

МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ИМИТАЦИИ ДИНАМИКИ ПОЛЕТА ВЕРТОЛЕТА НА КОМПЛЕКСНОМ ТРЕНАЖЕРЕ НА ОСОБЫХ И КРИТИЧЕСКИХ РЕЖИМАХ ПОЛЕТА

В соответствии с международными требованиями ИКАО, предъявляемыми к современным комплексным тренажерам [1-2], математическая модель динамики полета вертолета должна обеспечивать адекватную имитацию как эксплуатационных режимов, так и особых режимов полета вертолета, а также учитывать влияние близости земной поверхности, воздействие ветровых возмущений и т. д.

Общей чертой особых режимов полета является невозможность их детального воспроизведения в летной практике [3], вследствие необходимости обеспечения безопасности полетов. По этой причине на практике имеется минимальный объем информации о этих режимах полета, что не дает возможности в полной мере моделировать их в рамках применяемых в настоящее время линейных математических моделей тренажера [4-6], а соответственно, обеспечить профессиональную подготовку летного состава к грамотным действиям при попадании вертолета на особые режимы. В связи с этим разработка квазилинейных и нелинейных математических моделей динамики, обеспечивающих адекватную имитацию полета вертолета на особых и критических режимах, является важной и актуальной проблемой для дальнейшего развития технологий авиационного тренажеростроения в Украине.

Одним из главных элементов любого комплексного тренажера является математическая модель динамики пространственного движения объекта. Математическое моделирование любого реального процесса сопровождается, как правило, преобразованием 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 применялись линеаризованные модели динамики полета [7], то в настоящее время перешли на модели динамики пространственного движения, которые описываются нелинейными дифференциальными уравнениями твердого тела [8, 9].

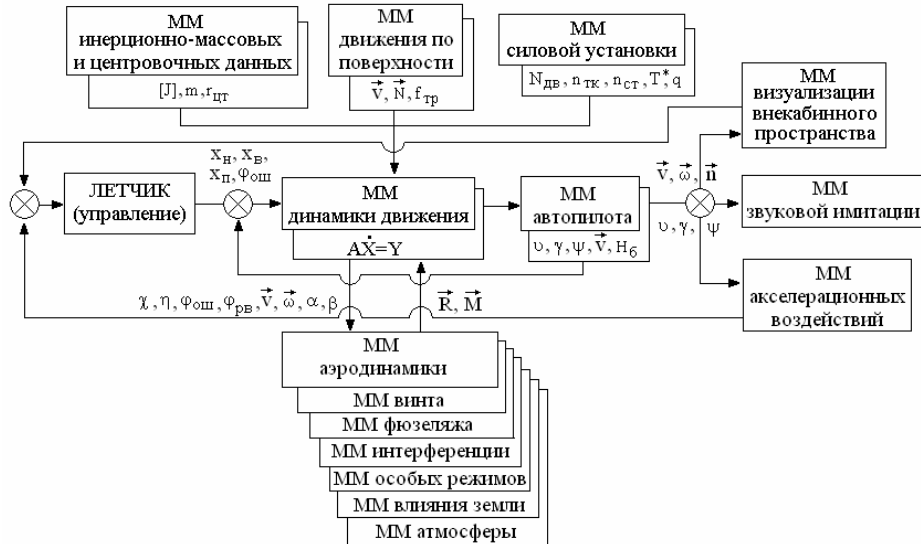


Рисунок 1 – Структурная схема математической модели тренажера вертолета

Довольно сложным элементом математической модели динамики полета вертолета, в отличие от самолета, является его аэродинамический расчет на различных режимах полета. Для аэродинамического расчета вертолета применяются 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 [4-6]. 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 моделям несущего винта (НВ) 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 имеет линейный характер, набегающий воздушный поток считается постоянным по диску винта. В результате принимаемых допущений и упрощений дисковая теория не обеспечивает адекватную имитацию таких явлений, как срыв потока с лопастей, влияние сжимаемости на характеристики винта, образование зоны обратного обтекания, а также и других явлений, связанных с воздействием ветровых порывов, турбулентностью атмосферы и т.д.

