

Онушкин Ю.И., Островой А.В., Полуяхтов В.А.

ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК НЕСУЩЕГО ВИНТА ВБЛИЗИ ПОДВИЖНОЙ ПРОИЗВОЛЬНО ОРИЕНТИРОВАННОЙ НЕСУЩЕЙ ПОВЕРХНОСТИ

Одним из сложнейших видов посадки вертолета считается посадка на корабль. При выполнении посадки вертолета на палубу авианесущего корабля существенно усложняются условия техники пилотирования в связи со значительным изменением влияния подстилающей поверхности на тяговые и моментные характеристики несущего винта (НВ). В связи с этим возникает необходимость в исследовании протекания аэродинамических характеристик (АХ) несущих систем вертолетов вблизи подвижной произвольно ориентированной граничной поверхности.

Целью настоящей работы является разработка методики расчета нелинейных нестационарных аэродинамических характеристик вертолета вблизи произвольно ориентированной подвижной экранирующей поверхности, а также выполнение необходимых расчетов аэродинамических характеристик вертолета соосной схемы вблизи подвижного экрана с целью подготовки материалов для выработки рекомендаций летному составу при выполнении посадки на палубу авианесущего корабля.

Аэродинамические характеристики вертолета определяются, в основном, аэродинамическими характеристиками несущего винта. Особенно это характерно для вертолета соосной схемы в отличие от одновинтового вертолета с рулевым винтом, который оказывает значительное влияние на моментные и динамические характеристики вертолета. Поэтому для исследования характеристик вертолета соосной схемы рационально упростить расчетную схему и опираться на изучение характеристик только несущего винта.

Рассмотрим общую постановку нелинейной нестационарной задачи о движении НВ вертолета. Вертолет движется в невязкой, несжимаемой среде, параметры которой (давление, плотность и скорость) известны. Рассматриваются прямые задачи аэродинамики, в которых пространственная форма несущей поверхности и кинематические параметры движения летательного аппарата (ЛА) заданы как функция координат и времени. Начальные условия также задаются.

Несущая поверхность непроницаема, следовательно, на ней нормальная составляющая скорости равна нулю. Имеет место закон сохранения массы, следовательно, справедливо

уравнение неразрывности. Поверхности тангенциального разрыва скорости движутся вместе со средой. На пелене должно выполняться условие непрерывности давления. Это позволяет получить пространственную форму вихревой пелены.

На бесконечном удалении от НВ и его следа возмущения, вызванные им, затухают.

Для определения циркуляций в сечениях несущей поверхности необходимо дополнительное условие – постулат Чаплыгина-Жуковского-Кутта о конечности скоростей на краях несущей поверхности

Основой для разработки методики расчета аэродинамических характеристик НВ вблизи подвижной произвольно ориентированной граничной поверхности является метод дискретных вихрей с замкнутыми вихревыми рамками.

Лопастей несущего винта заменяются плоской несущей поверхностью. Линии схода вихревой пелены постулируются. Вне несущей поверхности и следа течение удовлетворяет уравнению Лапласа со следующими граничными условиями:

- условие равенства нулю скорости потока по нормали к несущей поверхности (условие непротекания);
- условие убывания возмущений, вызванных несущей поверхностью, на бесконечном удалении от нее;
- постулат Чаплыгина-Жуковского о конечности скорости на линиях схода пелены;
- отсутствие перепада давления на пелене;
- перемещение пелены осуществляется по вектору возмущенной скорости.

В рамках метода дискретных вихрей решение уравнения Лапласа относительно потенциала скорости с указанными выше граничными условиями ищется в виде потенциала двойного слоя, распределенного по поверхностям S и σ . Задача обтекания рассматривается как задача Неймана для уравнения Лапласа.

