

УДК 629

А.Г. Огырь

АНАЛИЗ ДИНАМИЧЕСКИХ СВОЙСТВ ВЕРТОЛЁТА ПРИ РАЗЛИЧНЫХ РЕЖИМАХ ПОЛЕТА

Национальный авиационный университет, г.Киев, anna_ogyr@ukr.net

На современном этапе развития авиационной техники вертолет является одним из наиболее распространённых типов летательного аппарата вертикального взлета и посадки, нашедшим широкое применение как в народном хозяйстве, так и в военном деле. Он имеет ряд преимуществ над другими летательными аппаратами: может взлетать вертикально вверх без разбега и совершать вертикальную посадку без пробега, неподвижно висеть в воздухе, допуская поворот вокруг вертикальной оси в любую сторону. Вертолет, как и все летательные аппараты для обеспечения нормального полета должен обладать заданной устойчивостью и управляемостью на различных режимах работы.

Ключевые слова: вертолет, динамические характеристики, лопасть, сечение, срыв потока воздуха, авторотация, устойчивость.

Введение

Возможность вертолетов совершать взлет и посадку с ограниченных и неподготовленных площадок, маневрировать на режиме висения, способность осуществлять полеты на предельно малых высотах позволяют использовать их для выполнения целого ряда тактических задач, возлагаемых на армейскую авиацию. Вертолеты могут успешно производить десантирование войск и техники, вести огневую поддержку сухопутных войск, производить разведку и наблюдение за полем боя, осуществлять поиск, в том числе подводных лодок, эвакуировать раненых и др. С появлением на вооружении вертолетов управляемых ракет вертолеты огневой поддержки могут успешно поражать с относительно больших дальностей бронетанковую технику противника и другие малоразмерные цели.

Анализ последних достижений и публикаций

Известен целый ряд как зарубежных, так и отечественных публикаций по теме динамических свойств вертолета. Одно из центральных мест занимает именно исследование динамической устойчивости вертолета при различных режимах полета. При этом именно повышение устойчивости вертолета на режиме висения является одним из основных пунктов улучшения системы управления в целом.

Постановка задания

Из анализа свойств вертолета как объекта управления следует, что на некоторых режимах вертолет неустойчив. На этих режимах при фиксированном положении рычагов управления вертолет совершает расходящиеся колебательные движения с нарастающей амплитудой как в продольном, так и в боковом движении [1].

Для обеспечения устойчивости движения вертолета летчик при ручном пилотировании должен непрерывно формировать управляющие воздействия для гашения расходящихся колебаний.

Кроме того, между всеми каналами вертолета существуют сильные перекрестные связи и управляющее воздействие в одном канале может действовать в других как возмущение, что затрудняет пилотирование.

Вследствие инерции вращательного и махового движения лопастей одновинтового вертолета происходит некоторое отставание наклона конуса вращения от наклона вала. Этот угол отставания создает демпфирующий момент, противодействующий к наклону всего вертолета и, следовательно, уменьшающий колебательные движения и улучшающий динамическую устойчивость вертолета. Здесь уместно отметить, что наклон оси конуса вращения относительно конструктивной оси винта, повышающий статическую устойчивость несущего винта по скорости, является причиной ухудшения динамической устойчивости вертолета [2].

Перечисленные особенности потребовали введения на вертолетах автоматических систем

управления, главное назначение которых — облегчить технику пилотирования, снизить утомляемость летчика, высвободить его внимание для решения задач более высокого уровня (наблюдение, поиск, разведка, навигация, применение оружия и др.).

Решение поставленного задания

Характерный вид областей эксплуатационных режимов вертолета приведен на рис. 1. В режиме висения вертолет имеет нулевую скорость и даже отрицательную [1]. Это обусловлено тем, что на режиме висения сила веса уравнивается подъемной силой несущего винта.