В настоящее время активно развиваются математические модели аэродинамического расчета более высокого уровня [10-13], которые значительно сложнее линейных подходов и не имеют ограничений области допустимых решений, что позволяет адекватно моделировать как эксплуатационные, так и особые режимы полета вертолета.

Математическая модель несущего винта на базе классической теории элемента лопасти. В данной модели индуктивные скорости несущего винта определяются на основании теории импульсов

$$\bar{v}_t = \frac{C_t}{4B^2 \bar{V}_\Sigma}, \quad \bar{v}_t = \frac{\bar{v}_H}{C_H} = \frac{\bar{v}_s}{C_s}, \quad (1)$$

$$\bar{V}_\Sigma = \sqrt{(\mu - \bar{v}_H)^2 + (\bar{V} \sin \alpha_H - \bar{v}_t)^2 + \bar{v}_s^2}. \quad (2)$$

Уравнения (1)-(2) при фиксированных значениях аэродинамических коэффициентов несущего винта C_t, C_H, C_s образуют систему нелинейных уравнений, разрешаемых относительно составляющих индуктивных скоростей методом последовательных приближений. Обычно за начальное приближение принимается величина

$$\bar{v}_{T_0} = \begin{cases} \frac{C_t}{4B^2 \bar{V}}, npuV \neq 0, \\ \text{sign} C_t \cdot \frac{\sqrt{C_t}}{2B}, npuV = 0. \end{cases} \quad (3)$$

Процесс повторяется до тех пор, пока не будет обеспечена заданная точность вычисления осевой составляющей индуктивной скорости

$$\left| \frac{C_t}{4B^2 \bar{V}_\Sigma^i} - \bar{v}_{T_0}^i \right| \leq \varepsilon, \quad (4)$$

где $\varepsilon = 10^{-6} \dots 10^{-8}$.

Продольная и боковая составляющие индуктивных скоростей \bar{v}_H, \bar{v}_s считаются постоянными по диску винта, а изменение осевой составляющей описывается уравнением

$$\begin{aligned} \bar{v}_{r,\psi} = \bar{v}_{to} [\sqrt{1.5\bar{r}} f_1(\mu) + (1 + K_\mu \bar{r} \cos \psi) f_2(\mu) + \\ + \frac{\bar{S}_{2u} \bar{r}}{t} (\bar{\omega}_z \sin \psi - \bar{\omega}_x \cos \psi)], \end{aligned} \quad (5)$$

здесь $f_1(\mu)$ и $f_2(\mu)$ – эмпирические коэффициенты, учитывающие неравномерность распределения индуктивных скоростей в зависимости от режима работы винта [8].

Угол установки лопасти в каждом расчетном сечении определяется с учетом заданных углов отклонения автомата перекоса:

$$\varphi_r = \varphi_o + \Delta\varphi_r - \bar{k}\beta - \Theta_1 \sin \psi - \Theta_2 \cos \psi, \quad (6)$$

где Θ_1 и Θ_2 – амплитуды составляющих изменения циклического шага лопасти [15].

Зная поле распределения индуктивных скоростей по диску винта в каждом расчетном сечении лопасти, находим местные углы атаки, числа Маха и Рейнольдса. Влияние нелинейности и вязкости учитывается заданием аэродинамических коэффициентов профиля лопасти $C_y(\alpha, M), C_{x_p}(\alpha, M)$ для расчетных значений чисел Рейнольдса.