При этом решение задачи сводится к двумерному сингулярному интегральному уравнению с особенностью. Вихревые слои, которыми моделируются лопасти винта, а также следы в расчетных схемах заменяются системами дискретных замкнутых вихревых рамок. Граничные условия в каждый расчетный момент времени выполняются в конечном числе контрольных точек. В результате красная задача сводится к решению системы линейных алгебраических уравнений, из которых находятся неизвестные циркуляции присоединенных и свободных вихрей. Нагрузки определяются при помощи интеграла Коши-Лагранжа. Искомое действие газа находится интегрированием давления по всей несущей поверхности.

Для исследования аэродинамических характеристик НВ вблизи подвижного экрана необходимо определить взаимное расположение НВ и граничной поверхности. Закон изменения положения граничной поверхности относительно НВ может быть произвольным. В работе принято, что изменение высоты и угла наклона экрана изменяется по гармоническому закону.

Однако при моделировании работы несущего винта вблизи экранирующей поверхности выявлены существенные особенности в протекании аэродинамических характеристик, что не соответствует физической картине течения. В проводившихся ранее исследованиях АХ НВ вблизи экрана расчет заканчивался через 1...1,5 с после выхода АХ на "полку". Для исследования АХ НВ вблизи подвижного экрана необходим более длительный расчет. Это связано с большим периодом колебаний палубы.

Для изолированного несущего винта пульсации коэффициента тяги незначительны. Анализ структуры следа за НВ показывает, что разгонный вихрь, образующийся при мгновенном приведении во вращение несущего винта, сносится индуктивным потоком и не оказывает существенного влияния на протекание аэродинамических характеристик.

Динамическая картина изменения индуцированной скорости вблизи винта помогает понять причину этого явления. Зона повышенных скоростей смещается вниз и практически не влияет на суммарную нагрузку.

Анализ структуры следа за НВ вблизи экранирующей поверхности показывает, что вихревая цепочка отражается от экрана и дестабилизирующее влияние разгонного вихря на аэродинамические характеристики тем больше, чем меньше высота висения.

Изменяется и картина распределения индуцированной несущим винтом скорости вблизи экрана. Зона повышенных скоростей остается около винта, что и приводит к значительным колебаниям суммарной нагрузки.

В реальной среде, как известно, интенсивность вихрей со временем уменьшается и пульсации силы тяги незначительны.

Один из подходов к учету диффузии вихрей в вязкой среде основан на уравнении Гельмгольца, которое описывает процесс диффузии вихря бесконечной протяженности в вязкой несжимаемой жидкости:

$$\frac{\partial \Omega_x}{\partial t} + W_y \frac{\partial \Omega_x}{\partial y} + W_z \frac{\partial \Omega_x}{\partial z} = \nu \left(\frac{\partial^2 \Omega_x}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \Omega_x}{\partial z^2} \right)$$

В случае плоскопараллельного течения получены достаточно простые соотношения для компонент вектора скорости, индуцируемой вихрем в вязкой жидкости:

$$W_{y(t)} = \frac{\Gamma_{z_1}}{2\pi} \frac{z - z_1}{(y - y_1)^2 + (z - z_1)^2} \left[1 - \exp\left(-\frac{(y - y_1)^2 + (z - z_1)^2}{4\nu t}\right) \right],$$

$$W_{z(t)} = \frac{\Gamma_{z_1}}{2\pi} \frac{y - y_1}{(y - y_1)^2 + (z - z_1)^2} \left[1 - \exp\left(-\frac{(y - y_1)^2 + (z - z_1)^2}{4\nu t}\right) \right]$$

Однако аналитическое определение поля скоростей от диффундирующих свободных вихрей в трехмерном случае течения с учетом турбулентной вязкости сопряжено с большими трудностями.

