

УДК 629.735.45.015

ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЙ ЭКСПЕРИМЕНТ ПО ОПРЕДЕЛЕНИЮ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЦИЛИНДРИЧЕСКОЙ ХВОСТОВОЙ БАЛКИ ВЕРТОЛЕТА С ГРЕБНЕМ

В.А. ИВЧИН, В.Г. СУДАКОВ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Ципенко В.Г.

Рассматриваются возможности применения и оценка эффективности установки аэродинамического гребня на хвостовой балке вертолетов марки Ми. На основе методов вычислительной аэродинамики (CFD) проводится исследование по определению аэродинамических эффектов от положения аэродинамического гребня на хвостовой балке цилиндрического сечения и производится оценка постоянных и переменных сил, действующих в зависимости от углового положения гребня.

Ключевые слова: вычислительный эксперимент, характеристики, хвостовая балка вертолета с гребнем.

Введение

Одним из основных методов решения вопроса парирования реактивного момента на одновинтовых вертолетах является применение хвостовых винтов. Однако в ряде обстоятельств может возникнуть недостаток тяги винтов, который может привести к аварийным ситуациям. Наиболее тяжелым режимом полета, с точки зрения нагружения хвостового винта, является режим висения, так как на режимах поступательного полета можно использовать вертикальное оперение для парирования реактивного момента несущего винта вертолета. На режиме висения воздушный поток от несущего винта является наиболее интенсивным, и хвостовая балка одновинтового вертолета находится непосредственно в зоне этого потока. В связи с этим появилась идея использовать обтекание хвостовой балки потоком несущего винта для создания дополнительной аэродинамической силы, которая позволит разгрузить рулевой винт для компенсации реактивного момента.

Первое упоминание, что проблему малого запаса по путевой устойчивости удастся решить с помощью установки спойлера, по-видимому, сделано в 1975 г. в работе [1]. В 1978 г. данный недостаток был отмечен на вертолетах YAH-64 [2]. Во время боевых действий на Фолклендских островах (1982 г.) на вертолетах Westland Sea King при неблагоприятных условиях (максимальная взлетная масса и порывистый ветер) не хватало мощности рулевого винта и было затруднено путевое управление вертолетом. Проблема была решена установкой пластины вдоль хвостовой балки на эти вертолеты. Результаты этой работы приведены в [3]. Brocklehurst [3] показал эффективность простой модификации, которая вызывает ранний отрыв потока и препятствует созданию большой подъемной силы у профиля хвостовой балки. При этом небольшая (5 % – 10 % характерного размера балки) металлическая пластина (спойлер), размещенная на левой стороне балки близко к гаргроту (рис. 1), вызывала отрыв и уменьшала силу, действующую влево. В русскоязычной литературе для этого употребляется термин "аэродинамический гребень" (АГ), а в иностранной – термин "strake". Пример установки АГ на вертолет Sea King показан на рис. 2.

В 2004 г. с помощью современной техники измерения и визуализации потока в аэродинамической трубе (АДТ) были проведены экспериментальные исследования модели данной хвостовой балки [4]. Исследовалась двумерная конфигурация (рис. 3) в однородном потоке трубы. На рис. 4, 5, заимствованных из [4], показаны измеренные коэффициенты подъемной силы (перпендикулярно модели) и сопротивления (параллельно модели), соответственно.