Угол взмаха лопасти определялся из условия равновесия моментов всех сил лопасти НВ относительно оси горизонтального шарнира [10]:

$$\begin{aligned} & \int_{l_{zu}}^R (r - l_{zu}) dT - \omega^2 \int_{l_{zu}}^R [(r - l_{zu}) \cos \beta + l_{zu}] (r - l_{zu}) \sin \beta dm - \\ & - \omega^2 \frac{d^2 \beta}{d\psi} \int_{l_{zu}}^R dm (r - l_{zu})^2 + 2\omega \int_{l_{zu}}^R dm [(r - l_{zu}) \cos \beta + l_{zu}] \times \\ & \times (r - l_{zu}) (\omega_x \cos \psi - \omega_z \sin \psi) \cos \beta - g \int_{l_{zu}}^R dm (r - l_{zu}) \cos \beta = 0. \end{aligned} \quad (7)$$

Уравнение (7) может быть решено только численно, так как характеристики обтекания сечений лопасти зависят от ее махового движения. Интегрирование уравнения махового движения лопасти выполняется методом Эйлера с пересчетом [15] или другим численным методом.

Разработанный на основании предложенного подхода метод расчета аэродинамических характеристик несущего винта реализован в математической модели динамики полета вертолета на комплексном тренажере КТВ Ми-8МТВ и позволяет учитывать неравномерность поля скоростей по диску винта, и связанную с этим явлением динамику махового движения лопасти [10]. Метод также позволяет с достаточной степенью достоверности определять динамику развития как зон обратного обтекания, так и срывных участков на диске несущего винта при изменении режима полета вертолета. На рис. 2,а показаны изолинии распределения углов атаки по диску несущего винта, полученные расчетным путем на основе разработанного метода для режима полета, соответствующего летному эксперименту ($C_t = 0.0153$, $\mu = 0.24$).

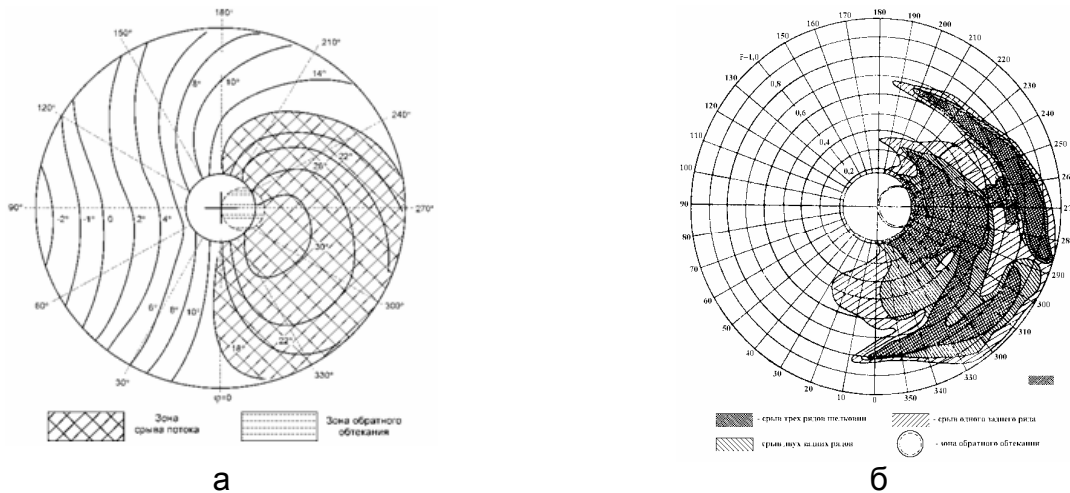


Рисунок 2 – Зоны срыва потока на диске несущего винта ($C_t=0.0153$, $\mu=0.24$); расчет – а; летный эксперимент [16] – б

Из анализа диаграмм распределения углов атаки по диску винта и экспериментального распределения зон срыва [16] на диске винта (рис. 2, б) следует, что наблюдается удовлетворительное совпадение расчетных и опытных данных по распределению зон срыва потока на несущем винте. Таким образом, предложенная имитационная модель динамики полета вертолета на комплексном тренажере позволяет определять режимы полета, на которых реализуются срывные режимы обтекания несущего винта, и моделировать эти явления с помощью шумовых и акселерационных эффектов.

