

## Определение зоны режимов вихревого кольца одновинтового вертолета на основе математического моделирования

*Научно-производственное объединение "АВИА"*

Рассмотрена проблема расчета аэродинамических характеристик несущего винта в реальном масштабе времени на режиме вихревого кольца. Показана возможность моделирования режима вихревого кольца несущего винта на основе нелинейной нестационарной постановки задачи, численно реализованной в рамках метода дискретных особенностей. Приведены результаты численного эксперимента по расчету аэродинамических характеристик винта на режимах вертикального снижения и снижения с малой поступательной скоростью полета при различных углах общего шага винта. Получены зависимости, позволяющие по принятому критерию идентифицировать режим вихревого кольца. Определены зоны проявления режима вихревого кольца для области параметров  $V_x$ ,  $V_y$ ,  $\varphi_{\text{ош}}$ .

**Ключевые слова:** вихревое кольцо, несущий винт, вертикальное снижение, снижение с малыми поступательными скоростями, поле скоростей.

### 1. Введение

Математическая модель современного комплексного тренажера вертолета должна обеспечивать моделирование динамики движения на особых режимах полета. К одному из таких режимов относится снижение по вертикальной траектории или с малой поступательной скоростью в сочетании с вертикальной скоростью снижения, в определенном интервале которых наступает особый режим обтекания несущего винта - так называемый режим вихревого кольца. Особенностями этого режима является форма вихревого следа и его развитие во времени, нестационарность сходящихся вихрей, переменность нагрузок на лопастях несущего винта.

Несмотря на хорошо развитые численные методы расчета аэродинамических характеристик винта, которые нашли широкое применение в моделях тренажера [1, 2, 7], не существует единого подхода к расчету режима вихревого кольца. Сложность заключается в том, что моделирование динамики движения на тренажере необходимо осуществлять в реальном масштабе времени, т.е. за 10–15 миллисекунды, рассчитать соответствующие характеристики винта в зависимости от кинематических параметров полета.

### 2. Постановка задачи и способ ее решения

Моделируется обтекание компоновки вертолета Ми-8 в диапазоне поступательных скоростей полета  $V_x=0, 2, 4, 6, 8, 10, 12$  м/с и вертикальных скоростей снижения  $V_y=0, -2, -4, -6, -8, -10$  м/с при общем шаге винта  $\varphi_{\text{ош}}=1, 5, 9$  град.

Целью численного эксперимента является расчет сетки аэродинамических характеристик несущего винта ( $c_t, m_k=f(V_x, V_y, \varphi_{\text{ош}})$ ) и на основании полученных результатов определение зоны проявления режима вихревого кольца несущего винта. Углы атаки винта (т.е. угол между вектором скорости набегающего потока и плоскостью вращения винта) для соответствующих сочетаний скоростей  $V_x$  и  $V_y$  приведены в таблице 1.

Таблица 1

$V_y$ , м/с	$V_x$ , м/с						
	0	2	4	6	8	10	12
0	0°	0°	0°	0°	0°	0°	0°
-1	90°	27°	14°	9°	7°	6°	5°
-2	90°	45°	27°	18°	14°	11°	9°
-3	90°	56°	37°	27°	21°	17°	14°
-4	90°	63°	45°	34°	27°	22°	18°
-5	90°	68°	51°	40°	32°	27°	23°
-6	90°	72°	56°	45°	37°	31°	27°
-7	90°	74°	60°	49°	41°	35°	30°
-8	90°	76°	63°	53°	45°	39°	34°
-9	90°	77°	66°	56°	48°	42°	37°
-10	90°	79°	68°	59°	51°	45°	40°

В качестве расчетного метода применяют метод дискретных вихрей с замкнутыми вихревыми рамками [3], который позволяет детально моделировать по времени развитие и формирование вихревой пелены винта в зависимости от кинематических и геометрических параметров винта. Кроме того, из эксперимента на моделях винта [2] следует, что на режимах проявления вихревого кольца и близких к нему наблюдается колебательное движение концевых вихрей винта, которые диффундируют и создают в потоке интенсивную крупномасштабную турбулентность. Индуктивные скорости у лопастей изменяются во времени. Винт не выходит на установившийся режим, а величины сил и моментов колеблются около некоторых значений. Проводить численное исследование таких режимов обтекания винта позволяет указанный метод [4].

