

Влияние формы подстилающей поверхности на аэродинамические характеристики вертолета

Научно-производственное объединение "АВИА"

Рассмотрена проблема разработки математических моделей динамики полета вертолета на комплексном тренажере для имитации режимов полета над подстилающей поверхностью сложной формы. Приведены примеры расчетов аэродинамических характеристик вертолета с различными типами экранирующих поверхностей различной формы, которые являются основой для создания базы данных нелинейных аппроксимационных моделей динамики полета.

Ключевые слова: математическая модель, комплексный тренажер, динамика полета, особый режим, аэродинамические характеристики

1. Введение

При полете вертолета у земли с резким изменением рельефа местности может происходить существенное изменение тяги и моментных характеристик НВ и вертолета в целом. Этот эффект проявляется весьма неожиданно для экипажа вертолета, что становится причиной возникновения критической ситуации или даже авиационного происшествия. Так, 28 апреля 2008 г. потерпел катастрофу вертолет Ми-8МТ, выполнявший посадку на площадку буровой платформы «Таврида» в Черном море. При расследовании причин катастрофы было отмечено, что посадка выполнялась в условиях воздействия сильных ветровых возмущений. При этом экипажем не были учтены изменения аэродинамических характеристик вертолета, а соответственно и особенности его пилотирования, в условиях посадки на площадку ограниченных размеров и сложной формы подстилающей поверхности, что также явилось одной из причин катастрофы.

Таким образом, влияние экранирующей поверхности рельефа местности (формы подстилающей поверхности) может оказывать существенное влияние на изменение тяги и моментных характеристик вертолета, что приводит к особенностям его поведения на этих режимах полета [1–3].

В соответствии с международными нормами ИКАО [4] и отечественными требованиями к комплексным пилотажным тренажерам [5] имитационная математическая модель динамики полета вертолета на тренажере должна адекватно учитывать эффекты близости земли и формы подстилающей поверхности. Это позволит обеспечить необходимый уровень навыков и умений действий экипажа при полете на особых режимах, а, следовательно, повысить безопасность полетов.

2. Постановка задачи

Одним из главных элементов любого комплексного тренажера является математическая модель динамики пространственного движения объекта. Математическое моделирование любого реального процесса сопровождается, как правило, преобразованиями и упрощением описывающих его уравнений и поэтому не укладывается в рамки классической теории подобия, в которой предполагается тождество уравнений модели и оригинала.

Говоря о математических моделях динамики полета вертолета и работы его систем (рис.1), необходимо отметить, что применение той или иной модели во многом определяется возможностями вычислительной техники, поскольку главным условием является выполнение расчетов в реальном масштабе времени. Кроме того, плавность изменения параметров моделируемого полета зависит от квантования времени счета (т.е. количества расчетных шагов за секунду) и оно должно быть не более $1/30$ с. Математические модели динамики полета непрерывно развиваются и совершенствуются. Если ранее применяли линеаризованные модели динамики полета [6, 7], то в настоящее время используют модели динамики пространственного движения, которые описываются нелинейными дифференциальными уравнениями твердого тела [8, 9].

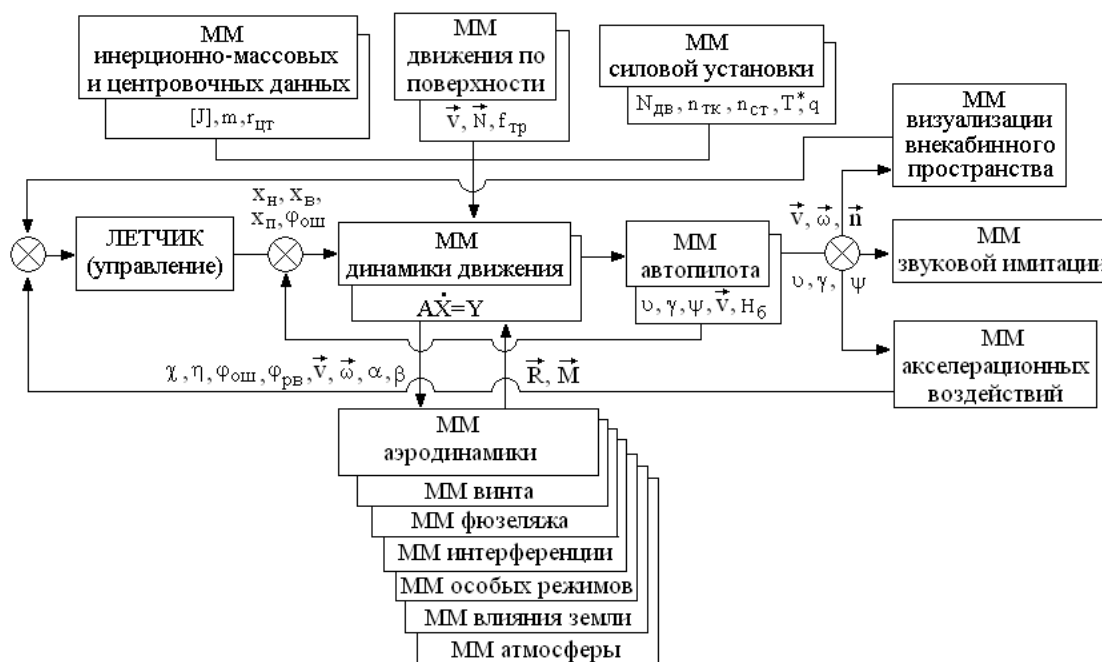


Рис. 1. Структурная схема математической модели тренажера вертолета

Довольно сложным элементом математической модели динамики полета вертолета в отличие от самолета является его аэродинамический расчет на различных режимах полета. Для аэродинамического расчета вертолета применяют расчетные модели различного уровня сложности.