Нелинейные математические модели определения аэродинамических характеристик вертолета на особых режимах полета. 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.

Аэродинамические коэффициенты сил и моментов несущего винта и вертолета в целом в общем случае зависят от девяти независимых переменных. Например, коэффициент тяги винта можно представить как функцию параметров $C_t = f(\bar{V}, \alpha_n, \varphi_0, \delta_\delta, \delta_k, M_0, \bar{\omega}_{x_n}, \bar{\omega}_{y_n}, \bar{\omega}_{z_n}, \gamma)$.

Вычисление всех аэродинамических коэффициентов летательного аппарата в зависимости от девяти перечисленных выше параметров и дальнейшее использование этой информации в имитационных моделях крайне затруднено [8,9].

На современных вычислительных комплексах авиационных тренажеров значения функций аэродинамических коэффициентов несущего и рулевого винтов, а также характеристики планера с учетом интерференции могут быть заданы в табличном виде (в виде матриц). Такая база данных для построения аппроксимационных математических моделей динамики полета может быть создана на основе обработки

результатов летных испытаний вертолета [7-9,16] или с помощью расчетных данных, получаемых по математическим моделям более высокого уровня точности (например, на основе метода дискретных вихрей [11-14,17]). Математические модели высокого уровня значительно сложнее дисковых 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 невозможно воспроизвести при летных испытаниях вертолета (например, режимов вихревого кольца или неуправляемого вращения вертолета). 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 настоящее время для определения аэродинамических характеристик вертолетных компоновок на различных режимах обтекания все более широкое применение находят нелинейные математические модели аэродинамического расчета. Среди нелинейных моделей можно выделить подходы, основанные на методе дискретных особенностей для случая идеальной несжимаемой жидкости [11-14, 17].

На основе нелинейной нестационарной теории винта, базирующейся на методе дискретных вихрей, были исследованы аэродинамические характеристики несущего винта на режимах вихревого кольца [12,17], а также винтов соосной комбинации [18]. Применяемые в перечисленных выше работах математические модели не позволяют определять с достаточной степенью точности аэродинамические силы, лежащие в плоскости вращения винта, а соответственно, и величину крутящего момента на валу, так как задача решается в рамках идеальной несжимаемой жидкости. Кроме того, они не учитывают аэродинамическую интерференцию между основными элементами вертолета (несущий винт, фюзеляж, рулевой винт), которая на малых скоростях полета вертолета имеет существенное значение.

В работах [13,14] авторами 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 позволяет учесть влияние профилировки лопасти винта на его аэродинамические характеристики посредством обобщенных характеристик профиля ($C_x = f(\alpha, Re, M)$, $C_y = f(\alpha, Re, M)$), которые учитывают режим обтекания, вязкость потока и сжимаемость среды, и соответственно значительно повысить точность определения аэродинамических характеристик винта на различных режимах обтекания. Сопоставление аэродинамических характеристик винтов, полученных в натурных испытаниях и летном эксперименте различными

авторами, с результатами расчетов по предложенному методу выполнялось путем сравнения поляр винтов на режиме висения (рис. 3, а и б).

