

МОДЕЛЬ ПРОГНОЗА ИЗМЕНЕНИЯ ИНТЕНСИВНОСТИ ОБЛЕДЕНЕНИЯ НЕСУЩИХ ВИНТОВ ВЕРТОЛЕТА С УЧЕТОМ ДИНАМИКИ ЕГО ДВИЖЕНИЯ И МЕТЕОУСЛОВИЙ

И.Е. Кузнецов, А.Ю. Качалкин

В статье описан численный эксперимент по расчету обтекания несущего винта вертолета потоком монодисперсного аэрозоля, проведенный по модели, основанной на вихревой теории крыла и методе дискретных вихрей.

Ключевые слова: обледенение, вертолет, модель, метеоусловия

ВВЕДЕНИЕ

Летная эксплуатация вертолетов позволяет сделать вывод о том, что обледенение остается одним из опасных явлений, непосредственно влияющих на безопасность полетов [1]. Последствием обледенения является нештатная ситуация в полете, способная привести к катастрофе.

Так, 2 февраля 2007 года при выполнении полетов в сложных метеорологических условиях противообледенительные системы двигателей на вертолетах были включены еще на земле и в процессе всего полета работали исправно. При выполнении послеполетной подготовки на двух вертолетах обнаружены повреждения лопаток входных направляющих аппаратов и первых ступеней компрессоров левых двигателей, связанных с повреждениями от попадания в них льда. Оба двигателя сняты с эксплуатации досрочно. Экипаж этих вертолетов имеет большую летную практику и значительный опыт полетов в условиях обледенения вертолета.

В процессе выполнения задания было отмечено ухудшение условий полёта, выразившееся в обледенении вертолета из-за выпадения осадков в виде снега, появления болтанки. Возникшая нештатная ситуация привела к увеличению угла тангажа, правому крену, и, соответственно, вертикальной скорости снижения.

Анализ данных происшествий с государственными воздушными судами в Российской Федерации показал, что интенсивность обледенения вертолета в значительной степени определяется его режимом полета.

Изменение конструкции современного вертолета, в частности, тенденция удлинения фюзеляжа со смещением вперед его носовой части относительно втулки несущего винта, ведет к значительному перераспределению спектра скоростей воздушного потока. А это в свою очередь меняет условия обледенения воздушного судна, т. к. скорость, с которой замерзает вода на его планере и лопастях несущего винта в большей степени зависит от скорости и направления движения частиц переохлажденного аэрозоля, находящегося в воздухе.

Цель работы – с использованием вихревой теории крыла и метода дискретных вихрей на основании численного эксперимента обтекания несущего винта вертолета потоком монодисперсного аэрозоля оценить влияние режима полета вертолета на интенсивность его обледенения.

Представление об оценке интенсивности обледенения вертолета можно получить с помощью выражения, отмеченного в работе [2]:

$$I = A \frac{W V E(r) \beta}{\rho_l} \quad (1)$$

где W – водность среды (облака); ρ – плотность льда; V – скорость движения воздушной среды относительно несущей поверхности; A – константа; $E(r)$ и β – безразмерные параметры, характеризующие интегральный коэффициент захвата и коэффициент намерзания – соответственно.

**МОДЕЛЬ ПРОГНОЗА ИЗМЕНЕНИЯ ИНТЕНСИВНОСТИ ОБЛЕДЕНЕНИЯ
НЕСУЩИХ ВИНТОВ ВЕРТОЛЕТА С УЧЕТОМ ДИНАМИКИ ЕГО ДВИЖЕНИЯ**

Анализ формулы позволяет заключить, что интенсивность обледенения воздушного судна характеризуется двумя факторами: характеристикой среды, в которой осуществляется полет (водность облаков или осадков, плотность льда, зависящая от температуры окружающего воздуха), и условиями его обтекания (скорость полета, коэффициенты намерзания и захвата). Первый фактор определяется на основании метеорологических наблюдений, второй характеризуется режимом полета, который имеет свои особенности.

Аэродинамика обтекания вертолета монодисперсным потоком воздуха, имеющим капельно-жидкий аэрозоль показывает, что на лопастях и за ними образуется вихревая пелена, которая существенно влияет на циркуляцию скорости воздушного потока и, соответственно, на интенсивность обледенения, если к этому имеются условия [2]. Структура пелены определяется геометрическими и кинематическими параметрами несущего винта. Поэтому оценка влияния режима полета воздушного судна на интенсивность его обледенения должна проводиться для конкретного типа вертолета.