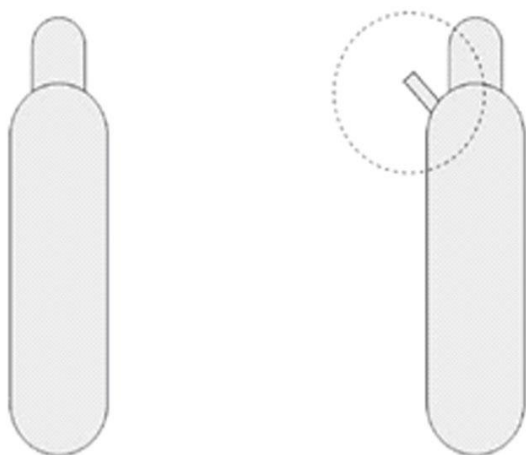


Рис. 1



Рис. 2

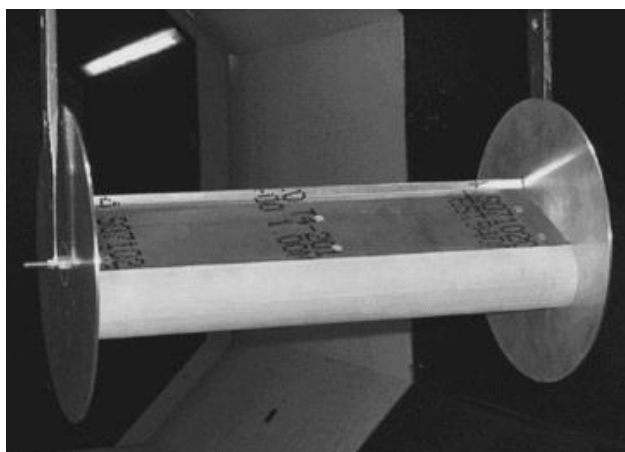


Рис. 3

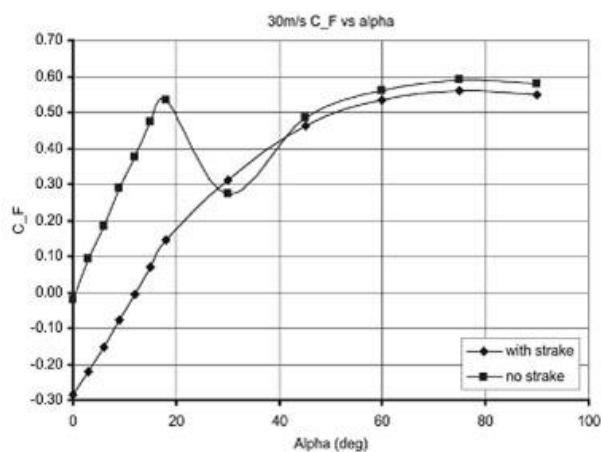


Рис. 4

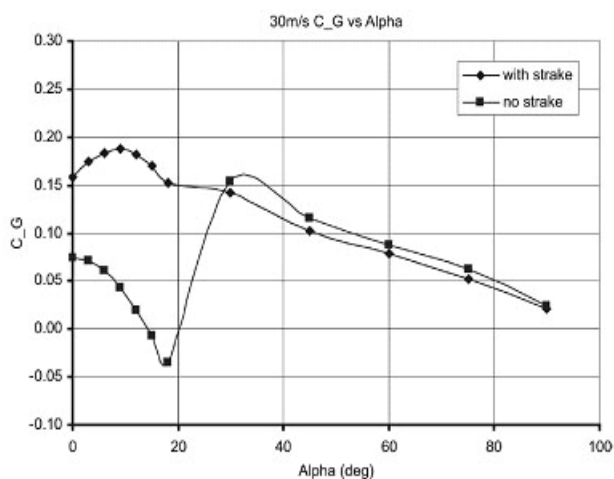


Рис. 5

На рис. 4 представлены графики коэффициента подъемной силы хвостовой балки (перпендикулярно модели) при наличии и без АГ, а на рис. 5 — коэффициенты сопротивления хвостовой балки (параллельно модели) при наличии и без АГ. На рис. 4 хорошо видно влияние установки АГ на подъемную силу профиля для углов атаки до 30°. Аномальное поведение коэффициента сопротивления при малых углах атаки вызвано взаимодействием обтекания гаргрота и хвостовой балки. Данные исследования подтвердили, что установка АГ в левой верхней части хвостовой балки создает ранний срыв потока, уменьшает подъемную силу балки (направленную влево) при малых боковых скоростях и улучшает путевое управление.

В середине 80-х гг. в NASA были начаты систематические исследования различных форм хвостовых балок и АГ для улучшения путевого управления на режиме висения и при полете на малых скоростях.

