15^\circ$  и угловой скорости штопора  $0,4$  1/сек у лётчика нет шансов устранить крен и тангаж за счёт управления.

При рассмотрении неустраняемого разворота вертолёт влево важно учитывать, что работа рулевого винта вертолёт классической одновинтовой схемы происходит в непосредственной близости от несущего винта, причём наблюдается как положительный, так и отрицательный эффект их взаимовлияния. Интерференция НВ и РВ практически на всех режимах полёта вертолёт связана с особенностями формирования вихревого следа от НВ [1]. На рис. 4 показано, что при углах правого скольжения более  $50^\circ$  рулевой винт выходит из зоны влияния несущего винта [2, 3]. Пульсационный характер тяги РВ сигнализирует о зарождении на нём режима «вихревого кольца».

В вышерассмотренном авиационном событии вертолёт начал самопроизвольно вращаться [4] из-за падения тяги рулевого винта. Так как при углах правого скольжения более  $50^\circ$  рулевой винт выходит из зоны влияния НВ, то его можно рассматривать как изолированный воздушный винт. Индуктивные скорости от вихревого следа несущего винта в плоскости РВ и нормальные к плоскости вращения РВ при  $\beta_H = 90^\circ$  близки к нулю (рис. 5).

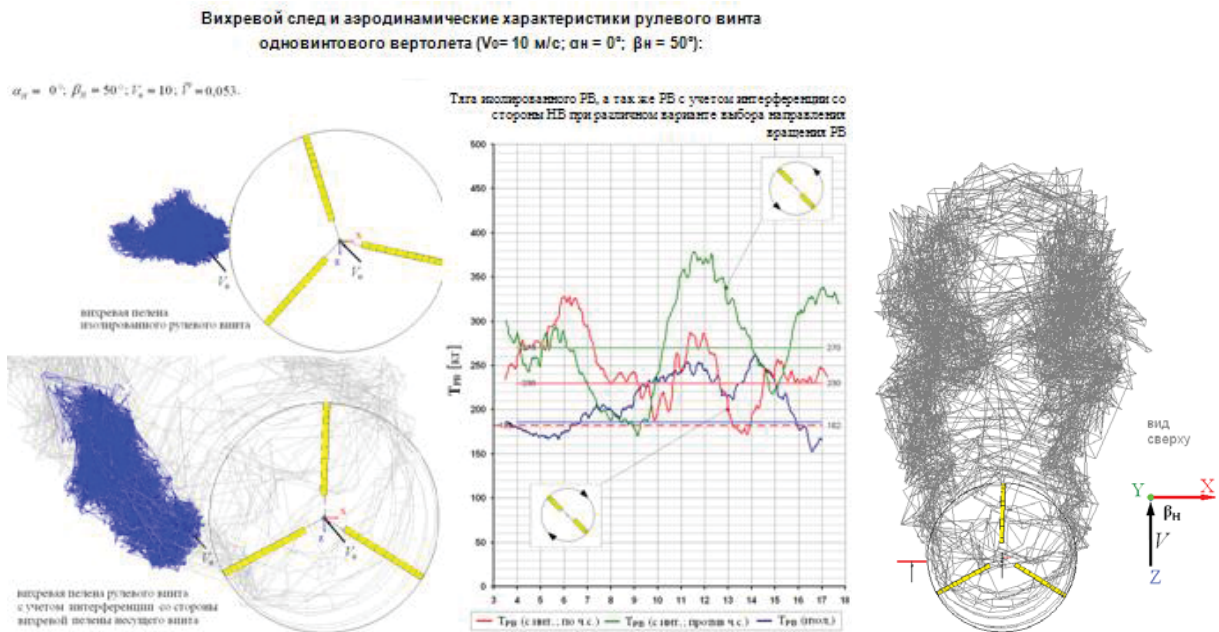


Рисунок 4 – Вихревой след НВ и РВ при правом скольжении ( $\beta_H = 50^\circ, 90^\circ$ )