В большинстве современных комплексных вертолетных тренажерах математические модели аэродинамического расчета сил и моментов, действующих на летательный аппарат, базируются на линейной дисковой теории винта [7, 10, 11]. Дисковая теория винта во многих случаях дает возможность получения простых аналитических решений при расчете аэродинамических характеристик НВ. Математические модели, основанные на дисковой теории, легко программируются и настраиваются, требуют минимальных ресурсов ЭВМ.

Дисковым линейным моделям несущего винта свойственен и целый ряд недостатков, которые сдерживают дальнейшее развитие адекватных математических моделей динамики полета вертолета. Так, например, зависимость коэффициента силы тяги от угла общего шага НВ носит линейный

характер, величина индуктивной скорости по диску винта считается постоянной и т.д. В результате принимаемых допущений и упрощений линейная дисковая теория не обеспечивает адекватную имитацию таких явлений, как срыв потока с лопастей, влияние сжимаемости на характеристики винта, образование зоны обратного обтекания, а также других явлений, связанных с воздействием ветровых порывов, учета формы экранирующей поверхности.

В настоящее время активно развиваются математические модели аэродинамического расчета более высокого уровня [12–15], которые значительно сложнее линейных подходов и не имеют ограничений области допустимых решений, что позволяет адекватно моделировать как эксплуатационные, так и особые режимы полета вертолета.

В современных вычислительных комплексах авиационных тренажеров функции аэродинамических коэффициентов несущего и рулевого винтов, а также характеристики планера с учетом интерференции, могут быть заданы табличным видом (в виде матриц). Такая база данных для построения аппроксимационных математических моделей динамики полета может быть создана на основе обработки результатов летных испытаний вертолетов [16, 17] или с помощью расчетных данных, получаемых по математическим моделям более высокого уровня точности (например, на основе метода дискретных вихрей [2, 12–15]). Математические модели высокого уровня значительно сложнее дисковых линейных моделей и не лимитируются ограничениями реального масштаба времени, так как работают в автономном режиме. С помощью таких моделей получают базы данных для режимов полета, которые нельзя воспроизвести при летных испытаниях вертолета (например, режимов вихревого кольца или неуправляемого вращения вертолета [14]). Кроме того, математические модели высокого уровня сложности могут обеспечить исследование физического процесса формирования и развития вихревого следа винта, оценить влияние различных конструктивных и эксплуатационных факторов на динамику изменения аэродинамических характеристик винта и вертолета в целом.

В работах [13–15] автором предложен новый подход, который в рамках метода дискретных вихрей позволяет определять углы атаки сечений лопасти аналитически с использованием результатов численного расчета циркуляций вихревых рамок, аппроксимирующих интенсивность суммарного вихревого слоя по поверхности лопасти. Это дает возможность учесть влияние профилировки лопасти на аэродинамические характеристики винта посредством использования обобщенных характеристик профиля ($c_x = f(\alpha, Re, M)$, $c_y = f(\alpha, Re, M)$), которые учитывают режим обтекания, вязкость потока и сжимаемость среды, а следовательно, значительно повысить точность определения аэродинамических характеристик винта на различных режимах обтекания.

Достоверность определения аэродинамических характеристик вертолета на различных режимах полета определяет адекватность имитации движения вертолета на тренажере реальному полету и является основным фактором, определяющим целесообразность применения того или иного метода расчета. Сопоставление аэродинамических характеристик винтов, полученных в натурных испытаниях и летном эксперименте различными авторами, с результатами расчетов по предложенному автором подходу выполнено путем сравнения поляр несущих винтов на режиме висения (рис. 2, а и б).