Отметим, что кроме общепринятых для метода дискретных вихрей положений [3] при расчете характеристик винта необходимо учитывать ряд особенностей, которые изложены в [5].

Расчетная вихревая схема компоновки изображена на рис. 1 и включает в себя фюзеляж и несущий винт (рулевой винт и горизонтальное оперение не моделируется в силу их незначительного влияния на несущий винт). Фюзеляж моделируется 557 вихревыми рамками, которые образуют замкнутое тело и для расчета его обтекания применяется метод, изложенный в [6]. Несущий винт состоит из пяти лопастей, каждая из которых, в свою очередь, заменяется 56 вихревыми рамками (4x14 разбиение). Сход вихревых пелен постулируется и моделируется как с задних кромок лопастей, так и с их торцевых частей. На рис. 2 показана вихревая структура обтекания несущего винта на четвертом расчетном шаге.

Лопасть считается абсолютно жесткой и имеет геометрическую крутку, равную 5°. Поскольку исследуют режимы обтекания несущего винта в диапазоне малых скоростей полета, то циклическое изменение угла установки лопасти по азимуту винта не моделируют, а принимают постоянным, равным общему шагу винта.

Обтекание компоновки вертолета рассчитывают в нелинейной нестационарной постановке задачи по безразмерному шагу времени, который определяют из условия постоянства поворота винта за шаг расчета на 12°.

Проведенные методические расчеты показали, что на исследуемых режимах обтекания несущего винта влияние торцевых пелен несущественно

сказывается на значении интегральных характеристик, поэтому при выполнении расчетов сетки аэродинамических характеристик данные пелены не моделировали в целях сокращения времени проведения численного эксперимента.