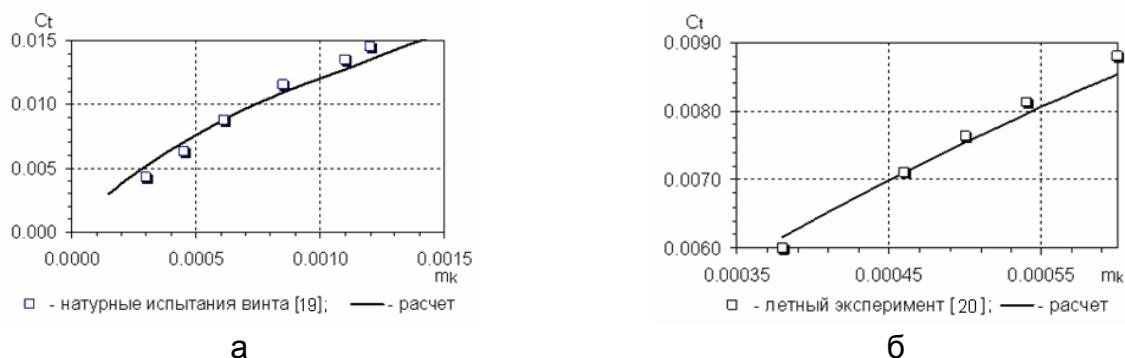


Рисунок 3 – Сравнение поляр винтов на режиме висения

На основе усовершенствованного метода дискретных вихрей был выполнен расчет компоновки вертолета Ми-8 на различных режимах полета. Расчетная вихревая схема компоновки показана на рис. 4 и включает в себя фюзеляж и несущий винт (рулевой винт и горизонтальное оперение не моделируется в силу их незначительного влияния).

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 производился в нелинейной нестационарной постановке с безразмерным шагом по времени, который определялся из условия поворота лопасти винта на угол, равный 12° .

В работе [13] авторами 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.

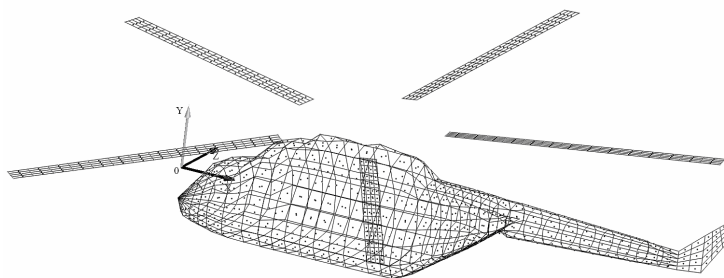


Рисунок 4 – Расчетная вихревая схема вертолета

К особым режимам полета относятся также и режимы полета вертолета с учетом влияния экранирующей поверхности земли. При этом могут быть рассмотрены как режимы висения и перемещения, так и режимы поступательного полета при наличии экрана. Математические

модели имитации динамики полета вертолета на тренажере должны адекватно учитывать особенности поведения и техники пилотирования реального вертолета на этих режимах [1-2]. В целях создания базы данных для аппроксимационных математических моделей полета вертолета, учитывающих влияния поверхности экрана, был выполнен численный эксперимент по определению его аэродинамических характеристик на основе модифицированного метода дискретных вихрей [12-14].

В процессе проведения расчетов был смоделирован эффект влияния приземного вихря [3] на аэродинамические характеристики вертолета Ми-8. На рис. 5 представлена визуализация картины обтекания вертолетной компоновки вблизи поверхности экрана ($h/R=0.65$) при поступательной скорости полета $V=20$ км/ч. Наблюдается образование интенсивного приземного вихря, который оказывает существенное влияние на аэродинамику вертолета. При увеличении скорости полета более 50 км/ч и сохранении $h/R=const$ этот вихрь разрушается и выдувается встречным потоком из-под несущего винта (рис. 6), аэродинамические характеристики вертолета приближаются к своим значениям в безграничном потоке. Рассмотренный эффект проявляется в тенденции вертолета к отрыву вначале колес основных опор при взлете с разбегом.