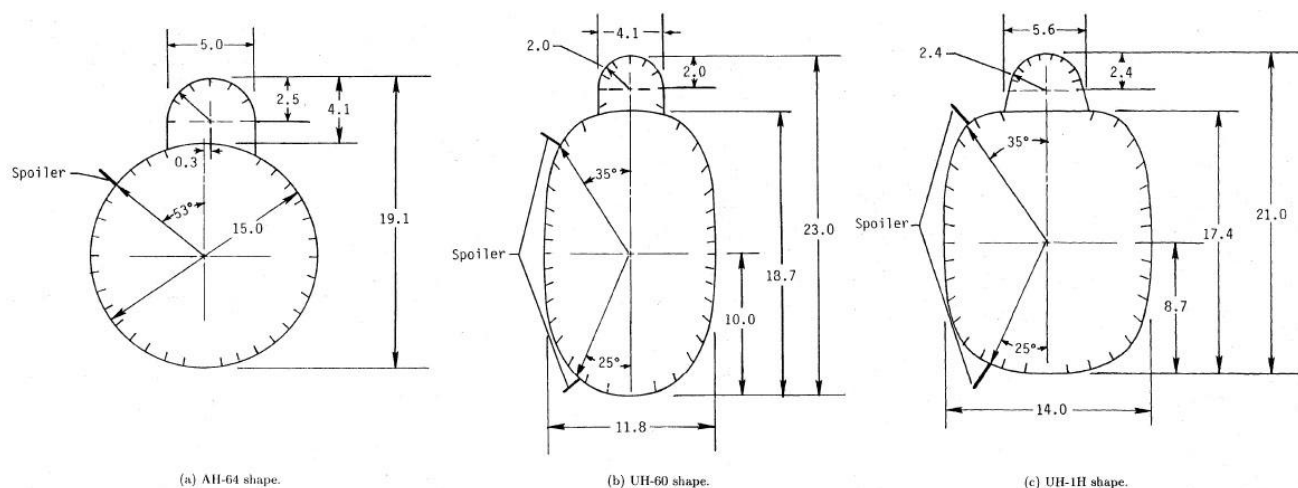


Рис. 6

В центре Лэнгли [5] (1986 г.) были проведены испытания трех репрезентативных хвостовых балок вертолетов АН-64, УН-60 и УН-1Н. Были получены силы и распределения давления, действующие на двумерные модели балок данных вертолетов, в широком диапазоне углов атаки (от -45° до 90°) и скорости набегающего потока. При этом использовались крупномасштабные модели (50 % для АН-64, УН-60 и 82 % для УН-1Н) балок с поперечным сечением, взятым на 80 % радиуса несущего винта (это положение примерно соответствует максимальной скорости в следе за несущим винтом на режиме висения). Формы хвостовых балок и соответствующие им системы координат показаны на рис. 6. Все они показали снижение потребляемой рулевым винтом мощности и положения педали управления на 10 % – 15 %.

Появление современных методов расчета аэродинамики на базе решения уравнений Навье-Стокса позволили проводить вычислительные эксперименты по оценке влияния на аэродинамические характеристики хвостовых балок с АГ [2].

В настоящей работе представлены результаты вычислительного эксперимента по исследованию нестационарного обтекания цилиндрической балки с одним установленным аэродинамическим гребнем. Задача решалась в рамках уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу.

Геометрия модели и расчетная сетка

Для решения поставленной задачи были исследованы различные конфигурации балок. Сначала были проведены расчеты цилиндрической балки без гребней, т.е. поперечное обтекание цилиндра. Диаметр цилиндра составлял $d = 1$ м. Затем на балку была добавлена бесконечно тонкая пластина высотой $0,05 \cdot d$. При этом пластина (АГ) направлена по нормали к поверхности цилиндра и расположена в различных положениях по азимуту балки. Исследовано обтекание цилиндра с одним АГ, расположенным от 0° до 180° с шагом 10° (отсчитывается от вертикали), поскольку принимается гипотеза о симметрии обтекании при расположении АГ в диапазоне 180° до 360° . Геометрии балки с АГ показаны на рис. 7.

Для данной конфигурации была создана многоблочная структурированная расчетная сетка. Применение многоблочной сетки определяется необходимостью создания более мелких ячеек в местах, где течение является определяющим на все результаты расчетов. Поэтому каждый блок расчетной сетки имеет собственное структурирование с соответствующей густотой сетки и ее размерами. На рис. 8 показана блочная схема, которая состоит из 10 блоков. Полная схема сетки во всей расчетной области состоит из 65 тысяч ячеек и показана на рис. 9. Вдоль поверхности хвостовой балки расположено 340 ячеек расчетной сетки.

Численно решались уравнения Навье-Стокса, осредненные по Рейнольдсу (RANS – Reynolds Averaged Navier-Stokes) для несжимаемой жидкости. Эти уравнения замыкались с помощью однопараметрической модели турбулентности Спалара-Аллмараса. Исследовался режим обтекания, при котором число Рейнольдса, посчитанное по диаметру цилиндра и параметрам набегающего потока $Re = 0,96 \cdot 10^6$. При этом в расчетах использовалась скорость набегающего потока 14 м/с, а отношение коэффициентов турбулентной вязкости к ламинарной на входной границе составляло $\mu_t/\mu = 10$.

