

Онушкин Ю.П., Сизов Д.А., Полуяхтов В.А.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОСОБЫХ СЛУЧАЕВ ПОЛЁТА ВЕРТОЛЁТА

Введение

Аварийность при эксплуатации вертолётов, вызванная либо конструктивно-производственными недостатками, либо ошибками в технике пилотирования, либо недостатками в техническом обслуживании, высока. С 2000 по 2009 гг. в государственной авиации РФ произошло 395 авиационных событий с невосполнимой потерей авиатехники и гибелью людей [1] (285 из них в армейской авиации). Финансовые потери составили около 2-х млрд. рублей в год. Для исключения событий предусмотрено тщательное расследование с целью выяснения их истинных причин. Имеется острая необходимость создания универсальной математической модели динамики вертолёта, которая бы позволила смоделировать движение вертолёта после возможного отказа, либо при возникшей потере статической устойчивости, предусмотрев при этом и действия лётчика. Отказ одного либо двух двигателей вполне можно смоделировать с помощью метода энергий [2], а вот моделирование поведения вертолёта при отказе путевого управления либо при потере статической устойчивости представляет собой вторую задачу динамики свободного твёрдого тела (определение траектории по известным линейным и угловым ускорениям) [3,4].

1. Моделирование возможности выполнения полёта вертолёта с одним отказавшим двигателем при различных условиях эксплуатации по методу энергий (на примере вертолёта Ансат-У)

Основные закономерности динамической реакции вертолета на отказ одного двигателя следующие:

– в течение 1...2 с после отказа двигателя его мощность и соответственно создаваемый им крутящий момент уменьшается до нуля (рис. 1);

– мощность и соответственно создаваемый им крутящий момент другого двигателя автоматика выводит на повышенный режим работы, стремясь сохранить обороты НВ (рис. 1);

– основные кинематические параметры движения вертолета и соответственно положение продольно-поперечного и путевого управления, а также потребный крутящий момент НВ и тяга РВ сохраняются близкими к исходным балансировочным значениям;

– уменьшается частота вращения НВ до нуля (рис. 1) и возникает несбалансированный момент тяги РВ, вызывающий разворот и рывок вертолѐта вправо по курсу.

Наиболее быстрое и глубокое уменьшение частоты вращения НВ при прочих равных условиях наблюдается у вертолѐтов, имеющих сравнительно лёгкий и малоинерционный во вращении НВ со стеклопластиковыми лопастями. Интенсивность указанной разбалансировки по частоте вращения НВ и боковому движению вертолѐта зависит от режима работы его СУ в момент отказа двигателя, определяемого, в свою очередь, полѐтной массой, скоростью и высотой полѐта, а также температурой наружного воздуха (рис. 2). Обоснование возможности полѐта с одним двигателем следует из рис. 3, где показаны зависимости потребной и располагаемой мощности от скорости полѐта.

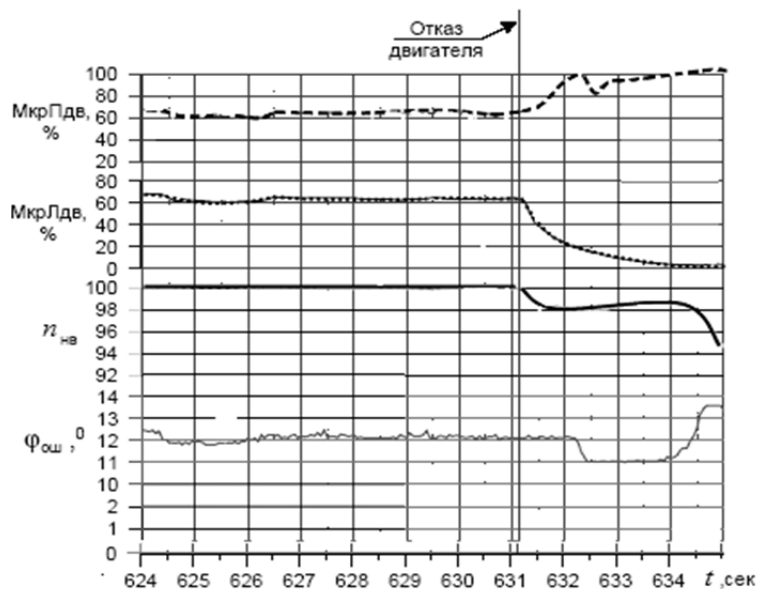


Рис. 1. Параметры винтомоторной группы при отказе одного двигателя на висении, вертолѐт АНСАТ, $G = 3300$ кг