Постановка задачи. Рассматривается задача по оценке скорости воздушного потока, входящей в выражении (1) и определяющей интенсивность обледенения вертолета на различных режимах полета с учетом геометрических и кинематических параметров работы несущего винта.

Изменение интенсивности обледенения, как функции переменных, входящих в выражение (1), можно оценить, если рассмотреть его как полный дифференциал функции $I = f(\delta, W, E, \beta, \rho)$ [6].

Далее, заменяя знак дифференциала на Δ , можно записать:

$$\frac{\Delta I}{I} = \frac{\Delta \delta}{\delta} + \frac{\Delta W}{W} + \frac{\Delta E}{E} + \frac{\Delta \beta}{\beta} + \frac{\Delta \rho}{\rho} \quad (2)$$

Для выявления влияния W на изменение интенсивности обледенения вертолета примем, что $\delta, E, \beta, \rho = const$, тогда:

$$\frac{\Delta I}{I} = \frac{\Delta W}{W}, \quad (3)$$

где W – вектор скорости монодисперсного воздушного потока.

Численный расчет мгновенных значений W проводится по методике работы [1]. Для этого вводятся две прямоугольные системы координат $x_1y_1z_1$ и $x_2y_2z_2$ (рис.1).

Решение задачи начинается с момента времени $t = 0$, когда винт начинает мгновенно двигаться с поступательной скоростью U_0 под углом атаки $\alpha_{нв}$ к набегающему потоку воздуха. Лопасти винта начинают вращаться вокруг оси O_{y_1} с постоянной скоростью Ω . Задача решается на основе вихревой теории методом дискретных вихрей в нелинейной постановке [4].