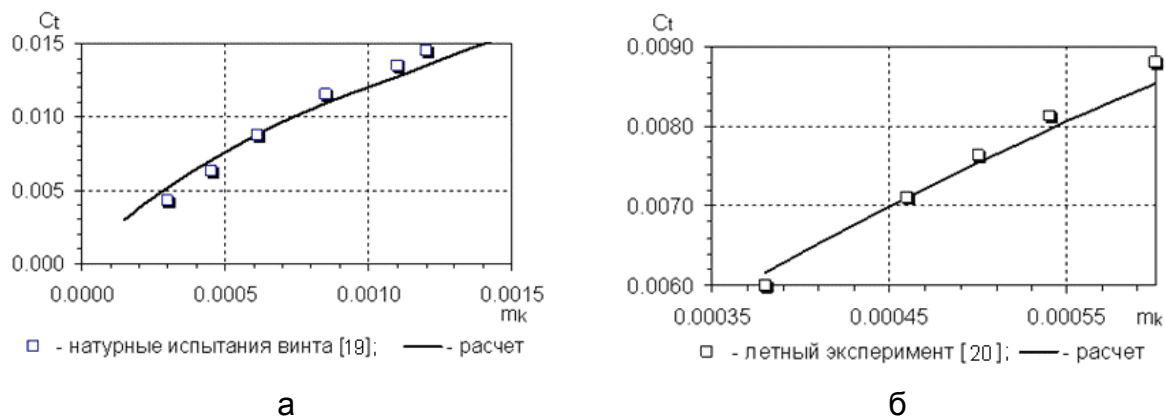


Рис. 2. Сравнение поляр несущих винтов вертолетов на режиме висения

3. Результаты исследований

На основе усовершенствованного метода дискретных вихрей был выполнен расчет компоновки вертолета Ми-8 на различных режимах полета. Расчетная вихревая схема компоновки, показанной на рис. 3, включает в себя фюзеляж и несущий винт (рулевой винт и горизонтальное оперение не моделируется в силу их незначительного влияния).

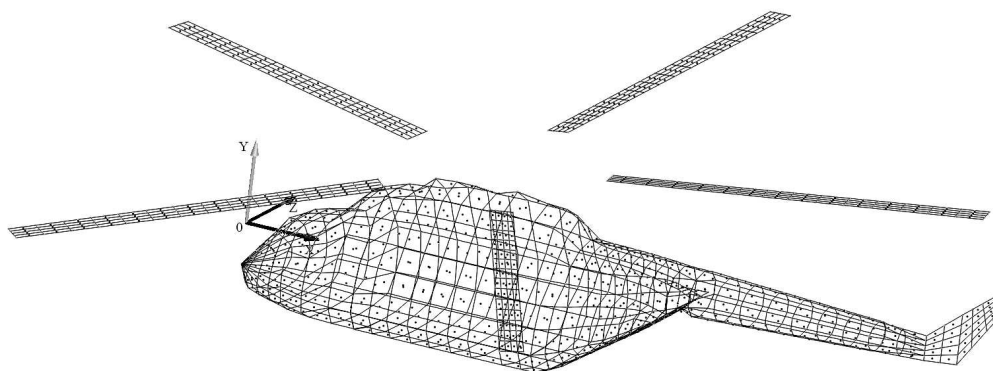


Рис. 3. Расчетная вихревая схема вертолета

Несущий винт моделировался 280 вихревыми рамками. Вихревая пелена сходит с концевой и задней кромок каждой лопасти НВ. Фюзеляж представляет собой замкнутое объемное тело заданной формы и моделируется 560 вихревыми рамками. Расчет проводился в нелинейной нестационарной постановке с безразмерным шагом по времени, который определялся из условия поворота лопасти винта на угол, равный 12° . Осреднение аэродинамических характеристик расчетной компоновки выполнялось с 300-го по 400-й расчетный шаг.

В работе [13, 14] автором получены результаты численного эксперимента по расчету аэродинамических характеристик компоновки вертолета Ми-8 на режимах вертикального снижения с малой поступательной скоростью и определены зоны проявления режима вихревого кольца на несущем и рулевом винтах. В настоящей статье на основании численного эксперимента были смоделированы некоторые варианты полета вертолета над различными видами подстилающей поверхности и определен характер изменения аэродинамических сил и моментов, действующих на вертолет в каждом расчетном случае. Результаты полученных расчетов являются базой данных для построения

аппроксимационных математических моделей динамики полета вертолета, учитывающей влияние экранирующей поверхности сложной формы.

На рис. 4 показаны геометрические размеры уступа, моделирующего буровую платформу, на которую выполняет посадку вертолет Ми-8. Положение вертолета относительно угловой кромки уступа определяется двумя параметрами: расстоянием от поверхности уступа (платформы) до плоскости вращения НВ h , положением диска несущего винта относительно угловой кромки уступа L . Расчеты выполняли при фиксированном значении параметра h , а вынос диска НВ относительно уступа изменялся в диапазоне $-2 \leq L/R \leq 2$.

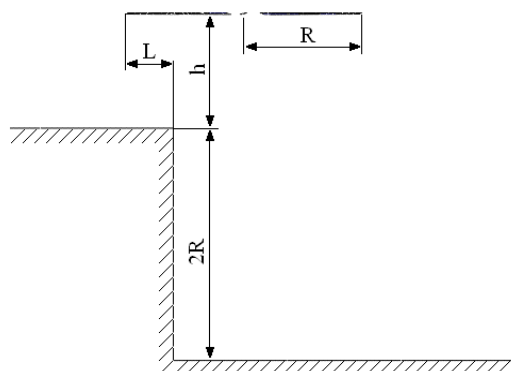
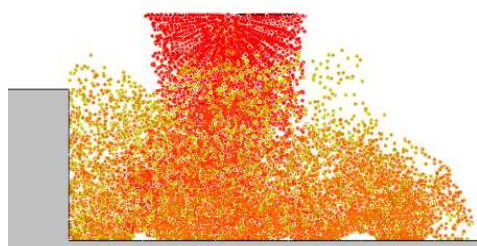