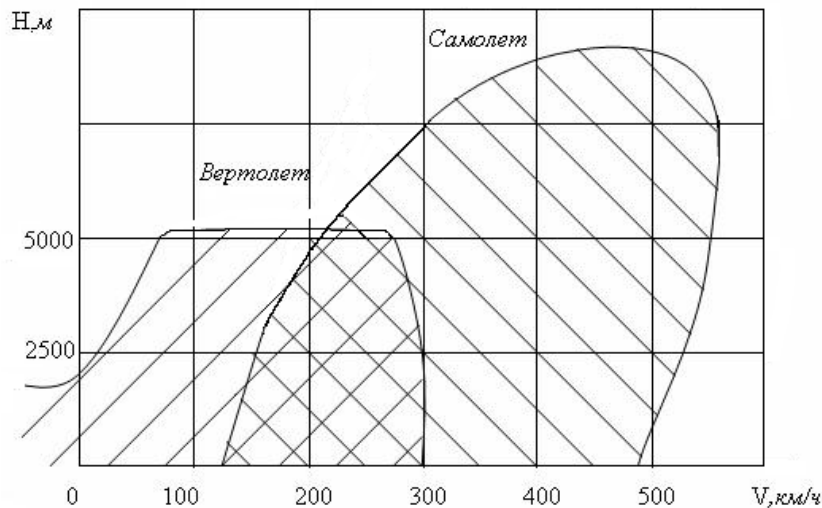


Рис. 1. Области режимов полета винтового самолета и вертолета

Подъемная сила несущего винта на высотах, которые меньше его диаметра, существенно зависит от экранирующего эффекта подстилающей поверхности. Наблюдается увеличение подъемной силы несущего винта за счет эффекта “воздушной подушки”. Давление заторможенного воздуха под вертолетом увеличивается [3]. Общий характер относительного приращения подъемной силы несущего винта $\Delta T = \frac{\Delta T_H}{T}$ в зависимости от относительной высоты полета H , отнесенной к радиусу несущего винта R , показан на рис. 2.

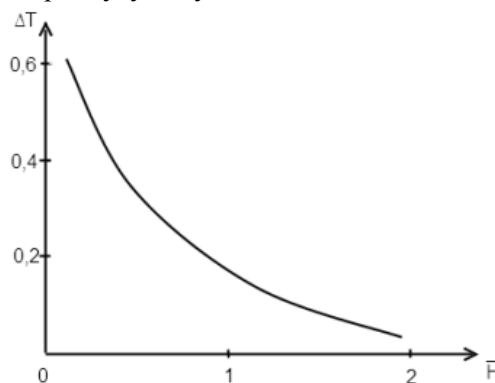


Рис. 2. Приращение тяги несущего винта в зависимости от относительной высоты полета вертолета

Из анализа данных графика видно, что при малой высоте полета есть приращение силы тяги, превышающую диаметр несущего винта, это приращение исчезает. Этот эффект может быть использован при взлете по-самолетному, с разбегом. Если есть возможность производить взлет с разбегом, то вертолет более длительное время находится в зоне экранирующего эффекта и можно использовать это для увеличения полезной нагрузки. При взлете вертолета с палубы корабля неучет экранирующего эффекта может привести к нежелательным отклонениям траекторного движения, к провалу траектории при смещении вертолета от взлетной площадки на водную поверхность [3].

Нежелательным и опасным является так называемый режим вихревого кольца, который

может возникнуть на несущем винте при снижении со скоростью, превышающей некоторую критическую скорость, обычно равную 2-7 м/с. Режим вихревого кольца возникает в результате взаимодействия двух потоков: отбрасываемого винтом со скоростью v_{om} и набегающего на несущий винт при вертикальном снижении вертолета со скоростью v_y . Поток, отбрасываемый винтом, уменьшает свою скорость, и на некотором расстоянии от плоскости вращения винта скорость отбрасываемого воздуха становится равной скорости снижения вертолета. Образуется плоскость растекания струй отбрасываемого воздуха, которые в значительной части снова сверху подсащаются винтом и вновь отбрасываются. При некоторой скорости вертикального снижения (критической скорости вихревого кольца) практически весь отбрасываемый воздух снова подсащается и участвует в циркуляционном движении возле несущего винта. Тяга несущего винта на режиме вихревого кольца резко падает, при этом вертолет резко увеличивает вертикальную скорость [3]. Режим вихревого кольца является нежелательным, для вывода из него вертолет переводят в планирование (при этом наступает режим косоугольного обдува несущего винта) или используют перевод вертолета в режим самовращения или авторотации.

Режим самовращения или авторотации используется как аварийный режим при внезапном отказе двигателей вертолета. В этом режиме винт приводится во вращение набегающим потоком. Возникающие при таком вращении аэродинамические силы позволяют уменьшить вертикальную скорость снижения и обеспечить в некоторых пределах управление вертолетом.

На летные ограничения вертолета оказывают влияние срывные режимы работы несущего винта. На режиме косоугольного обтекания на лопасти винта практически всегда имеют место срывы потока, которые при определенных условиях могут привести к значительным потерям подъемной силы, увеличению сопротивления вращению и недопустимым вибрациям и тряске несущего винта и вертолета в целом [1].

Причина срыва потока с лопасти несущего винта та же, что и с крыла самолета — выход отдельных элементов лопасти на закритические углы обтекания. Для несущего винта вертолета можно выделить три характерных вида срыва:

- срыв при осевом обтекании, возникающий при увеличении угла установки лопастей φ (например, с ростом высоты полета). Местные углы атаки элементов лопасти превышают критическое значение. Срыв на режиме осевого обтекания возникает практически сразу по всем азимутам лопастей;

- срыв в концевом сечении в азимуте $\psi = 270^\circ$. Он возникает вследствие обтекания лопасти со стороны задней острой кромки при полете, на режиме косоугольного обтекания несущего винта;

- срыв в концевых сечениях в азимуте $\psi = 300^\circ$. Этот вид срыва является следствием махового движения лопасти при косоугольном обтекании несущего винта и связанного с ним перераспределения углов атаки по азимуту. На рис. 3 показаны зоны срыва для двух скоростей полета. Срыв на конце лопасти оказывает значительное влияние на аэродинамику несущего винта и может привести к недопустимой тряске вертолета. По срыву потока с лопастей несущего винта существует ограничение максимальных скоростей полета вертолета [3].