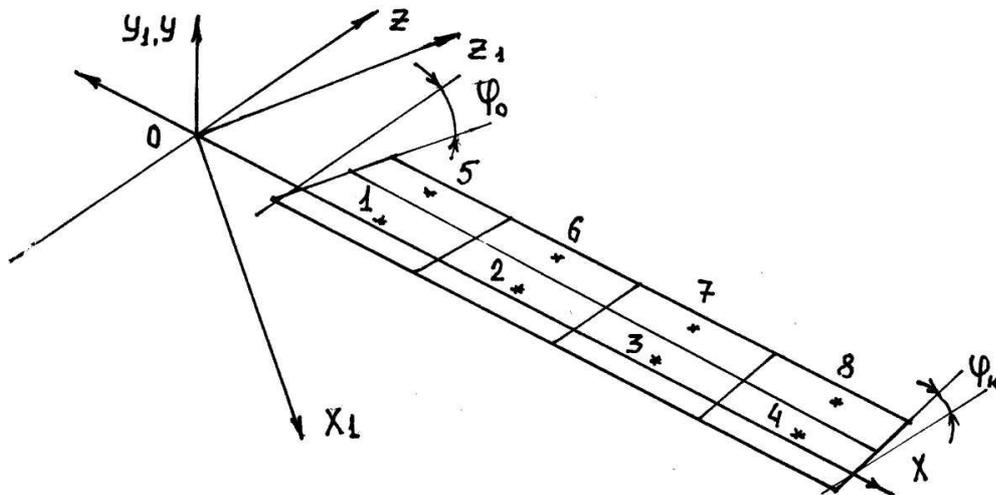


Рис. 1. Модель лопасти несущего винта

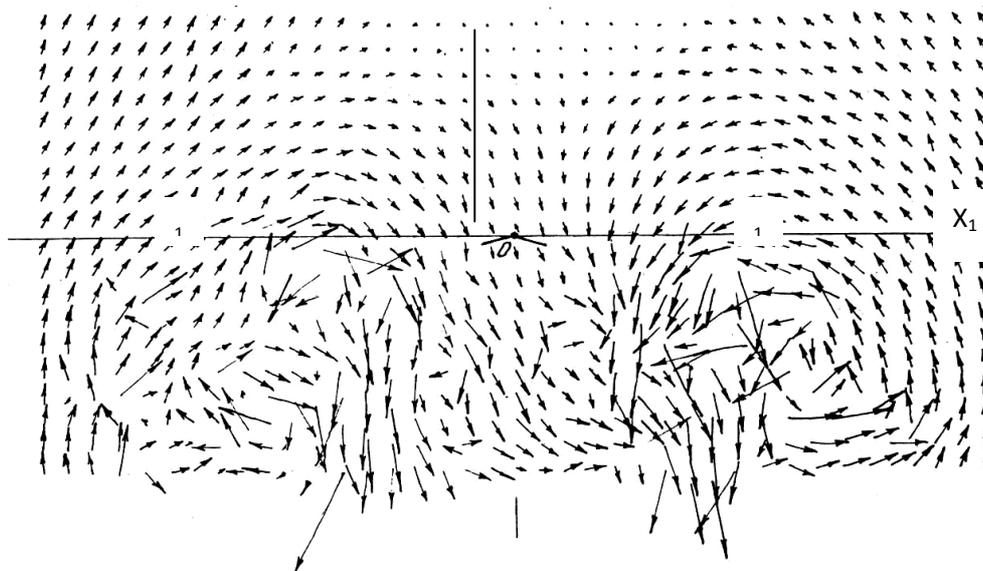


Рис.2. Поле возмущенных скоростей вертолёта при снижении

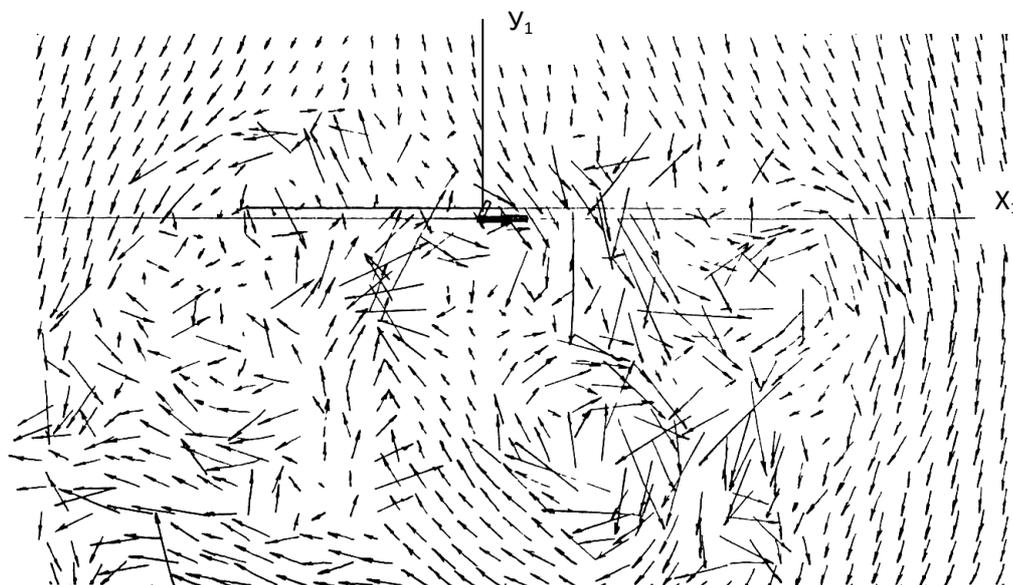


Рис. 3. Поле возмущенных скоростей вертолёта при наборе высоты

Предусматривается численный расчет вектора возмущенной скорости в любой точке пространства с обязательным выполнением следующих условий, описанных в работе [1]:

Каждая лопасть разбивается на элементарные панели, на которой размещается суммарный вихрь и контрольная точка по правилам работ [4, 5]. На рис. 1 контрольные точки обозначены номерами с арабскими цифрами.

Система суммарных вихрей, моделирующая движение лопастей движется в пространстве по закону движения самих лопастей. По этому же закону движутся и первые свободные вихри за лопастями. Остальные свободные вихри движутся в пространстве вместе с частицами воздушного потока.

Решение задачи проводится в безразмерных параметрах. В этом случае за характерную скорость принимается скорость ΩR , за характерный размер – радиус несущего винта R . Безразмерные параметры вводятся аналогично работе [1]. Неизвестными величинами при решении данной задачи будут являться безразмерные напряженности суммарных поперечных вихрей и первых свободных вихрей за лопастями, которые определяются из решения системы линейных алгебраических уравнений работы [3].