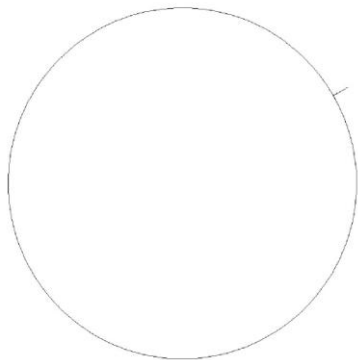


Рис. 7

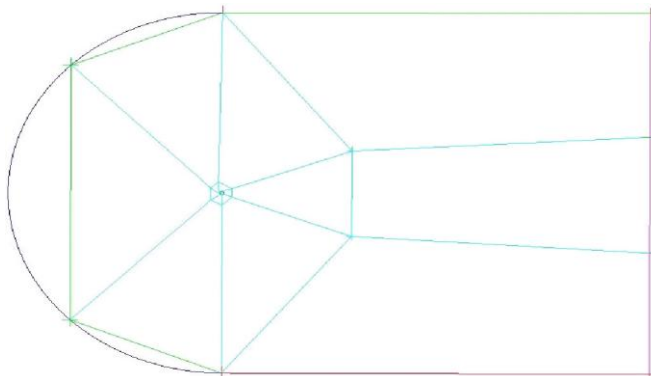


Рис. 8

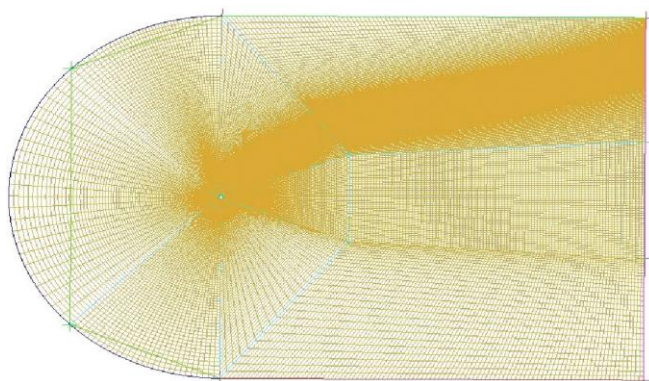


Рис. 9

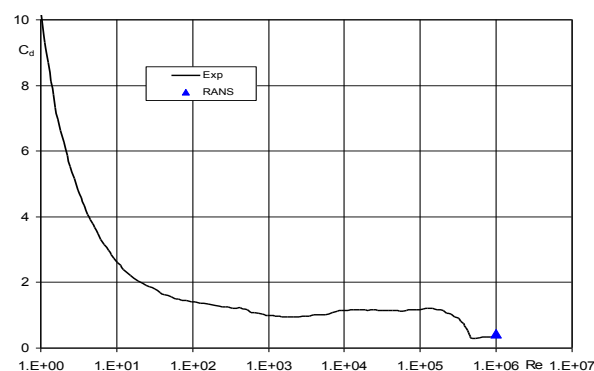


Рис. 10

На внешней границе расчетной области ставились условия набегающего потока совместно с растяжением ячеек расчетной сетки по направлению к этой границе. Кроме того, внешняя граница была отодвинута от профиля на 50 диаметров цилиндра вверх по потоку и вбок и на 100 диаметров вниз по потоку, чтобы не вносить возмущения в рассчитанные аэродинамические характеристики. Положение ламинарно-турбулентного перехода не фиксировалось. Аэродинамические характеристики отнесены к диаметру цилиндра. Течение около цилиндра нестационарное, в следе за цилиндром образуется дорожка Кармана. Поэтому задача решалась в нестационарной постановке с шагом по времени $5 \cdot 10^{-4}$ с.

Результаты расчета

Сначала были проведены расчеты обтекания цилиндра без АГ. Эта задача является классическим примером течения около плохообтекаемого тела. Коэффициент сопротивления цилиндра в несжимаемой жидкости в зависимости от числа Рейнольдса, измеренный экспериментально, показан на рис. 10. Маркером отмечена точка, полученная расчетом в данной работе. Видна хорошая сходимость результатов расчета с экспериментом.

На рис. 11 показан пример обтекания цилиндрической балки, где приведено поле скоростей в один из моментов времени. Для цилиндрической балки разрежение из-за разгона потока с бо-

ков примерно одинаково. На рис. 12 – 15 показаны результаты расчетов хвостовой балки с АГ, установленным под углами 50° и 140° . При установке АГ в верхней четверти балки (рис. 12 – 13) характер обтекания существенно изменяется. В этом случае разрежения со стороны АГ практически не наблюдается, т.к. АГ вызывает отрыв потока. На рис. 12 показано поле скорости около цилиндрической балки, а на рис. 13 – поле давления около цилиндрической балки с АГ. Таким образом, давление со стороны АГ больше, чем в случае его отсутствия, и возникает сила, направленная влево.