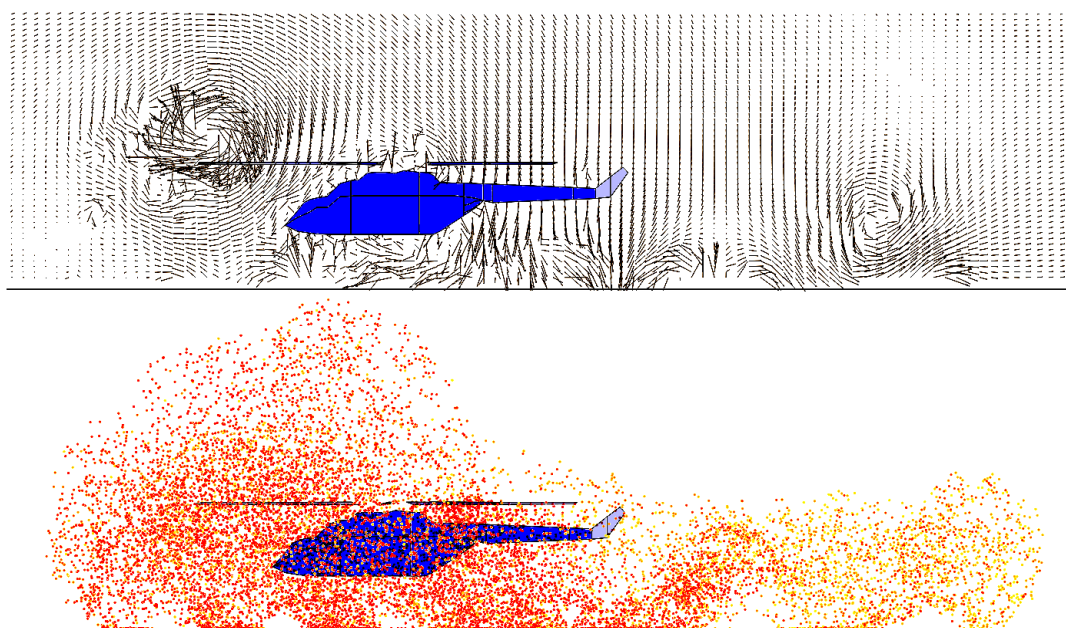


Рисунок 5 – Поле скоростей и положение вихревой пелены на режиме поступательной скорости $V=20$ км/ч при $h/R=0,65$

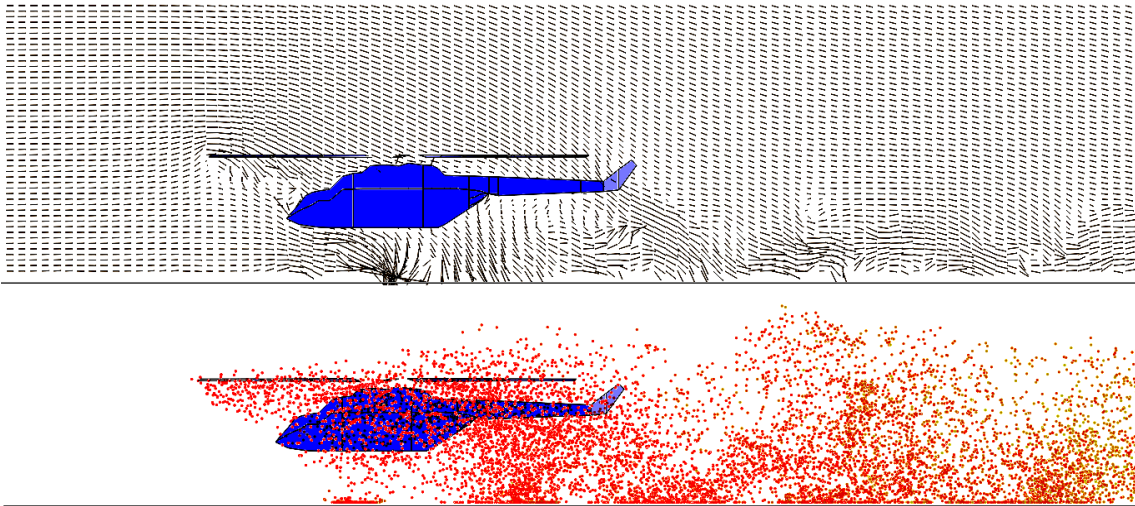


Рисунок 6 – Поле скоростей и положение вихревой пелены на режиме поступательной скорости $V=60$ км/ч при $h/R=0,65$