Задача решается по временным шагам, начиная с момента времени, для которого имеется полная информация о нагрузках винта и условиях его обтекания.

Сначала решается система уравнений, из которой определяются напряженности суммарных вихрей на лопастях. Далее начинается расчет вихревой структуры. Для этого определяются скорости по-

тока в узловых точках свободных вихрей и, считая скорости постоянными в течение временного шага Δt , находятся новые координаты свободных вихрей:

$$\left. \begin{aligned} \vec{x}_t &= \vec{x}_{t-1} + W_x \cdot \Delta t \\ \vec{y}_t &= \vec{y}_{t-1} + W_y \cdot \Delta t \\ \vec{z}_t &= \vec{z}_{t-1} + W_z \cdot \Delta t \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

Здесь W_x, W_y, W_z – значения составляющих относительных скоростей, вычисленные в узловых точках свободной вихревой системы.

Значение возмущенной скорости в любой точке пространства, в том числе и в контрольных точках на вертолете может быть представлено как сумма возмущенных скоростей от всей вихревой системы несущего винта.

Численные значения изменений возмущенной скорости определяются как разности скоростей между предшествующим и расчетным моментами времени.

ЧИСЛЕННЫЙ ЭКСПЕРИМЕНТ

Используя методику [1] моделировалась работа несущего винта вертолета Ми-8 на различных режимах полета. Каждая из пяти лопастей винта имела прямоугольную в плане форму, неупругая, моментно закрепленная к втулке винта. Согласно тактико-техническим характеристикам вертолета Ми – 8 радиус винта равен 10.65 м, относительная хорда 0.15, относительный радиус втулки несущего винта 0.12, скорость движения конца радиуса лопасти 220 м/с. Скорость полета вертолета, углы атаки винта и углы установки лопастей изменялись с учетом требований аэродинамики несущего винта, соответствующей выборному профилю полета.

Исследования проводились с помощью метода дискретных вихрей [4]. Граничные условия при решении задачи менялись следующим образом:

$$\tau < 0, \Omega = 0, \alpha = 0, \varphi = 0, u = 0, \Delta \varphi - const ;$$

$$\tau > 0, \Omega = const, \alpha = const, \varphi = const, u = const, \Delta \varphi - const .$$

Изменение угла атаки несущего винта оказывает влияние на изменения углов атаки сечений лопастей с учетом их геометрической кривки и на поступательные положения вихревой пелены относительно плоскости вращения несущего винта.

На рис. 2,3 показаны результаты расчета мгновенных полей скоростей воздушного потока за несущим винтом в вертикальной плоскости X_1OY_1 для двух режимов полета: снижение и набор высоты. Скорость полета $u = 0,01$ ($V = 2,2$ м/сек), угол атаки винта равен ± 90 , соответственно.

Из анализа рисунка видно, что при работе несущего винта образуется область, сформированных вихревых движений. На рис. (2) поле возмущенных скоростей выражено более четко. Над плоскостью вращения винта наблюдается более упорядоченное движение. Отбрасываемые лопастями винта частицы воздуха формируют устойчивую область нисходящих движений. На режиме полета набора высоты область поля возмущенных скоростей более размыта. Циркуляция воздуха в непосредственной близости к несущему винту выражено нечетко.