Предлагается подход к определению компонент скорости в любой точке, индуцированной совокупностью свободных вихрей следа, основанный на приближенном учете влияния вязкости на картину течения:

$$\bar{W}_{x,y,z(t)}^{(v)} = W_{x,y,z(t)}^{(v)} \left[1 - \exp\left(-\frac{A_k t^{(v)} - B_k}{t^{(v)}}\right) \right]$$

Структура формулы для компонент индуктивной скорости остается подобной вышеприведенным формулам, но в показатель степени вводятся эмпирические коэффициенты A_k и B_k . При этом ослабление индукции свободных вихрей происходит по следующему закону (рис. 1).

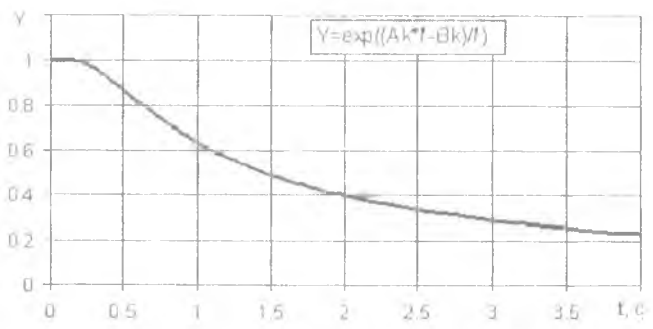


Рис. 1. Графическая зависимость диффузии свободных вихрей

Для случая работы несущего винта на осевых режимах вблизи произвольно ориентированной подвижной экранирующей поверхности были установлены рациональные значения

коэффициентов A_k и B_k , что позволило заметно уменьшить пульсации аэродинамических характеристик ПВ (рис. 2).

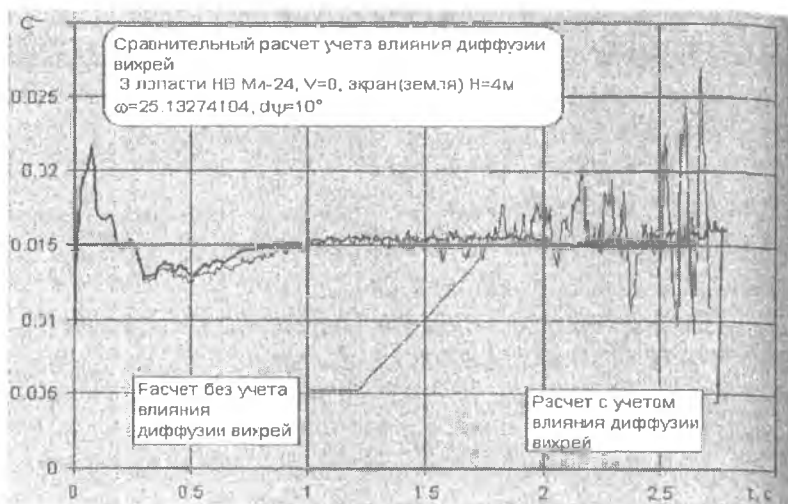


Рис. 2. Уменьшение пульсаций тяги ПВ при учете влияния диффузии вихрей

Указанный подход можно рассматривать как приближенный учет вязкости в рамках теории идеальной жидкости.

Достоверность вычислений по предлагаемой методике расчета аэродинамических характеристик вертолета вблизи подвижной произвольно ориентированной граничной поверхности подтверждается сопоставлением с расчетами, выполненными по другим методикам и экспериментальными данными.

При увеличении высоты над экранирующей поверхностью и скорости полета необходимость в учете диффузии вихрей отпадает, что позволяет сократить общее время расчета. График на рис. 3 показывает диапазон относительных высот и скоростей, в котором необходим учет диффузии вихрей в следе.