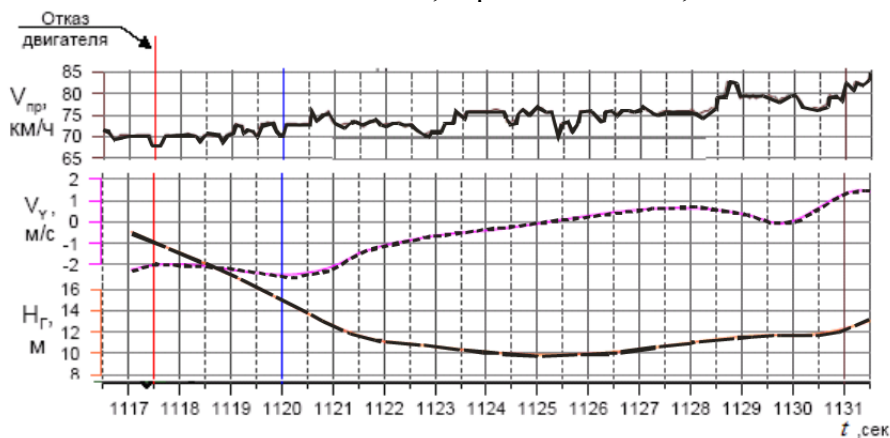


Рис. 2. Основные параметры полѐта при отказе одного двигателя $G = 3300$ кг, $t_{нар.в} = +18^{\circ}\text{C}$

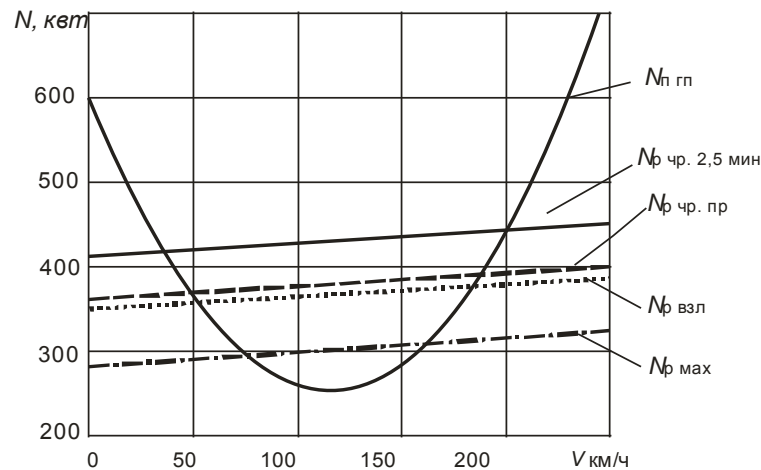


Рис. 3. Зависимость потребляемой и располагаемой мощности от скорости полёта.

О возможностях вертолёта выполнять полёт с одним работающим двигателем можно судить по адаптированному диапазону высот и скоростей полёта или по сетке тангенциальных перегрузок, полученных для различных условий (рис. 4).

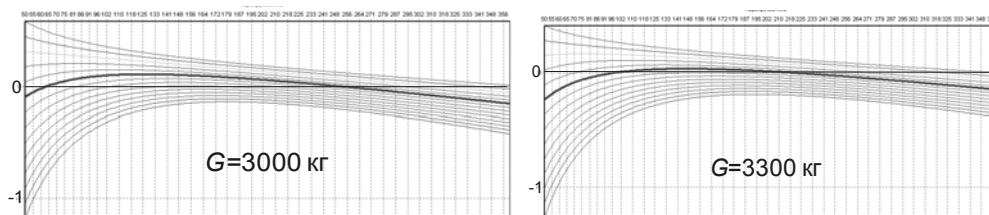


Рис. 4. Влияние полетного веса на изменение диапазона скоростей однодвигательного полета

Увеличение полётного веса либо температуры наружного воздуха значительно уменьшают возможности вертолёта по выполнению установившегося горизонтального полёта с одним работающим двигателем (рис. 5).