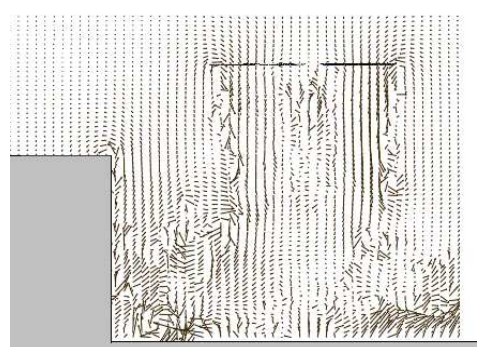
Рис. 4. Геометрические размеры уступа

Изменение аэродинамических характеристик НВ и вертолета в целом определяются процессом формирования и изменения кинематических параметров потока в индуктивной струе с учетом наличия подстилающей экранирующей поверхности сложной формы. На рис. 5–8 показаны вихревые структуры и векторные поля скоростей воздушного потока вблизи подстилающей поверхности при различных значениях безразмерного параметра L/R на режиме висения вертолета. Данный иллюстративный материал позволяет понять физическую сущность формирования вихревой структуры НВ с учетом формы

подстилающей поверхности и положения вертолета относительно платформы, а также определить характер изменения аэродинамических характеристик вертолета.

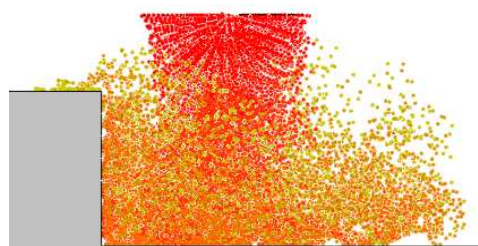


а

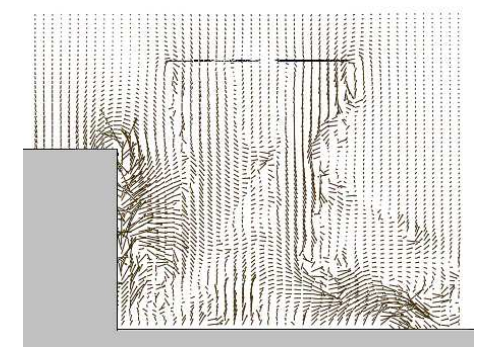


б

Рис. 5 Обтекание уступа при $L/R=-1$:
а – вихревая структура; б – поле скоростей



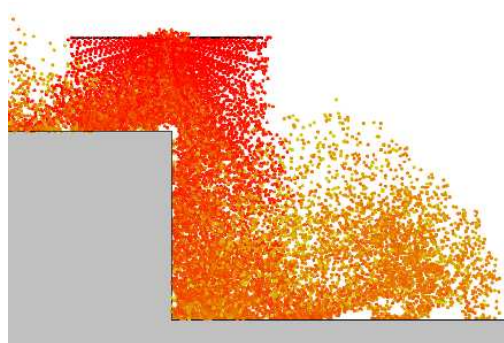
а



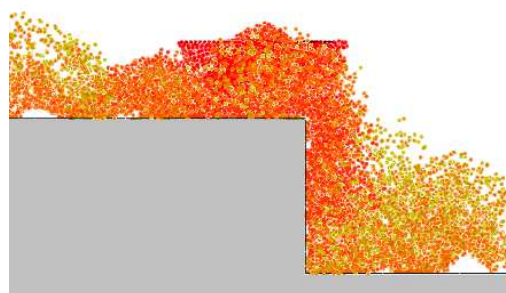
б

Рис. 6. Обтекание уступа при $L/R=-0,5$:
а – вихревая структура; б – поле скоростей

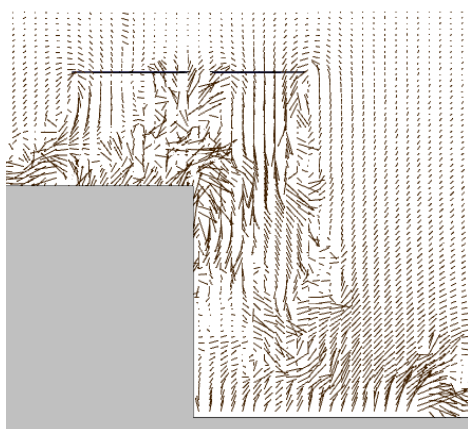
При безразмерном параметре $L/R \leq -1$, когда уступ (платформа) не оказывает существенного влияния на формирование вихревой структуры НВ, аэродинамические характеристики вертолета практически такие же, как и в безграничном потоке (рис. 9). По мере приближения вертолета к уступу ($1 \leq L/R \leq 2$) изменяется форма вихревой структуры и кинематические параметры потока в струе. Так, например, при $L/R=1$ (рис. 7) воздушный поток в струе над уступом тормозится, индуктивные скорости уменьшаются и проявляется эффект «воздушной подушки» для части диска несущего винта. В другой части диска НВ, которая находится над «обрывом», индуктивные скорости потока в струе возрастают, что приводит к уменьшению углов атаки сечений лопасти. Такой характер изменение углов атаки сечений лопасти по диску винта приводит к существенному изменению моментных характеристик, действующих на НВ вертолета.



