

Влияние параметров лопастей несущего винта вертолета на флаттерные характеристики

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ"

Проанализирована возможность регулирования и изменения относительной критической частоты оборотов несущего винта при проектировании и в эксплуатации. Разработано программное обеспечение, позволяющее исследовать флаттер несущего винта вертолета.

Ключевые слова: винт, лопасть, флаттер, фокус, центровка, масса.

Флаттер несущего винта вертолета – одно из опаснейших явлений аэроупругости, приводящее к разрушению конструкции. В практике вертолетостроения данному явлению уделяется особое внимание на всех этапах проектирования, испытаний и эксплуатации. В работах генерального конструктора М.Л. Миля приведено аналитическое решение данной проблемы [1 – 6].

Цель данной работы – получение наглядных зависимостей влияния различных факторов на поведение лопасти и обоснование выбора тех или иных конструктивных решений на основе работы [1]. Современные технологии изготовления композитных лопастей предоставляют широкие возможности изменения центровочных, жесткостных, весовых и геометрических параметров лопастей. Это обуславливает необходимость оперативной оценки флаттерных характеристик с использованием графических зависимостей на этапе эскизного проектирования.

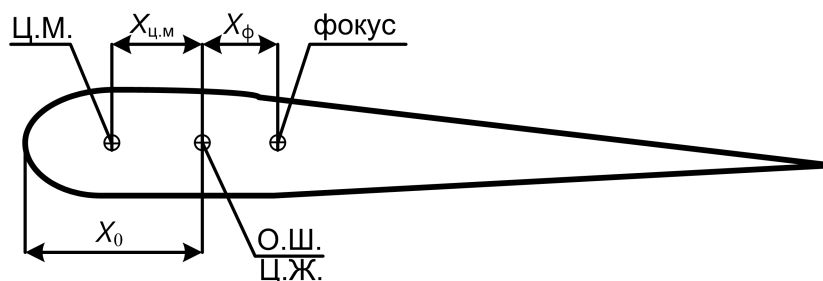


Рис. 1. Схема сечения лопасти

Разработана программа, в алгоритме которой было принято допущение о совпадении линии вращения осевого шарнира с линией, проходящей через центр жесткости сечений (рис. 1) [1].

Для апробации выбрана лопасть, сходная с применяемой в несущем винте вертолета АК1-3 [7].

С помощью программы проведены расчеты критической частоты оборотов несущего винта, отнесенной к частоте собственных колебаний лопасти, на кручение \bar{n}_ϕ при варьировании следующих характеристик: компенсатор взмаха $\chi = 0,5$; радиус лопасти $R = 3,6$ м; радиус горизонтального шарнира $r_0 = 0,2$ м; плотность воздуха $\rho = 1,225$ кг/м³; коэффициент трения $d_{тр} = 0,283$; собственная частота вращения лопасти от системы управления $P_{кр} = 100$ рад/с; положение центра тяжести лопасти – 25% хорды; положение фокуса лопасти – 35% хорды; расстояние

от передней кромки до оси осевого шарнира $x_0 = 30\%$ хорды; хорда лопасти $b = 0,2$ м; погонный момент инерции лопасти относительно оси вращения (осевого шарнира) $I_0 = 0,0036$ кг·м; погонная масса лопасти $m = 3,8$ кг/м. При этом один из указанных параметров изменялся в представляющих интерес пределах, а остальные оставались фиксированными.

На основе полученных результатов проанализируем основные факторы, влияющие на флаттер несущего винта, и возможность их регулирования в конструкции.

Центровка лопасти оказывает наиболее существенное влияние. Например, при компоновке, показанной на рис. 1, исключена возможность возникновения флаттера несущего винта при расположении центра масс ближе, чем 25% хорды от передней кромки рис. 2,а, поскольку смещение центра масс легко реализовать внесением груза в носок лопасти или общей компоновкой лопасти, что можно предусмотреть на этапе эскизного проектирования. Однако такой подход может привести к неоправданному повышению массы конструкции. Более эффективным представляется комплексный выбор необходимых центровочных параметров. Так, правильное размещение осевого шарнира и рациональный подбор профилей с задним расположением фокусов также позволит устранить вероятность появления флаттера несущего винта (рис. 3,б).