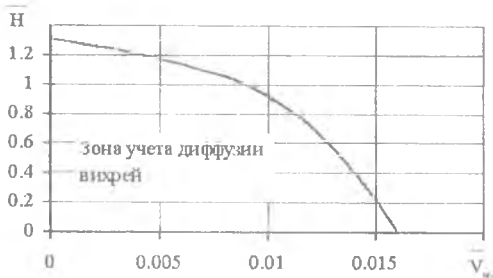


Рис. 3. Диапазон высот и скоростей, в котором необходим учет диффузии вихрей

Дальнейшие исследования были направлены на выявление качественных особенностей влияния произвольно ориентированной граничной поверхности на тяговые характеристики НВ. Экран располагался на расстоянии радиуса несущего винта от центра втулки. Угол наклона экрана γ изменялся от 0° до 90° . Расчеты проводились для винта с жестким (т.е. без махового движения лопасти (МДЛ)) и шарнирным креплением лопастей, когда имеет место МДЛ (рис. 4). Анализ проводился по относительной величине коэффициента силы тяги несущего винта:

$$\bar{C}_T = \frac{C_T^\gamma}{C_T^0},$$

где C_T^γ и C_T^0 — коэффициенты силы тяги при текущем значении угла наклона отражающей поверхности и при отсутствии экрана, соответственно.

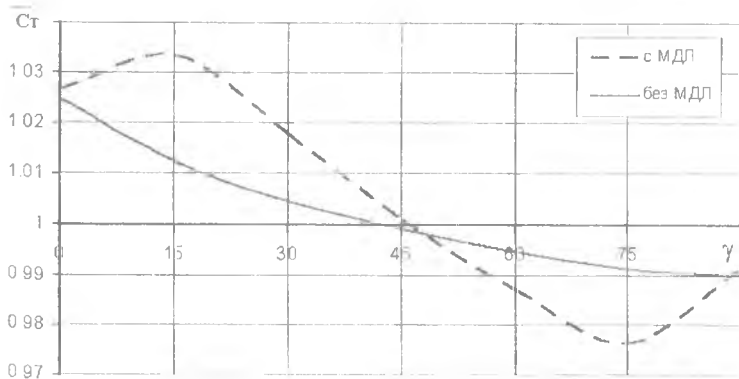


Рис. 4. Изменение силы тяги жесткого и шарнирного НВ вблизи наклонного экрана

Характер изменения силы тяги жесткого винта и винта с шарнирным креплением лопастей существенно отличается, особенно на углах наклона экрана 15° и 75° .

Анализ первых гармоник угла взмаха показывает отклонение оси конуса шарнирного винта от оси вращения: на углах наклона граничной поверхности до 45° ось "стремится" встать перпендикулярно экрану, а при углах более 45° ось конуса отклоняется к экрану.

Влияние подвижной экранирующей поверхности на АХ НВ соосного вертолета проводилось на следующем этапе исследований. Угол наклона экранирующей поверхности γ изменялся по гармоническому закону. Диапазон изменения угла наклона экрана от 0 до 10° , скорость изменения угла наклона экрана 10 градусов в секунду, что соответствует колебаниям по крепу авианесущего корабля при 4-х...6-ти бальном волнении моря. Высота H соответствует взлету (посадке) вертолета на палубу. Анализ производился по интегральным аэродинамическим характеристикам и углам взмаха лопастей верхнего (ВНВ) и нижнего (ННВ) несущего винта (рис. 5).