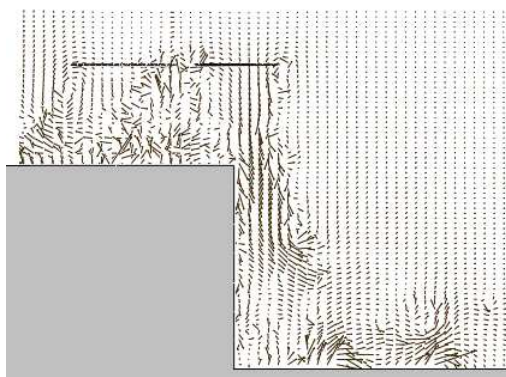
а



а



б



б

Рис. 7. Обтекание уступа при $L/R=1$:
а – вихревая структура; б – поле скоростей

Рис. 8. Обтекание уступа при $L/R=1,5$:
а – вихревая структура; б – поле скоростей

На рис. 9 показано изменение коэффициента тяги НВ вертолета Ми-8 от безразмерного параметра L/R . Из приведенного графика следует, что по мере приближения к вершине уступа коэффициент тяги винта уменьшается примерно на 4%, при этом коэффициент крутящего момента винта также уменьшается на 0,6% (рис. 10). При висении вертолета над уступом ($L/R=2$) коэффициент тяги НВ C_t возрастает на 10% по отношению к значению C_t при $L/R=0$. Величина коэффициента крутящего момента НВ при этом также возрастает на 1,3%.

Характер изменения коэффициента момента тангажа вертолета (или момента крена, в зависимости от положения вертолета над уступом) от безразмерного параметра L/R иллюстрирует рис. 11. Из данного графика следует, что по мере приближения вертолета к вершине уступа $L/R=0$ вертолет имеет тенденцию к опусканию носа, так как на него действует пикирующий момент. Когда большая часть диска НВ находится над уступом, продольный момент вертолета становится кабрирующим. Таким образом, проведенные исследования показали, что изменение аэродинамических характеристик вертолета при выполнении посадки на платформу (уступ) носит явно выраженный нелинейный характер. При построении адекватных имитационных моделей динамики полета вертолета необходимо обязательно учитывать изменение моментных и тяговых характеристик НВ в зависимости от положения вертолета относительно платформы.

Изменение конфигурации подстилающей поверхности (рельефа местности) также оказывает существенное влияние на аэродинамические характеристики и пилотажные свойства вертолета при висении или его перемещениях на малых высотах. В связи с этим в настоящей работе исследовали аэродинамические характеристики вертолета Ми-8 при висении над уклоном, конической впадиной и вершиной холма.

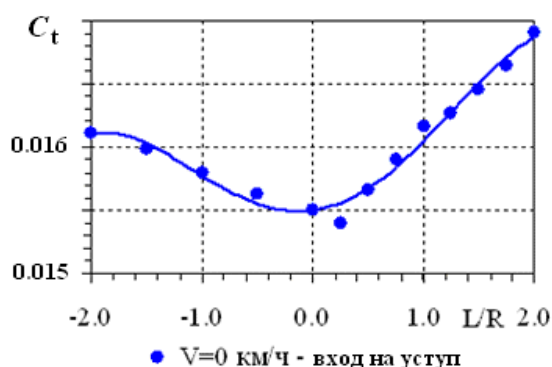


Рис. 9. Изменение коэффициента тяги

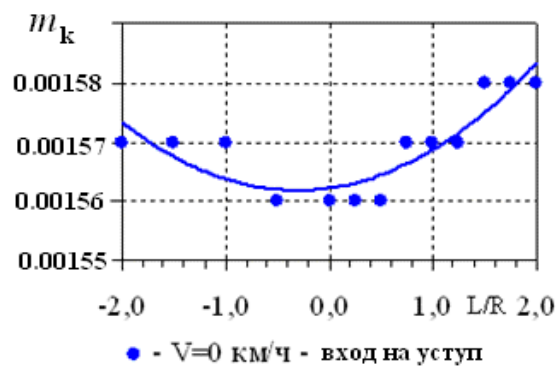


Рис. 10. Изменение коэффициента крутящего момента НВ

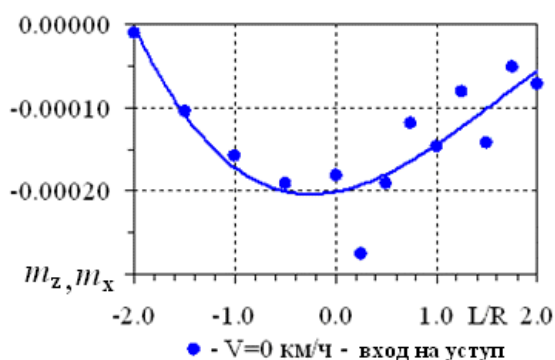


Рис. 11. Изменение коэффициентов момента тангажа (крена) НВ при обтекании уступа

На рис. 12–13 показаны вихревые структуры и векторные поля скоростей при висении вертолета над уклоном с различными углами наклона экранирующей поверхности $\gamma=20$ и 10 град при безразмерном расстоянии $\bar{h} = h/R = 1,2$. Из приведенных векторных полей скоростей следует, что при работе винта над уклоном одновременно действуют два фактора: торможение отбрасываемого винтом воздуха (эффект воздушной подушки) и сужение зоны потока перед винтом (сопловой эффект).