Рис. 7 иллюстрирует зависимости коэффициентов тяги C_t и крутящего момента m_k несущего винта вертолета Ми-8 от относительной высоты h/R при различных скоростях полета. Наиболее значительное изменение аэродинамических характеристик вертолета происходит при малых относительных расстояниях НВ от поверхности земли ($0.5 \leq h/R \leq 1.5$) и скоростях полета $V=0 \dots 40$ км/ч. Полученные зависимости аэродинамических характеристик от кинематических параметров полета являются исходными данными для аппроксимационной модели имитации динамики полета вертолета Ми-8 вблизи поверхности экрана.

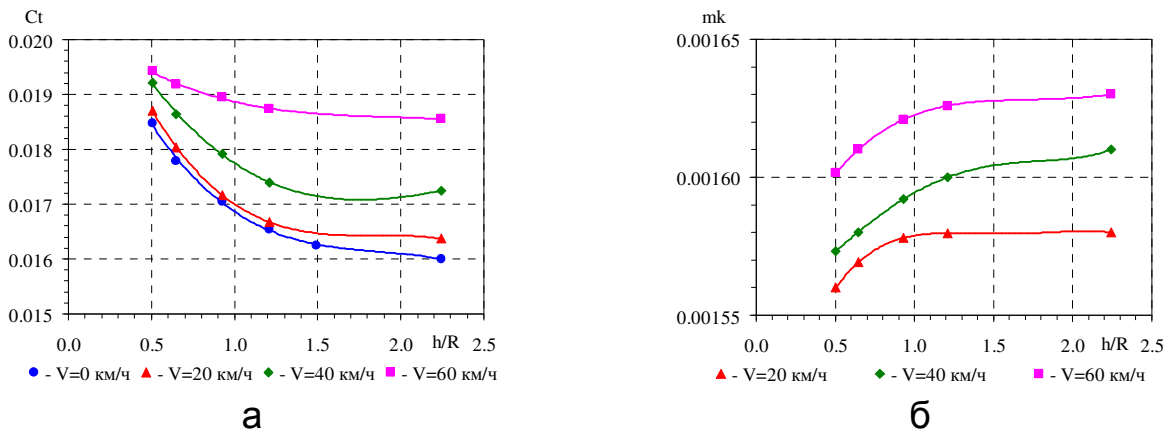


Рисунок 7 – Зависимость аэродинамических характеристик вертолета Ми-8 от безразмерного расстояния до земли; коэффициент тяги НВ – а; коэффициент крутящего момента НВ – б

Выводы

1. Проведен анализ математических моделей динамики полета вертолета на пилотажном тренажере для имитации особых режимов полета, которые базируются на классической теории элемента лопасти и известном методе дискретных вихрей.

2. На основе теории элемента лопасти определены зоны срыва потока и обратного обтекания на диске НВ вертолета Ми-8, которые позволяют моделировать аэродинамическую тряску при выходе на предельные режимы полета.

3. На базе метода дискретных вихрей исследованы особенности аэродинамических характеристик компоновки вертолета вблизи поверхности экрана, которые являются основой для создания базы данных и построения аппроксимационной модели имитации динамики полета вертолета на особых режимах.

Список использованных источников

1. Спільні авіаційні вимоги. JAR-STD 1H. Пілотажні тренажери вертольота. – JAA.–2001.–116 с.

2. Руководство по критериям квалификационной оценки пилотажных тренажеров. Doc 9625-AN/938.– ИКАО, 1995. – 205 с.

3. Володко А.М. Безопасность полетов вертолетов / А.М. Володко. – М.: Транспорт, 1981. – 223 с.

4. 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.