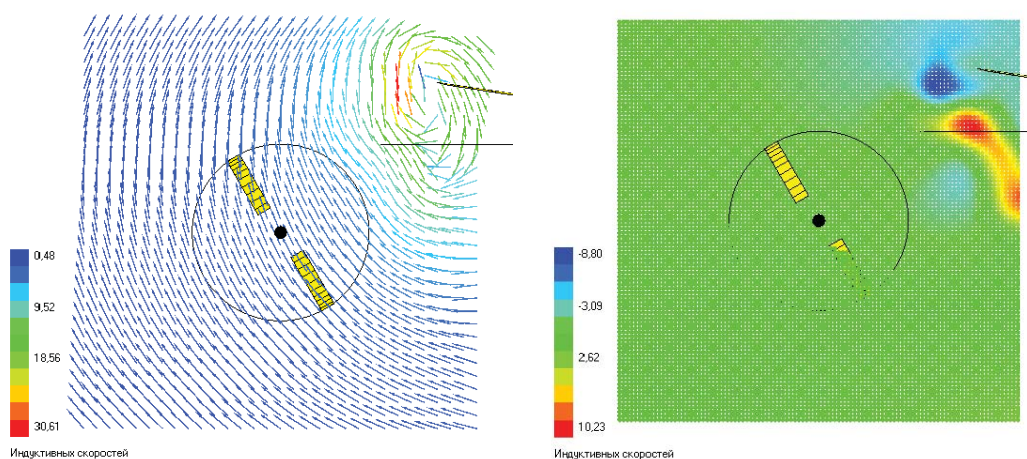


Рисунок 5 – Поле индуктивных скоростей от вихревого следа НВ в плоскости РВ (слева) и нормальное к плоскости вращения РВ (справа) при  $\beta_n = 90^\circ$

Это значит, что весь наработанный материал по режиму «вихревого кольца» для НВ будет справедлив и для РВ с одной лишь особенностью: осевая скорость в районе РВ может возникнуть либо из-за наличия правого ветра, либо из-за допущенного правого скольжения.

Некоторые сведения по режиму «вихревого кольца» (РВК):

- начало РВК - примерно половина индуктивной скорости подсосывания (при индуктивной скорости подсосывания НВ 9-10 м/с ограничение по вертикальной скорости снижения составляет 4-5 м/с, при индуктивной скорости подсосывания РВ 17-20 м/с имеется ограничение 10 м/с по ветру справа);

- максимальное уменьшение тяги воздушного винта равно 30-35%, следовательно, и потребное отклонение правой педали увеличится на одну треть.

Вывод: в связи с допущенным перетяжелением НВ под действием реактивного момента вертолёт развернулся влево на угол более  $50^\circ$ . Рулевой винт вышел из зоны влияния несущего винта. Проекция скорости поступательного движения вертолэта 54 км/час (15 м/сек) на ось вращения РВ при угле скольжения  $60^\circ$  равна 13 м/сек. Уже через 4-5 оборотов РВ на нём сформируется режим «вихревого кольца» со всеми вытекающими последствиями. Даже при полном отклонении правой педали тяги РВ не хватит для обеспечения балансировки вертолэта.

Рекомендации:

- при наличии высоты отклонить рулевое управление от себя и вправо, а осевой шарнир вниз, то есть не бороться с гироскопическими моментами, а использовать их для быстрого разгона и восстановления полной управляемости вертолэта;

- при отсутствии запаса высоты осевой шарнир отклонить вниз до значений, при ко-

торых разворот вертолѐта вправо и одновременное его снижение дадут желаемый результат, то есть посадку без опрокидывания.

#### **Библиографический список**

- 1 Онушкин Ю.П., Симоненко В.А., Аникин В.А. Аэродинамические характеристики комбинаций винтов. Труды ВВИА им. проф.Н.Е.Жуковского, 1981 г.
- 2 Онушкин Ю.П., Локтев Б.Е. К моделированию неуправляемого вращения вертолета на ЭВМ. Труды ВВИА им. проф.Н.Е.Жуковского, 1983 г
- 3 Онушкин Ю.П., Локтев Б.Е., Безнощенко В.В. Исследование штопора вертолета. Труды ВВИА им. проф.Н.Е.Жуковского, 1991 г.
- 4 Анимица В.А., Леонтьев В.А. О «самопроизвольном» вращении одновинтовых вертолетов. Научный вестник МГТУ ГА № 151. М., 2010.