Степень влияния перечисленных выше факторов на силовые и моментные характеристики вертолета зависят от угла наклона образующей γ и

безразмерного расстояния \bar{h} до экранирующей поверхности. При наличии угла наклона экранирующей поверхности γ происходит существенное перераспределение аэродинамической нагрузки по диску НВ, что приводит к появлению кренящих моментов (рис. 14).

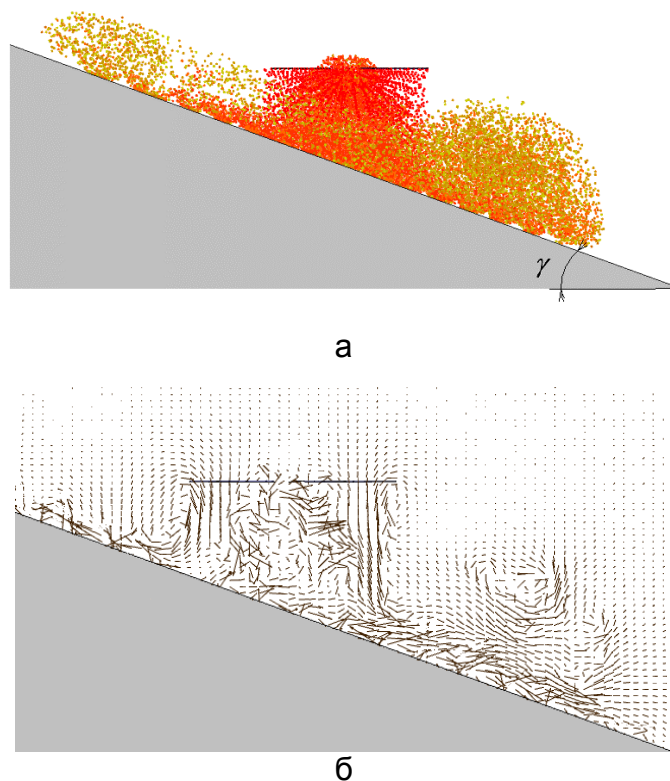


Рис. 12. Обтекание наклонной поверхности с углом $\gamma=20$ град при $h/R=1,2$:
а – вихревая структура; б – поле скоростей

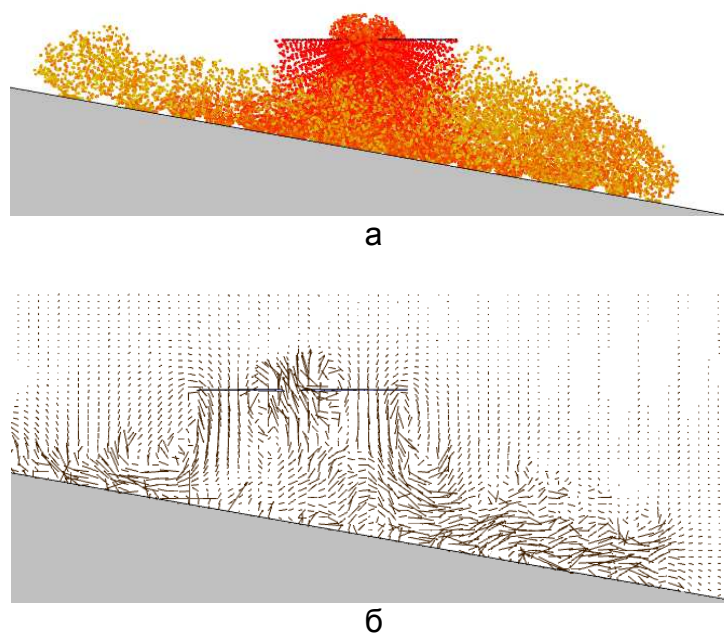


Рис. 13. Обтекание наклонной поверхности с углом $\gamma=10$ град при $h/R=1,2$:
а – вихревая структура; б – поле скоростей

Из приведенного графика следует, что по мере уменьшения высоты висения вертолета возникает несимметрия в нагружении лопастей НВ, что приводит к изменению характеристик махового движения лопастей и наклону конуса вращения лопастей влево. При этом появляется боковая сила винта, которая будет стремиться переместить вертолет от склона и наклонить его параллельно склону. С увеличением угла наклона склона величина момента крена возрастает по модулю (рис. 14). Наличие поперечного момента крена усложняет условия висения вертолета над поверхностью склона. На рис. 15 показаны расчетные зависимости влияния угла наклона склона и безразмерного параметра \bar{h} на величину коэффициента тяги НВ на режиме висения над склоном.