5. Вильдгрубе Л.С. Вертолеты. Расчет интегральных аэродинамических характеристик и летных данных / Л.С. Вильдгрубе. – М.: Машиностроение, 1977. – 151 с.

6. Боднер В.А. Авиационные тренажеры / В.А. Боднер, Р.А. Закиров, И.И. Смирнова. – М.: Машиностроение, 1978. – 192 с.

7. Берестов Л.М. Метод определения в полете коэффициентов уравнений продольного движения одновинтового вертолета / Л. М. Берестов // Технический отчет № 179-63. – М.: МАП. – 1963. – 256 с.

8. Браверман А.С. Динамика полета вертолета. Предельные режимы полета / А.С. Браверман, А.П. Вайнтриб. – М.: Машиностроение, 1988. – 280 с.

9. Бюшгенс Г.С. Динамика продольного движения / Г.С. Бюшгенс, Р.В. Студнев. – М.: Машиностроения, 1979. – 352 с.

10. Моцарь А.И. Математическая модель имитации полета вертолета на комплексном авиационном тренажере / А.И Моцарь // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: Национ. аэрокосм. ун-т "ХАИ", 2008. – Вып. 38. – С. 81 – 92.

11. Ковалев Е.Д. Метод расчета нестационарных аэродинамических характеристик одновинтового вертолета / Е.Д. Ковалев, В.А. Удовенко // Технология и организация производства. – К.: УкрНИИТИ, 1992. – №1. – с. 54 – 58.

12. Моцар П.И. Математическая модель работы рулевого винта в имитационной модели динамики полета вертолета на тренажере / П.И. Моцар, Е.Д. Ковалев // Вісті академії інженерних наук України. Машинобудування та прогресивні технології. – К.: НТУ "КПІ", 2009. – №1 (38). – С. 162 – 168.

13. 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.: Национ. аэрокосм. ун-т "ХАИ", 2009. – Вып. 44. – С. 33-50.

14. Моцар П.И., Удовенко В.А. Расчет углов атаки сечений лопасти и аэродинамических характеристик винта, зная распределение интенсивности вихревого слоя в рамках метода дискретных вихрей / П.И. Моцар, В.А. Удовенко // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: Национ. аэрокосм. ун-т "ХАИ", 2009. – Вып. 43. – С. 114 – 123.

15. Вертолеты. Расчет и проектирование / [М.Л.Миль, А.В.Некрасов, А.С.Браверманн и др.] – М.: Машиностроение, 1966. – 151 с.

16. Акимов А.И. Первые результаты исследования спектров обтекания лопасти несущего винта на летающей лаборатории Ми-4 / А.И. Акимов, С.Б. Боев, В.С. Константинов // Исследования некоторых вопросов аэродинамики вертолетов.– М.: ЦАГИ, 1964. – Технический отчет №282. – С. 13-35.

17. Белоцерковский С.М. Исследование на ЭВМ аэродинамических и аэроупругих характеристик винтов вертолетов / С.М. Белоцерковский, Б.Е. Локтев, М.И. Ништ. – М.: Машиностроение, 1992. – 220 с.

18. Аникин В.А. Некоторые результаты исследования режима "вихревого кольца" на соосной комбинации винтов / В.А. Аникин, Б.Е. Локтев, В.А. Симоненко // Научно-методические материалы по аэродинамике летательных аппаратов. Нелинейные характеристики. – М.: ВВИАИМ проф. Н.Е. Жуковского, 1982. – С. 257 – 266.

19. Теория несущего винта / В.Э. Баскин, Л.С. Вильдгрубе, Е.С. Вождаев, Г.И. Майкопарпод. ред. д-ра техн. наук А.К. Мартынова. - М.: Машиностроение, 1973. – 364 с.

20. Акимов А.И. Аэродинамика и летные характеристики вертолетов / А.И. Акимов – М.: Машиностроение, 1988. - 144 с.