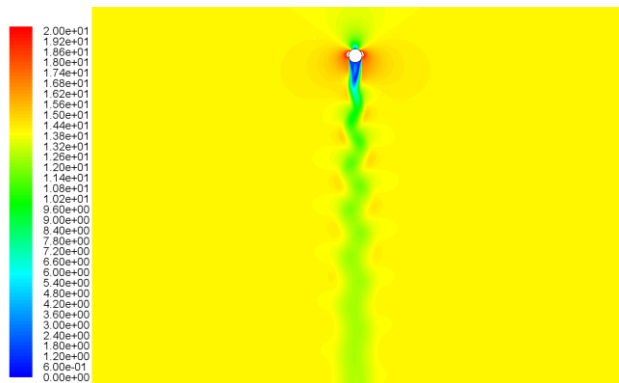


Рис. 11

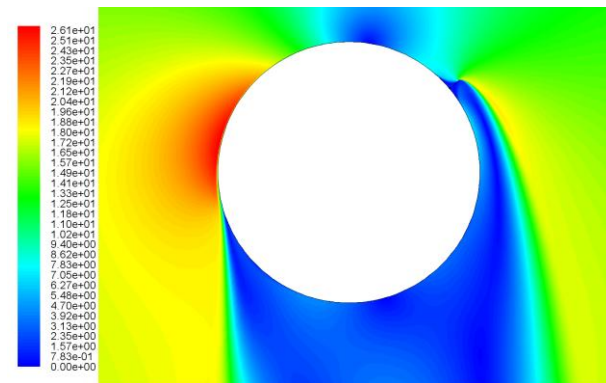


Рис. 12

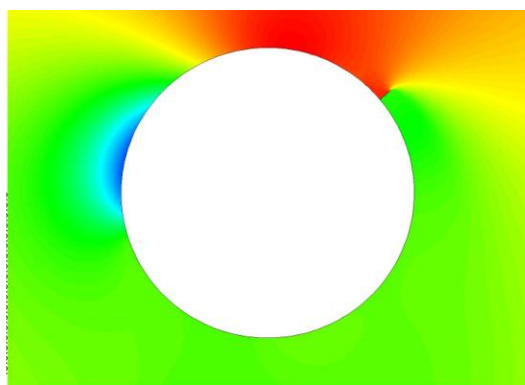


Рис. 13

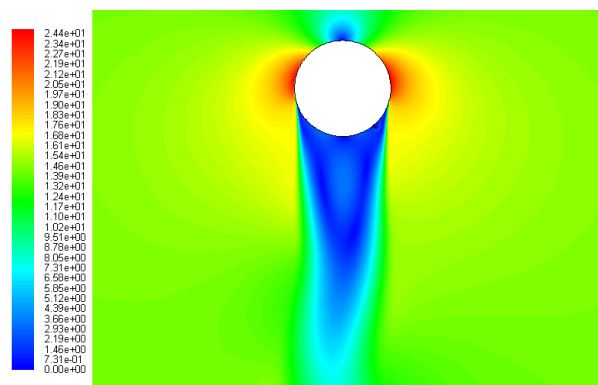


Рис. 14

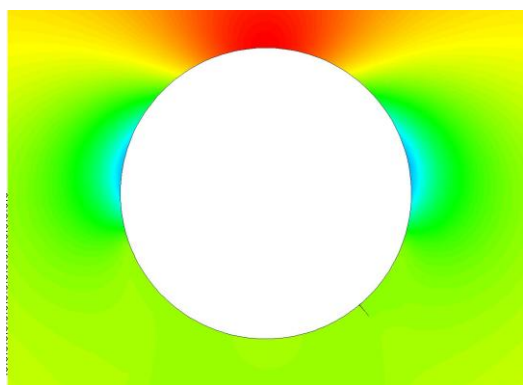


Рис. 15

На рис. 14, 15 показаны результаты расчетов хвостовой балки с АГ, установленным под углами 50° и 140° . На рис. 14 показано поле скорости около цилиндрической балки, а на рис. 15 показано поле давления около цилиндрической балки с АГ. В случае, когда АГ установлен на 140° , эффект практически аналогичен для балки без гребня. АГ находится в области отрыва, который происходит до места установки АГ. Поэтому разгон потока с обеих сторон балки примерно одинаков, и разрежение с обеих сторон балки тоже примерно одинаково, и влияние АГ практически отсутствует.