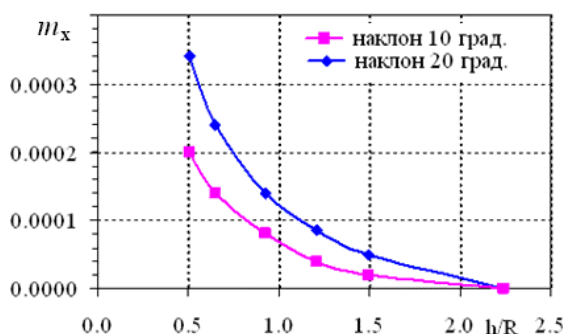


Рис. 14. Влияние угла наклона плоскости γ на коэффициент момента крена НВ

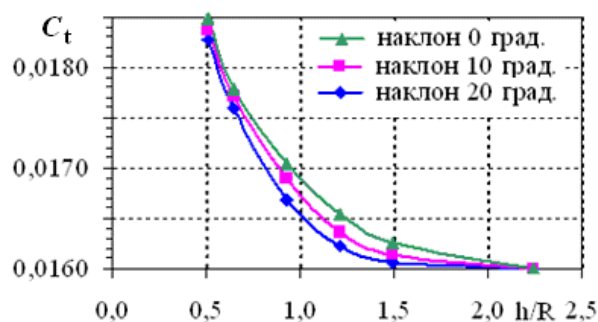


Рис. 15. Влияние угла наклона плоскости γ на коэффициент тяги НВ

Предложенный подход позволяет исследовать аэродинамические характеристики вертолета над подстилающей экранирующей поверхностью различной формы. В качестве примера на рис. 16 и 17 показаны векторные поля скоростей при висении вертолета над впадиной и холмом.

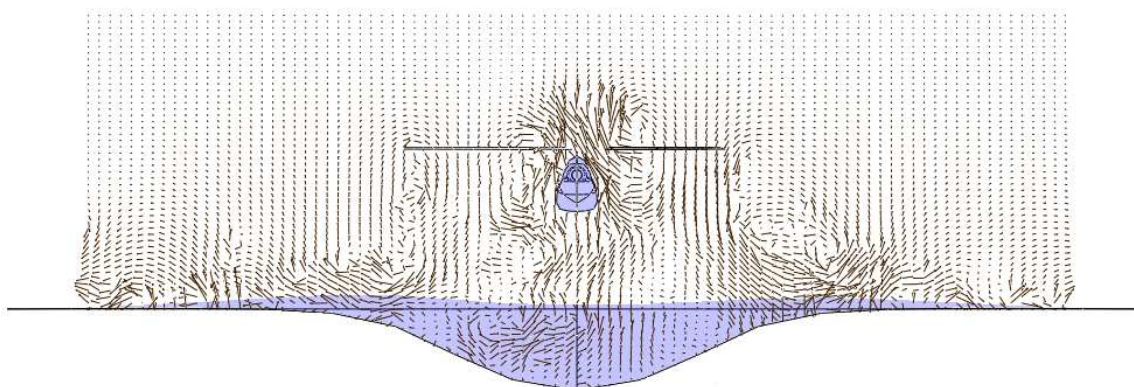


Рис. 16. Поле возмущенных скоростей при висении вертолета над впадиной:
 $V=0$ км/ч, $h/R=1,2$

При висении вертолета над центром конической впадины эффект воздушной подушки зависит от высоты висения и угла наклона образующих впадины. Как показывают расчеты, при висении на высоте $\bar{h}=1,5...2$ от дна глубокой впадины тяга НВ может уменьшиться по отношению к значению тяги в безграничном

потоке, поэтому возникает опасная тенденция «засасывания» вертолета во впадину.

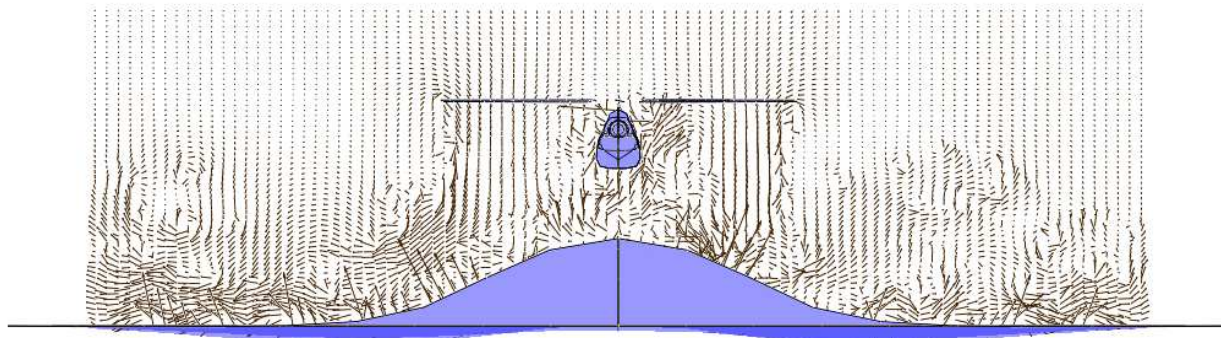


Рис. 17. Поле возмущенных скоростей при висении вертолета над холмом:
 $V=0$ км/ч, $h/R=0,93$

При висении вертолета над вершиной холма индуктивная струя от НВ растекается по склонам и в меньшей степени преобразуется в воздушную подушку (рис. 17). Чем больше углы наклона склонов холма, тем меньше эффект проявления воздушной подушки.