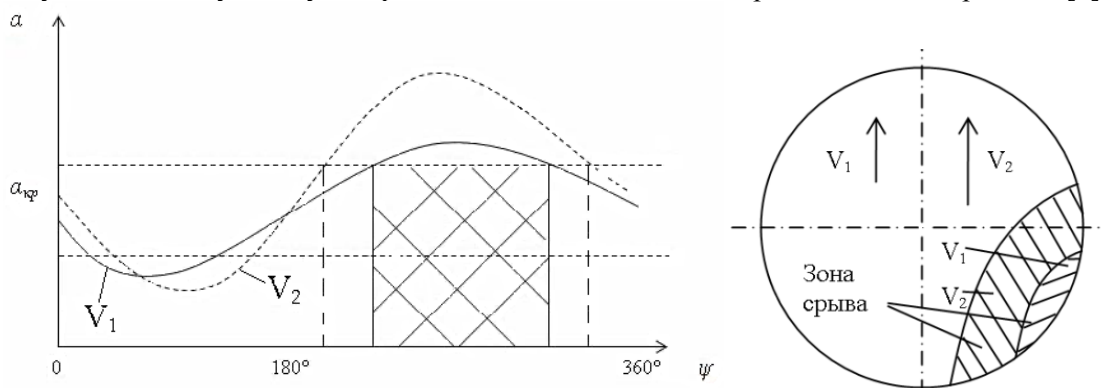


Рис. 3. Зоны срыва потока в концевых сечениях лопастей

Для вертолетов с одним двигателем существуют опасные области режимов полета, которые показаны на рис. 4:

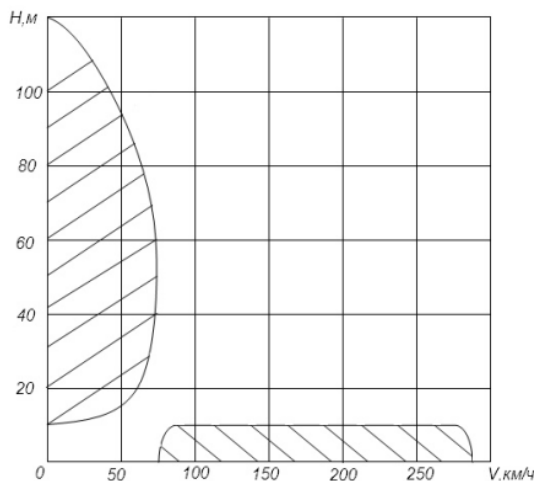


Рис. 4. Области опасных режимов полета вертолета

В случае отказа двигателя при полете в области 1 (рис. 4) вертолет не успевает перейти на режим установившейся авторотации и приземление произойдет с большой вертикальной скоростью. В случае отказа двигателя при полете в области 2 вертолет начинает быстро терять высоту и летчик может не успеть выполнить маневр, чтобы предотвратить столкновение с землей. В этой же области являются опасными и отказы в контурах САУ или автопилота [1].

Выводы

Таким образом, главным средством улучшения динамической устойчивости является создание демпфирующих моментов.

В качестве же средств, повышающих демпфирование, а следовательно, и динамическую устойчивость вертолета, могут быть использованы:

- изменение массовой характеристики лопасти за счет ее утяжеления, играющее очень существенную роль в устойчивости вертолета;
- подбор аэродинамически более устойчивых профилей лопасти, рациональная конструкция лопасти и т. д.;
- введение в систему управления лопастями различных гироскопических сервоуправляющих устройств;
- увеличение момента инерции фюзеляжа, т. е. увеличение разнеса масс частей вертолета, которое несколько повышает динамическую устойчивость.

Для обеспечения безопасности полета вертолетов применяют ряд мер, среди которых важнейшей является установка двух двигателей для привода несущего винта, что позволяет резервировать энергоснабжение и привод. Важным средством является также перевод несущего винта в режим авторотации при отказе двигателей.

Список использованной литературы

1. Голованов Н.А., Зайцева Н.А., Кочнева Е.В., Ткачева Т.П. Двухступенчатый фильтр для решения задачи “висение”. – М.: Научтехлитиздат, “Авиакосмическое приборостроение”, 2002. №5. – с. 31-35.
2. Ништ М.И. Аэродинамика летательных аппаратов и гидравлика их систем. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1981. – 324с.
3. Красовский А.А., Вавилов Ю.А., Сучков А.И. Системы автоматического управления летательных аппаратов. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1986. – 378с.