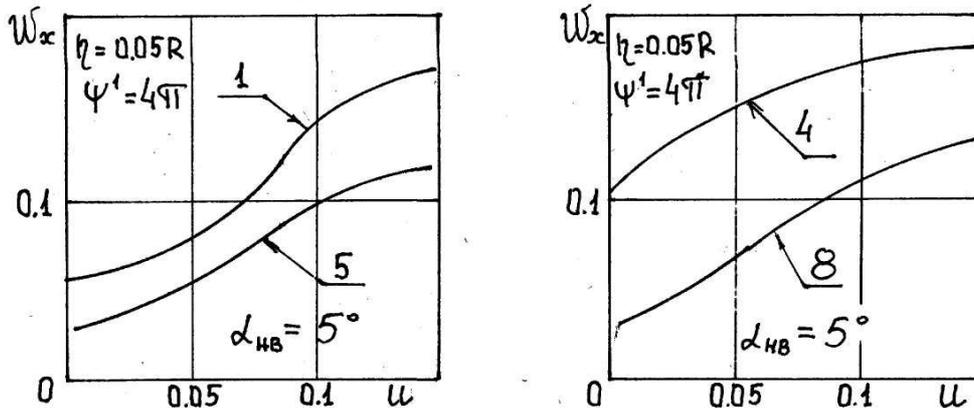


Рис. 4. Результаты расчета $W_x = f(u)$

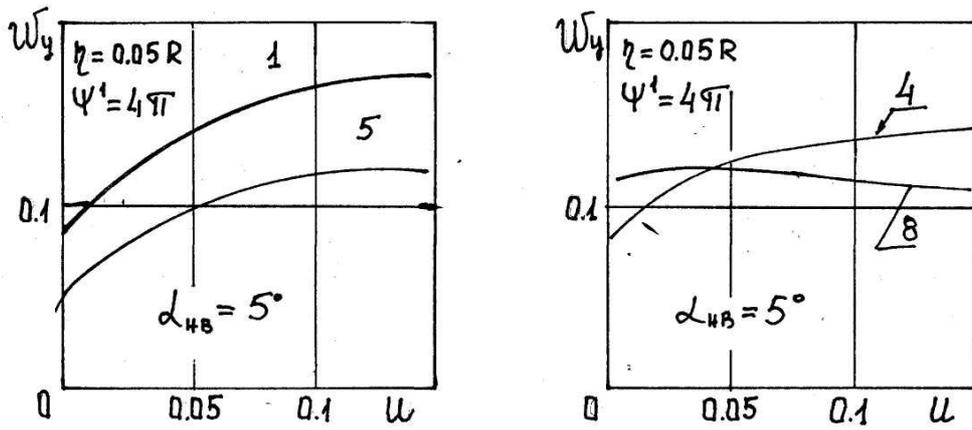
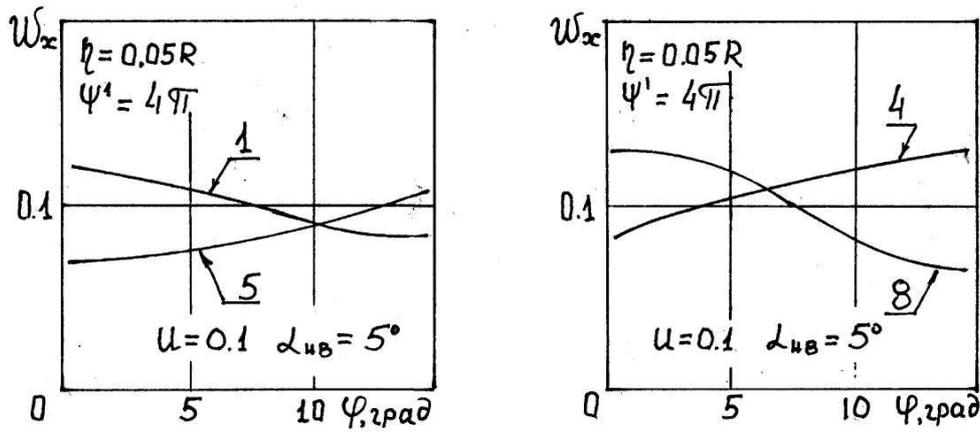
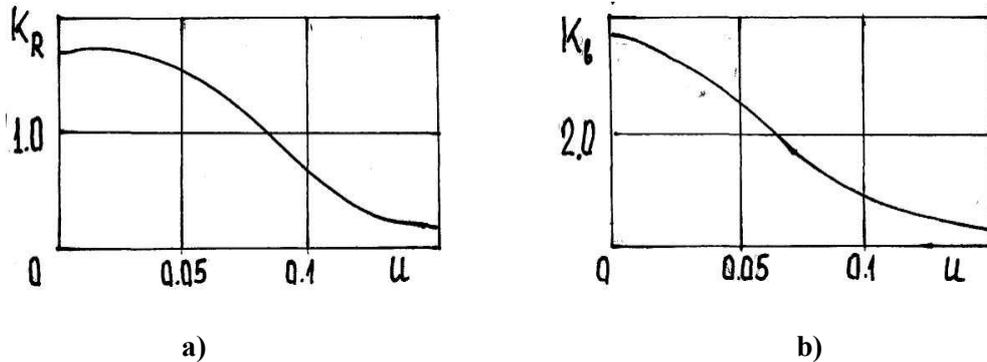
Рис. 5. Результаты расчета $W_y = f(u)$ Рис. 6. Результаты расчета $W_x = f(\varphi)$ 