На рис. 16 представлены результаты расчетов для двух вариантов установки АГ на хвостовой балке (50° и 140°) в виде графиков изменения давления на поверхности балки в зависимости от углового положения расчетной точки. Левый график показывает распределение давления для гребня под углом, равным 50° , а правый – под углом 140° . Данные результаты соответствуют мгновенным величинам в заданный момент времени.

Для иллюстрации нестационарности процесса на рис. 17 приведено распределение изменения коэффициента сопротивления c_x и боковой силы c_y хвостовой балки с установленным АГ под углом 50° . При этом положительное направление боковой силы – вправо, а положительное направление силы сопротивления – вниз. Из графиков рис. 17 видно, что через 4 с происходит установление процесса обтекания в виде изменения величины аэродинамических коэффициентов хвостовой балки с постоянной частотой и амплитудой.

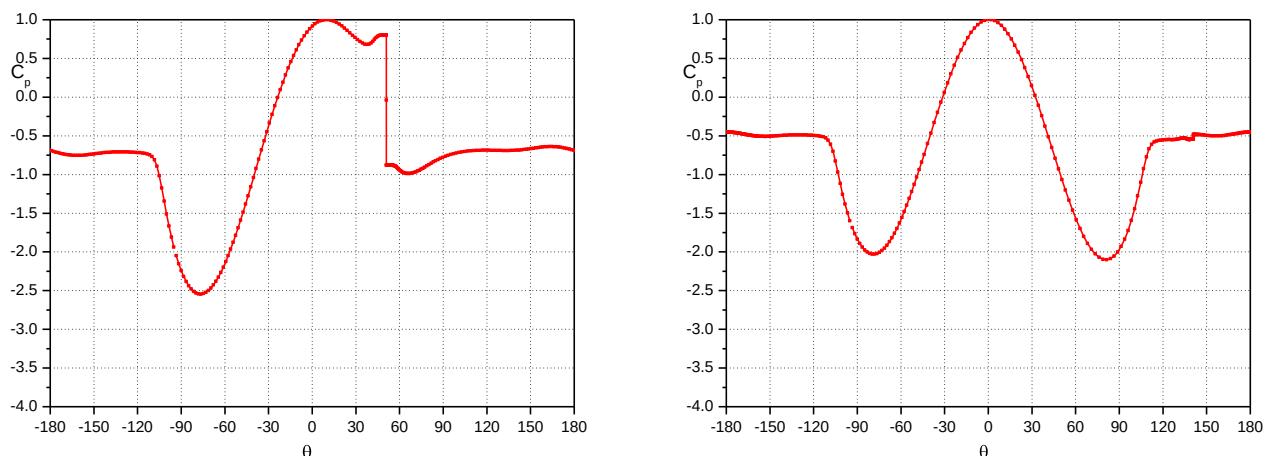


Рис. 16

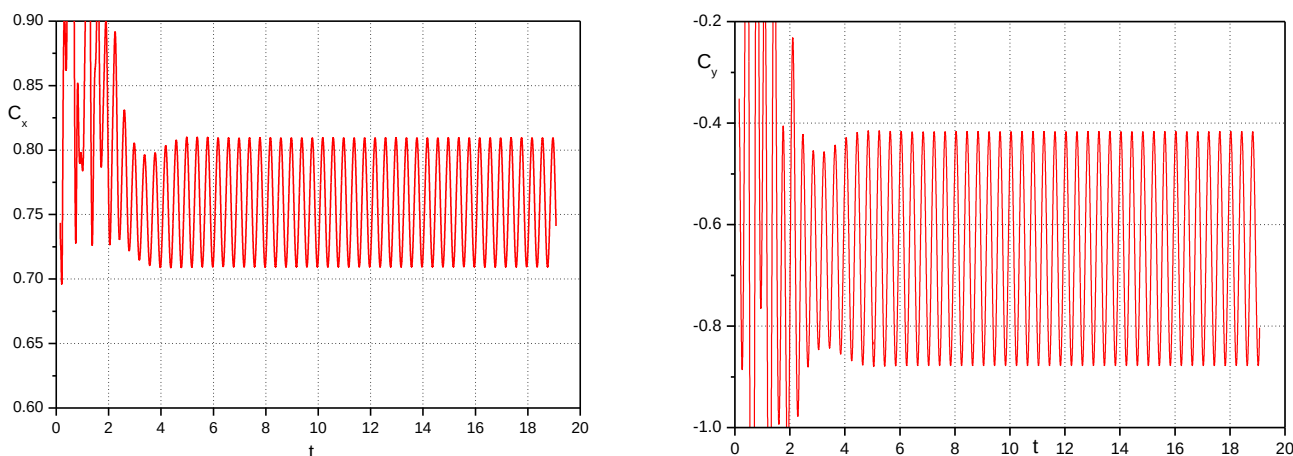


Рис. 17

Вычисленные средние величины аэродинамических коэффициентов c_x и c_y после процесса установления для каждого расчетного положения АГ были затем представлены в виде графиков (рис. 18).

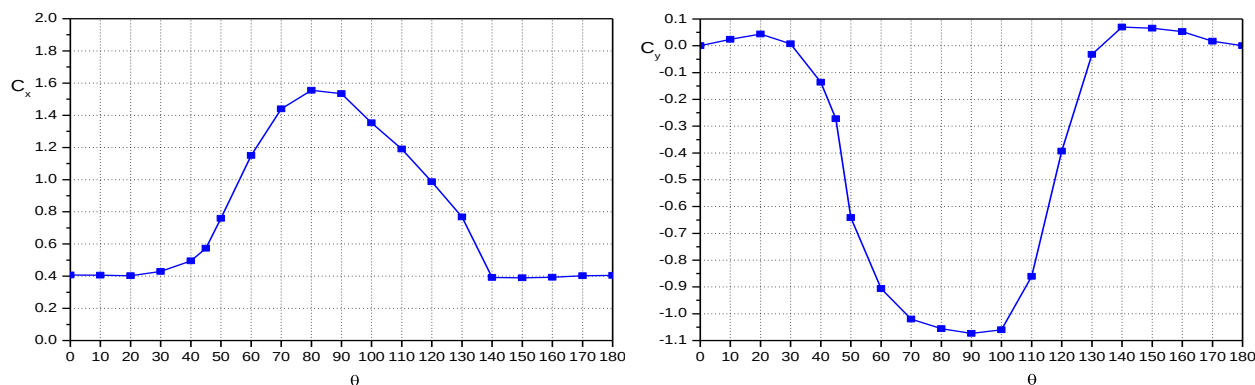


Рис. 18

Отметим, что силы давления и трения посчитаны по всей поверхности балки, включая АГ, а приведенные на рис. 16 коэффициенты давления визуализируют только давление на цилиндрической части. Значение силы для случая цилиндрической балки без АГ близко к случаю установки АГ на 0° .