Достаточно большое влияние на величину $\bar{n}_ф$, оказывает производная по углу атаки профиля лопасти (рис. 2,б и 2,г). С уменьшением данной производной растет запас по флаттеру. Это происходит за счет того, что при закручивании лопасти получается меньший прирост подъемной силы, а следовательно, крутящий момент от аэродинамической нагрузки. Выбор наименьшего значения данной величины позволяет довольно эффективно улучшать флаттерные характеристики, но при этом могут понизиться летные характеристики вертолета, т.е. такой способ должен применяться осторожно.

Увеличение коэффициента трения в осевом шарнире влияет на аэроупругие характеристики несущего винта положительно (рис. 2,а и 2,г). Данный эффект довольно незначителен, и возрастание $d_{тр}$ может быть и нецелесообразно, поскольку приводит к росту нагрузки на систему управления. Однако повышение коэффициента трения является вполне допустимым.

Плотность воздуха также влияет на аэроупругие характеристики несущего винта (рис. 2,в и 2,д), но незначительно. С увеличением высоты полета, т.е. с уменьшением плотности воздуха, значение $\bar{n}_ф$ возрастает. Это свидетельствует о том, что флаттер наиболее вероятен при полетах у земли. Следовательно, все расчеты необходимо проводить для минимальной высоты полета, где и целесообразно испытывать вертолет в полете на определение границ возникновения флаттера.

С увеличением погонного момента инерции лопасти I_0 вероятность возникновения флаттера несущего винта уменьшается, что обусловлено меньшей чувствительностью к возмущениям системы с большей инерционностью. Наклон аппроксимирующей кривой на рис. 2,д показывает эффективность варьирования значением I_0 . Возрастание погонной массы лопасти (рис. 3,в) повышает величину $\bar{n}_ф$, но может привести к неоправданному росту массы, и применять данную меру следует осторожно.