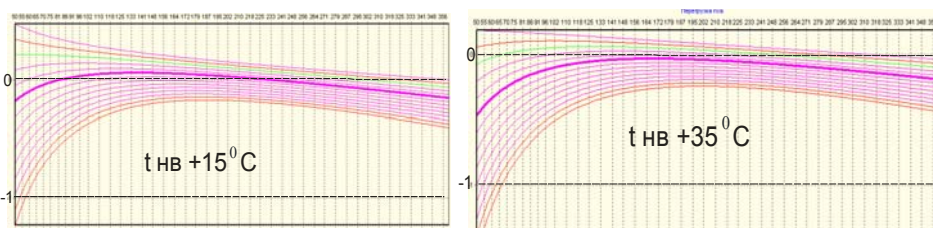


Рис. 5. Влияние температуры наружного воздуха на возможности выполнения однодвигательного полета

Таким образом, достаточную информацию о возможностях вертолёта выполнять однодвигательный полёт, либо полёт с двумя отказавшими двигателями предоставляет сетка тангенциальных перегрузок (энергетическая динамическая модель вертолёта).

2. Моделирование сложного пространственного движения вертолѐта вследствие потери статической устойчивости

Задача определения динамики движения центра масс вертолѐта и его пространственного положения в любой момент времени представляет собой вторую задачу динамики свободного тѐрлого тела. Решением задачи является совокупность функций $x(t)$, $y(t)$, $z(t)$, задающих закон движения центра масс вертолѐта относительно нормальной земной системы координат, и функций $\psi(t)$, $\gamma(t)$, $\vartheta(t)$, представляющих собой закон изменения пространственного положения вертолѐта относительно нормальной земной системы координат.

Особенностью данной задачи является то, что углы отклонения тяги НВ τ_z и τ_x определяются не только управляющими воздействиями лѐтчика, но и дополнительными завалами, возникающими в результате аэродинамического демпфирования и воздействия гироскопических моментов:

$$\tau_z = D_1\kappa + D_1\kappa_{AP} + a_1 + a_1' + a_1'' + a_1''',$$

$$\tau_x = D_1\eta + D_1\eta_{AP} + b_1 + b_1' + b_1'' + b_1'''.$$

Здесь κ и η – искусственные завалы конуса НВ, создаваемые лѐтчиком; κ_{AP} и η_{AP} – искусственные завалы конуса НВ, создаваемые автопилотом; a_1 и b_1 – естественные завалы конуса НВ от движения центра масс вертолѐта; a_1' и b_1' – завалы вследствие гироскопического момента на НВ вертолѐта, возникающего при маневрировании; a_1'' и b_1'' – завалы вследствие аэродинамического демпфирования и гироскопического момента от вращательного движения вертолѐта по тангажу; a_1''' и b_1''' – завалы вследствие аэродинамического демпфирования и гироскопического момента от вращательного движения по крену.

Четыре последних слагаемых в приведѐнных выражениях непосредственно лѐтчиком не контролируются. По этой причине на определённых режимах полѐта на вертолѐте могут наблюдаться неустраняемые крен, тангаж и рыскание, если суммарная величина дополнительных завалов превышает максимальные значения углов отклонения конуса, которые могут быть созданы лѐтчиком и автопилотом.

Более подробно данный подход изложен в работе [5].

Заключение

Создана простая математическая модель пространственного малоскоростного

движения вертолѐта, во многом основанная на результатах экспериментов (в частности, для определения тяги НВ и РВ). При этом НВ рассматривается преимущественно как твёрдое тело, а сложный динамический процесс движения конуса НВ относительно вала разложен на простые составляющие, вызванные конкретными причинами (аэродинамическое демпфирование, гироскопические явления), что позволило получить аналитические зависимости для определения завалов конуса НВ.

Библиографический список

1. Семенович, А.Р. Попасть на вращение // Вертолѐтная индустрия. – Апрель 2008.
2. Онушкин А.Ю. Расчѐт и построение манѐвров вертолѐта. // Авиакосмические технологии и оборудование: Сб. тр. Международной научно-практической конференции / Казань, 2006.
3. Браверман, А.С. Динамика вертолѐта. Предельные режимы полѐта / А.С. Браверман, А.П. Вайнтруб. – М.: Машиностроение, 1988. – 280 с.
4. Брамвелл, А.Р.С. Динамика вертолѐтов. – М.: Машиностроение, 1982. – 366 с.
5. Онушкин, Ю.П. О некотором подходе к моделированию аэродинамики и динамики пространственного движения одновинтовых вертолѐтов / Ю.П. Онушкин, Д.А. Сизов, В.А. Полуяхтов, В.Г. Пидодня, А.В. Островой // Известия вузов. Авиационная техника. – №4. – Казань, 2016. – С. 57-63.