При углах установки АГ до 30° сопротивление балки меняется слабо, а небольшая боковая сила направлена вправо. При увеличении угла установки АГ до $\theta = 90^\circ$ сопротивление значительно растет, увеличиваясь почти в 4 раза. Увеличивается и боковая сила, направленная влево, достигая максимума при $\theta = 90^\circ$. При дальнейшем увеличении углового положения АГ сопротивление и боковая сила начинают уменьшаться. При углах $\theta > 140^\circ$ сопротивление практически сравнивается по величине с сопротивлением балки с АГ при $\theta = 0^\circ$, а боковая сила при этом мала и направлена вправо.

Таким образом, наибольшая боковая сила получается при установке АГ в положении $\theta \approx 90^\circ$. При этом сила направлена влево, а АГ был установлен справа. В этом же положении балка имеет максимальное сопротивление.

Другой важной характеристикой нестационарного обтекания балки является амплитуда колебаний коэффициентов сил на балке. Эти величины характеризуют нестационарные нагрузки на балку. На рис. 19 представлены результаты расчетов амплитуд переменных сил, возникающих на хвостовой балке с гребнем, в зависимости от углового положения АГ. При угле установки АГ $\theta = 90^\circ$ колебания силы сопротивления достигают 50 %, а колебания боковой силы – до 200 % от средней величины. Видно, что происходят значительные колебания сил, действующих на балку, которые необходимо учитывать при конструировании. Величина колебаний сил для случая цилиндрической балки без АГ близка к случаю установки АГ на 0° . Более подробные результаты вычислительного эксперимента с хвостовой балкой с гребнем представлены в работе [6].