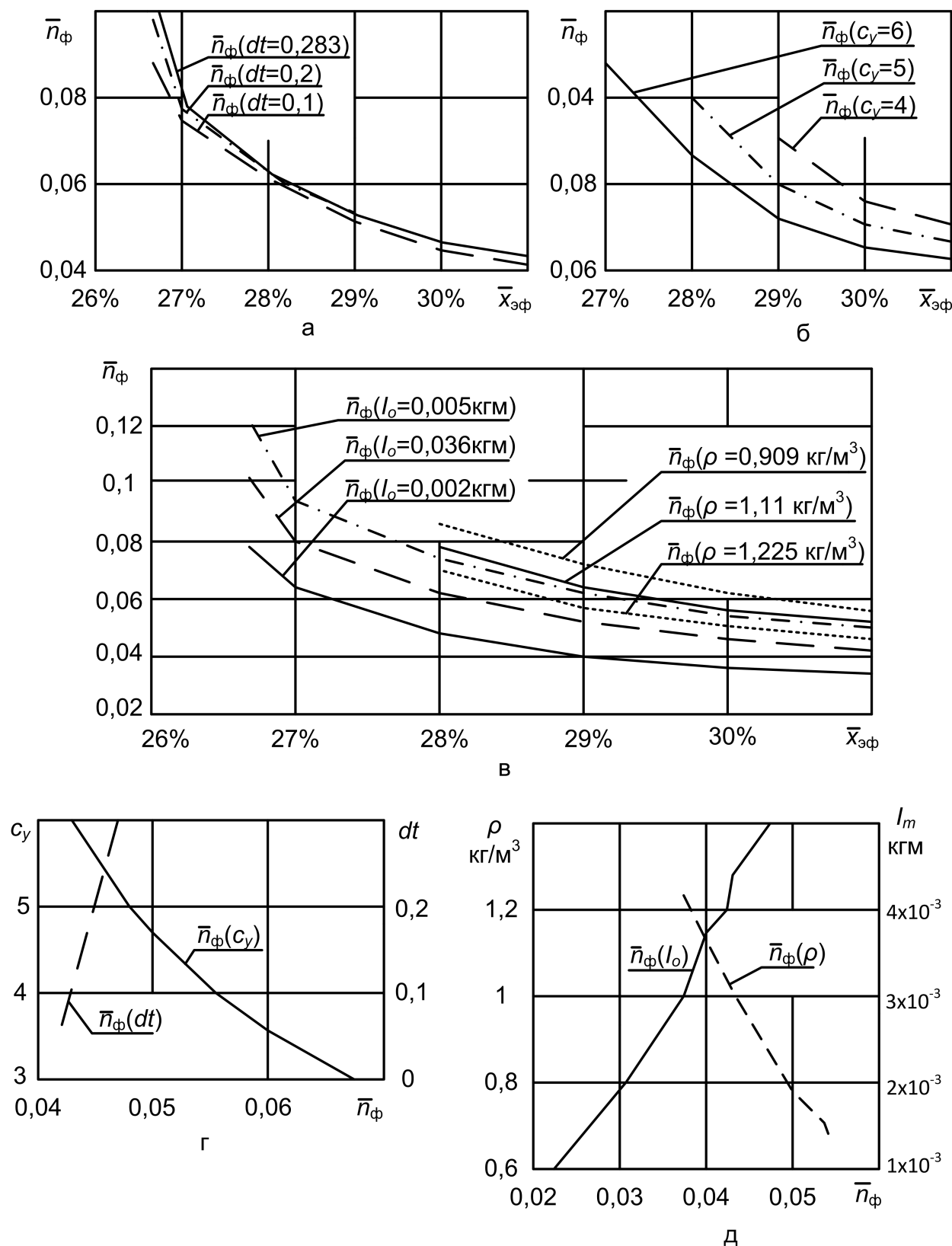


Рис. 2. Функция \bar{n}_ϕ в зависимости от коэффициента трения (а), производной подъемной силы (б), плотности воздуха и погонного момента инерции относительно оси вращения (в), г и д – прямые зависимости