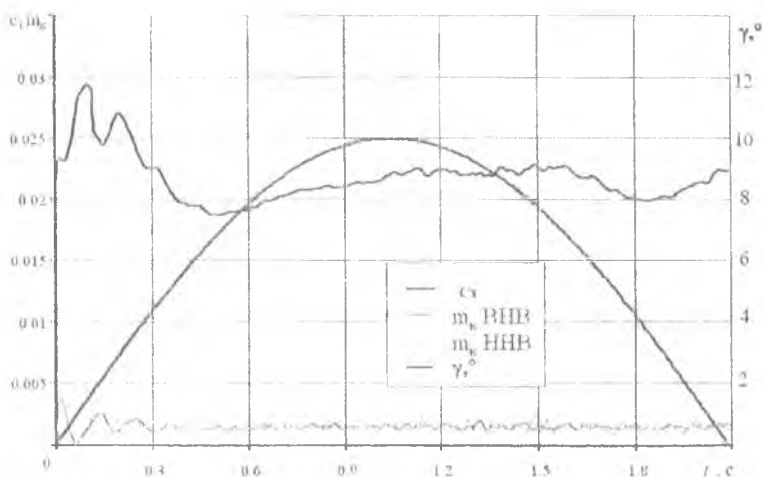


Рис. 5 Изменение интегральных характеристик соосного НВ при гармонических колебаниях экранирующей поверхности

На графике приведены зависимости коэффициента силы тяги несущей системы вертолета Ка-32 и коэффициенты крутящего момента верхнего и нижнего НВ от размерного времени.

Для удобства анализа на этом же графике показано изменение углового положения экрана по времени. Очевидно, что изменение коэффициента силы тяги по фазе не совпадает с

изменением угла наклона экранирующей поверхности. Несовпадение коэффициентов крутящего момента при движении палубы от вертолета может привести к разбалансировке по направлению, что в момент посадки особенно опасно.

Исследования аэродинамических характеристик вертолета Ка-137 проводились при квазиподвижном положении экранирующей поверхности. Это связано со значительной разницей между угловой скоростью вращения несущего винта и угловым перемещением экранирующей поверхности. Были выполнены расчеты для углов наклона экранирующей поверхности 0° и 10° . Сравнение интегральных характеристик производилось по коэффициенту силы тяги ПВ для изолированного винта, винта вблизи горизонтального экрана и винта вблизи наклонного экрана. Изменение C_T от безразмерного времени показано на графике (рис. 6). Для сглаживания интегральных характеристик производилось осреднение мгновенных значений C_T за один оборот несущего винта. Влияние наклонного экрана на C_T несколько больше, чем горизонтального, но при этом увеличивается и амплитуда низкочастотных колебаний характеристик, что может привести к дополнительному расходу органов управления для компенсации этих колебаний.

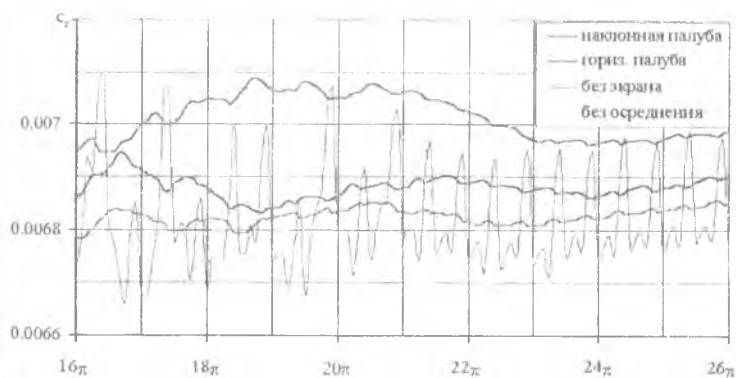


Рис. 6. Влияние наклонного экрана на коэффициент тяги соосного винта

Таким образом, можно дать некоторые рекомендации летному составу при выполнении посадки на палубу авианесущего корабля:

- при выполнении висения над подвижной экранирующей поверхностью на высоте $H = 0,5$ несовпадение коэффициентов крутящего момента соосных несущих винтов по величине (до 70 %) может привести к разбалансировке вертолета в путевом канале. Наибольшая разбалансировка вертолета по направлению происходит при

изменении угла наклона подвижной экранирующей поверхности (палубы) от максимального до 0° при угловой скорости гармонических колебаний подвижной экранирующей поверхности $10^\circ/\text{с}$;

- выполнение посадки на палубу авианесущего корабля не рекомендуется производить при угловых скоростях колебаний судна (качки) более $10^\circ/\text{с}$. В случае необходимости посадку выполнять при встречном движении палубы и вертолета.