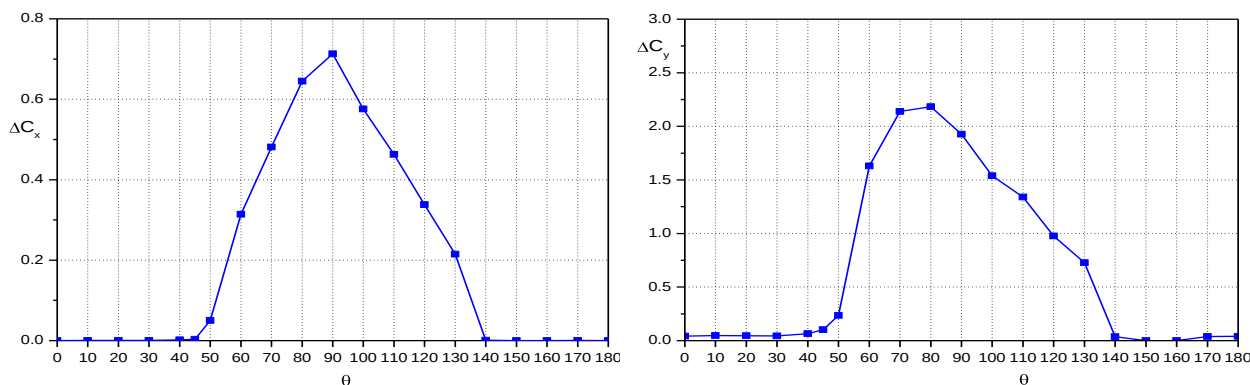


Рис. 19

Выводы

1. В настоящей работе выполнено численное моделирование обтекания цилиндрической балки с одним установленным АГ (угол установки варьировался от 0° до 180°) на основе решения уравнения Рейнольдса в нестационарной постановке.
2. Проведенные исследования показали, что установка АГ на угле 90° приводит к максимальному выигрышу в боковой силе, однако при этом значительно (до 4 раз) увеличивается сопротивление балки потоку от несущего винта, что приведет к увеличению его мощности.
3. Проведенные исследования показали, что установка АГ приведет к возрастанию переменных нагрузок, действующих на хвостовую балку с АГ.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Wilson J.C.** Rotorcraft Low-Speed Download Drag Definition and Its Reduction // 31st Annual Forum of the American Helicopter Society, May 14-15, 1975.
2. **Kazemifar F., Molai M., Firoozabadi B., Ahmadi G.** A numerical study of geometrical effects on the Strouhal number of a circular cylinder // Proceedings of IMECE2008, ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition, October 31-November 6, 2008, Boston, Massachusetts, USA.
3. **Brocklehurst A.** A Significant Improvement to the Low Speed Yaw Control of the Sea King Using a Tail Boom Strake // 11th European Rotorcraft Forum, City University, London, UK, 1985.
4. **Adams M., Newman S.** The tail boom strake // Aircraft Engineering and Aerospace Technology. 2004. V. 76. No 2. P. 143–159.
5. **Lockwood R.A., Kelly W.A., Cason R.W.** Flight Characteristics Test of the UH-60A With Tail Boom Mounted Strake // US Army Aviation Engineering Flight Activity, AD-A180 791, October 1986.
6. **Ивчин В.А., Судаков В.Г.** Математическое моделирование обтекания хвостовой балки вертолета с аэродинамическим гробом: труды 9-го форума Российского вертолетного общества. - М.: МАИ, 2010.

COMPUTING EXPERIMENT BY DEFINITION OF AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF A CYLINDRICAL BEAM WITH A STRAKE

Ivchin V.A., Sudakov V.G.

On the basis of methods of computing aerodynamics (CFD) research by definition of aerodynamic effects from the strake on a tail boom of cylindrical section is conducted and the estimation of the constants and variable forces operational depending on the strake angular rule.

Key words: computing experiment, characteristics, cylindrical beam with a strake.

Сведения об авторах

Ивчин Валерий Андреевич, 1951 г.р., окончил МАИ (1974), кандидат технических наук, начальник отдела аэродинамики и динамики вертолета ОАО "МВЗ им. М.Л. Миля", автор более 60 научных работ, область научных интересов – аэродинамика и динамика несущих винтов, динамика вертолета, математическое моделирование вертолета на пилотажных стендах, экспериментальные исследования аэродинамики винтов вертолета.

Судаков Виталий Георгиевич 1975 г.р., окончил МФТИ (2000), кандидат физико-математических наук, инженер 1 категории отдела аэродинамики и динамики вертолета ОАО "МВЗ им. М.Л. Миля", автор более 30 научных работ, область научных интересов – внешняя аэродинамика, численные методы решения уравнения Навье-Стокса.