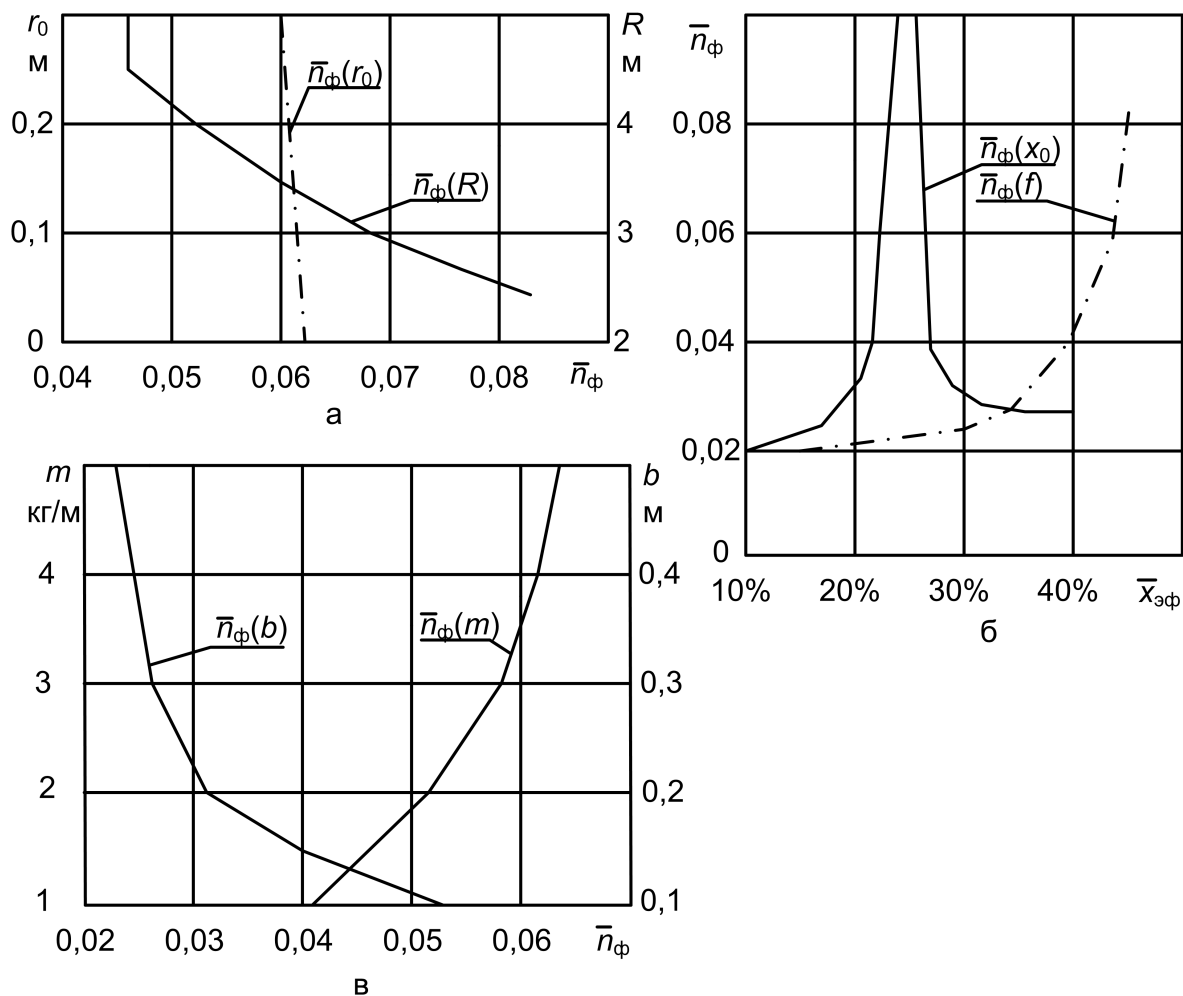


Рис. 3. Функция \bar{n}_ϕ в зависимости от радиуса горизонтального шарнира и радиуса лопасти (а), положения фокуса и осевого шарнира (б), погонной массы и хорды лопасти (в)

Геометрические характеристики также влияют на аэроупругие характеристики несущего винта, особенно сильно – его радиус.

Уменьшение радиуса повышает критические числа оборотов несущего винта. Однако следует помнить, что достаточно короткие лопасти несущего винта могут привести к ухудшению его аэродинамических характеристик. При варьировании величины радиуса лопасти несущего винта в направлении его увеличения после достижения определенного значения радиуса несущий винт приобретает практически постоянное значение \bar{n}_ϕ (рис. 3,а).

Изменения положения горизонтального шарнира, т.е. выноса его оси относительно оси вращения втулки несущего винта, практически не оказывает влияния на величину \bar{n}_ϕ (рис. 3,а).

Уменьшение хорды лопасти повышает критическую частоту оборотов несущего винта. Это объясняется сближением осей, проведенных через центры масс и фокусы поперечных сечений лопасти, с осью жесткости. Но данный эффект происходит при строгом соблюдении всех параметров сечения, что может быть затруднено ввиду малых поперечных размеров.

Выводы

Применение данной программы представляется весьма полезным при эскизном проектировании, выборе основных параметров несущего винта на основе прототипа. Наиболее эффективным способом увеличения \bar{n}_f является перемещение центра масс вперед. Но при проектировании нужно учитывать все факторы, которые непосредственно влияют на аэроупругие характеристики несущего винта.

Список литературы

1. Вертолеты. Расчет и проектирование / М.Л. Миль, А.В. Некрасов, А.С. Браверман, и др. – М.: Машиностроение, 1966. – часть 1. Аэродинамика – 455 с.
2. Михеев Р.А. Прочность вертолетов / Р.А. Михеев. – М.: Машиностроение, 1984. – 280 с.
3. Пейн П.Р. Динамика и аэродинамика вертолета: пер. с англ. / П.Р. Пейн ; пер. с англ. С.Ю. Есаулова, А.М. Мурашкевич. – М.: Оборонгиз, 1963. – 492 с.
4. Далин В.Н. Конструкция вертолетов / В.Н. Далин. – М.: Машиностроение, 1971. – 273 с.
5. Далин В.Н. Конструкция вертолетов / В.Н. Далин, С.В. Михеев. – М.: МАИ, 2001. – 352 с.
6. Яцунович М.С. Практическая аэродинамика вертолета Ми-6 / М.С. Яцунович. – М.: Транспорт, 1969. – 208 с.
7. Ковалев Е. Д. Основы аэродинамики и динамики полета легких вертолетов / Е. Д. Ковалев, И.В. Политучий, В.А. Удовенко. – Х.: СИМ, 2008. – 279 с.

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. Е.А. Дружинин, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков.

Поступила в редакцию 11.01.11

Вплив параметрів лопатей несучого гвинта вертольота на флатерні характеристики

Проаналізовано можливість регулювання і змінення відносної критичної частоти оборотів несучого гвинта при проектуванні і в експлуатації. Розроблено програмне забезпечення що дозволяє досліджувати флатер несучого гвинта вертольота.

Ключові слова: гвинт, лопать, флатер, фокус, центрівка, маса.

Influence of parameters of the helicopter's main rotor blades on flutter characteristics

Analysis of capabilities of adjustment and changes of comparative critical frequency speed of main rotor near engineering end exploitation have been done. Design software support allows to research flutter of helicopter's main rotor.

Keywords: rotor, blade, flutter, focus, centering, mass.