Рис. 7. Результаты расчета относительного коэффициента изменения скорости воздушного потока

В численном эксперименте исследовались составляющие возмущенные скорости воздушного потока в системе координат, связанной с лопастями винта. На рис. (4,5) для первой лопасти несущего винта показаны результаты расчета горизонтальной и вертикальной составляющих скоростей воздушного потока в зависимости от скорости полета вертолета. Номера расчетных точек на рисунке обозначены арабскими цифрами и соответствуют обозначениям рис. 1. Результаты расчета представлены для высоты относительно лопасти винта равной $0.05R$. Численные значения возмущенных скоростей отнесены к линейной скорости радиуса конца лопасти. Угол атаки несущего винта равен 5° .

Из анализа рисунков видно, что скорости воздушного потока для каждой точки изменяются по своим индивидуальным законам. При этом изменения в большей степени наблюдаются в районе втулки несущего винта при небольших скоростях полета.

На рис. 6 показаны результаты расчета горизонтальной скорости воздушного потока в зависимости от угла установки лопасти для $u=0,1$. Из рисунка видно, что изменения скорости при увеличении угла установки для каждого сечения лопасти происходят не однозначно. Эти изменения, как например, для точки №8 могут достигать 60-70% от скорости полета.

Проводились исследования относительно изменчивости скорости воздушного потока для лопастей по их радиусу и хорде. На рис. 7 в качестве примера показаны результаты расчета изменения горизонтальной составляющей скорости воздушного потока по радиусу и хорде для первой лопасти при различных скоростях полета. Для удобства анализа результаты расчета представлены в виде коэффициента $K = \Delta W/W$ соответствующего выражению (3). Индексы R и ν при коэффициенте K на рис. 7 показывают принадлежность изменения скорости на лопасти вдоль ее радиуса (расчетные точки 1-4, рис.1) и хорды (расчетные точки 1-5).

Из анализа рис. 7 видно, что относительные изменения скорости воздушного потока могут привести к значительным изменениям интенсивности обледенения лопастей вертолета (формула 3).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, проведенный численный эксперимент расчета обтекания несущего винта вертолета Ми-8 и полученные при этом результаты трехмерного, нестационарного распределения полей скорости воздушного потока, обтекающего лопасти винта показали, что процесс обтекания монодисперсным воздушным потоком несущего винта представляет собой сложное явление, как по их радиусу, так и по хорде. Поэтому при решении задач обледенения вертолетов необходим локальный учет характеристик воздушного потока.

THE MODEL FORECAST FOR CHANGES IN THE INTENSITY OF ICING OF THE MAIN ROTOR HELICOPTER TAKING INTO ACCOUNT THE DYNAMICS HIS MOVEMENTS AND WEATHER CONDITIONS

I. E. Kuznetsov, A.Yu.Kachalkin

Based on the vortex theory of the wing and on the method discrete vortex held calculation flow thread monodisperse aerosol on the main rotor helicopters.

Keywords: icing, helicopter model, weather conditions

ЛИТЕРАТУРА

1. Качалкин П.Ю., Кузнецов И.Е., Романов Г.Я. Методика расчета обледенения несущих поверхностей вертолета. – Воронеж: Вестник воронежского военного института, № 1(6), 2007. – С. 301 – 308.
2. Баранов А.М., Солонин С.В. Авиационная метеорология. – Л.: Гидрометеиздат, 1981.- 383 с.
3. Белоцерковский С.И., Ништ М.И. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью. - М.: Наука, 1978. - 351 с.
4. Белоцерковский С.М., Васин В.А., Локтев Б.Е. К математическому нелинейному моделированию нестационарного обтекания несущего винта // Докл. АН СССР. 1978. Т. 240. № 6. - С. 1320 – 1323.
5. Белоцерковский С.М., Васин В.А., Локтев Б.Е. К построению нестационарной нелинейной теории воздушного винта // Изв. АН СССР, МЖГ, 1979, № 5. - С. 1077 – 113.
6. Бронштейн И.Н., Семендяев К.А. Справочник по математике. – М.: Наука, 1981.