Выводы

Проведенные исследования показали, что влияние конфигурации подстилающей поверхности (рельефа местности) достаточно сложное и преимущественно оказывает неблагоприятное воздействие с точки зрения изменения тяговых и моментных характеристик вертолета. Поэтому в летной практике экипаж вертолета должен в полной мере обладать навыками пилотирования вертолета на этих режимах полета.

Результаты полученных расчетов являются базой данных для построения аппроксимационной математической модели динамики полета вертолета, учитывающей влияние экранирующей поверхности сложной формы.

Список литературы

1. Володко А.М. Основы аэродинамики и динамики полета вертолетов / А.М. Володко. – М.: Транспорт, 1988. – 344 с.
2. Белоцерковский С.М. Исследования на ЭВМ аэродинамических и аэроупругих характеристик винтов вертолетов / С.М. Белоцерковский, Б.Е. Локтев, М.И. Ништ. – М.: Машиностроение, 1992. – 222 с.
3. Володко А.М. Безопасность полетов вертолетов / А.М. Володко. – М.: Транспорт, 1981. – 223 с.
4. Руководство по критериям квалификационной оценки пилотажных тренажеров. Дос 9625-AN/938.– ИКАО, 1995. – 205 с.
5. Спільні авіаційні вимоги. JAR-STD 1H. Пілотажні тренажери вертольота. – JAA.–2001. – 116 с.

6. Берестов Л.М. Метод определения в полете коэффициентов уравнений продольного движения одновинтового вертолета: Техн. отчет № 179-63. / Л. М. Берестов // – М.: МАП, 1963. – 256 с.
7. Боднер В.А. Авиационные тренажеры / В.А. Боднер, Р.А. Закиров, И.И. Смирнова. – М.: Машиностроение, 1978. – 192 с.
8. Браверман А.С. Динамика полета вертолета. Предельные режимы полета / А.С. Браверман, А.П. Вайнруб. – М.: Машиностроение, 1988. – 280 с.
9. Бюшгенс Г.С. Динамика продольного движения / Г.С. Бюшгенс, Р.В. Студнев. – М.: Машиностроение, 1979. – 352 с.
10. Шайдаков В.И. Дисковая теория несущего винта с постоянной нагрузкой по диску / В.И. Шайдаков // Проектирование вертолетов. – М.: МАИ, 1976. – Вып. 381. – С. 57 – 69.
11. Вильдгрубе Л.С. Вертолеты. Расчет интегральных аэродинамических характеристик и летных данных / Л.С. Вильдгрубе. – М.: Машиностроение, 1977. – 151с.
12. Ковалев Е.Д. Метод расчета нестационарных аэродинамических характеристик одновинтового вертолета / Е.Д. Ковалев, В.А. Удовенко // Технология и организация производства. – К.: УкрНИИНТИ, 1992. – №1. – С. 54 – 58.
13. Моцарь П.И. Математическая модель работы рулевого винта в имитационной модели динамики полета вертолета на тренажере / П.И. Моцарь, Е.Д. Ковалев // Вісті академії інженерних наук України. Машинобудування та прогресивні технології. – К.: НТУ "КПІ", 2009. – №1 (38). – С. 162 – 168.
14. Моцарь П.И. Определение зоны режимов вихревого кольца одновинтового вертолета на основе математического моделирования / П.И. Моцарь, В.А. Удовенко // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: НАКУ им. Н.Е. Жуковского "ХАИ". – 2009. – Вып. 44. – С. 33-50.
15. Моцарь П.И. Расчет углов атаки сечений лопасти и аэродинамических характеристик винта, зная распределение интенсивности вихревого слоя в рамках метода дискретных вихрей / П.И. Моцарь, В.А. Удовенко // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: НАКУ им. Н.Е. Жуковского "ХАИ". – 2009. – Вып. 43. – С. 114 – 123.
16. Берестов Л.М. Метод определения в полете коэффициентов уравнений продольного движения одновинтового вертолета: Техн. отчет № 179-63./ Л. М. Берестов // – М.: МАП, – 1963. – 256 с.
17. Акимов А.И. Аэродинамика и летные характеристики вертолетов / А.И. Акимов. – М.: Машиностроение, 1988. - 144 с.

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.В. Буланов,
Харьковский национальный автомобильный университет.

Поступила в редакцию 01.06.2010 г.

Вплив форми підстиляючої поверхні на аеродинамічні характеристики вертольота

Розглянуто проблему розроблення математичних моделей динаміки польоту вертольота на комплексному тренажері для імітації режимів польоту над підстиляючою поверхнею складної форми. Наведено приклади розрахунків аеродинамічних характеристик вертольота з різними типами екрануючих поверхонь різної форми, які є основою для створення бази даних нелінійних апроксимаційних моделей динаміки польоту.

Ключові слова: математична модель, комплексний тренажер, особливий режим, динаміка польоту, аеродинамічні характеристики

Effect of the shape of the underlying surface on the aerodynamic characteristics of helicopter

The problem of developing mathematical models of flight dynamics of a helicopter on a complex simulator for simulating flight conditions over the underlying surface of complex shape. Examples of calculations of aerodynamic characteristics of a helicopter over various types of screening surfaces of different shapes, which are the basis for creating a database of non-linear approximation models of flight dynamics.

Keywords: mathematical model, simulator, special treatment, flight dynamics, aerodynamics