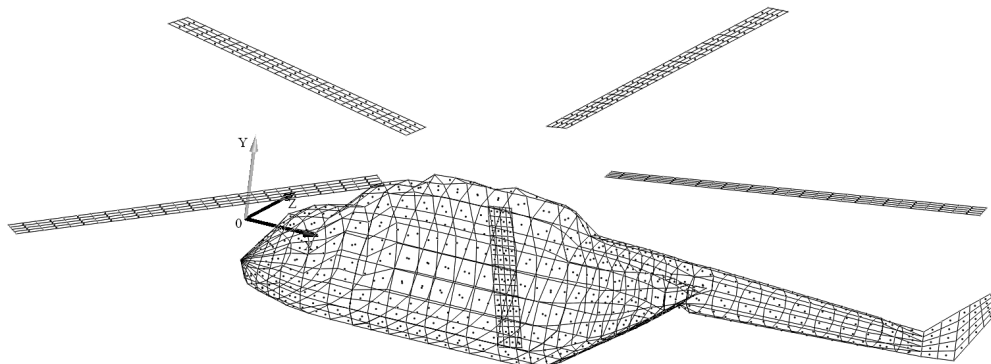


Рис. 1. Расчетная вихревая схема вертолета

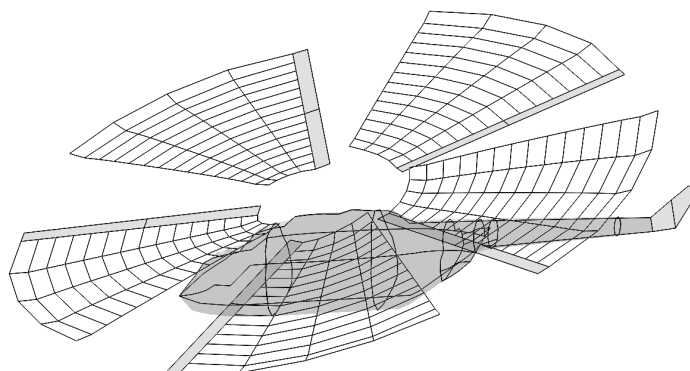


Рис. 2. Вихревая структура несущего винта вертолета

Как уже отмечалось ранее, при моделировании на тренажере динамики пространственного движения вертолета необходимо в реальном масштабе времени рассчитывать аэродинамические характеристики. Поскольку на режиме вихревого кольца аэродинамические характеристики носят нестационарный характер, представляется целесообразным представить их в виде зависимости

$$\mathcal{R}_{\Sigma \text{ аэр}} = \mathcal{R}_{\text{стац}} + \mathcal{R}_{\text{нестац}}, \quad (1)$$

где  $\mathcal{R}_{\text{стац}}$  - аэродинамические характеристики, рассчитываемые по одной из теорий винта [2, 4, 7], в которых не учтено изменение параметров во времени за счет нестационарности процесса обтекания винта;

$\mathcal{R}_{\text{нестац}}$  - переменная составляющая изменения аэродинамических характеристик винта в зависимости от параметров обтекания ( $V_x$ ,  $V_y$ ,  $\varphi_{\text{ош}}$ ).

В работе [8] для идентификации режима вихревого кольца при исследовании модели винта в лабораторных условиях был предложен критерий, оценивающий величину пульсации тяги. Исходя из этой экспериментальной посылки целью настоящей работы является проведение численного эксперимента, связанного с определением величин пульсаций аэродинамических характеристик винта в диапазоне скоростей  $V_x$  и  $V_y$ , при которых наблюдается неустойчивый режим обтекания винта. На основании полученных результатов оценивают величины

$R_{нестац}$  и определяют зону проявления режима вихревого кольца несущего винта.

### **3. Исследование аэродинамических характеристик несущего винта на режиме снижения с малыми поступательными скоростями полета**

Для определения аэродинамических характеристик на режиме снижения с малыми поступательными скоростями полета были выполнены расчеты моделирования обтекания несущего винта с выходом его параметров на установившиеся значения. Под установившимися значениями обтекания винта понимают такой режим, при котором сформировалась вихревая структура вокруг винта и с течением времени её изменение связано только с развитием дальнего вихревого следа. Поведение аэродинамических характеристик носят периодический установившийся характер. Обработка результатов численного эксперимента сводится к определению среднеарифметических значений аэродинамических характеристик за заданное количество оборотов винта и их среднеквадратических (стандартных) отклонений. Величины среднеквадратических отклонений позволяют оценить степень нестационарности течения и служат критерием проявления режима вихревого кольца.

Одновременно с этим анализируют поля скоростей обтекания винта, которые позволяют оценить процесс формирования и развития вихревого следа, определить его геометрическое положение в пространстве и, в частности, относительно плоскости вращения винта (рис. 3).

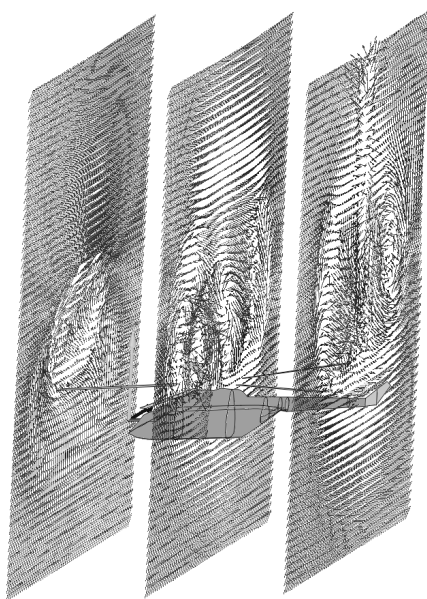


Рис. 3. Трехмерное поле скоростей на режиме снижения вертолета при  $V_x=4\text{м/с}$ ,  $V_y=-14\text{м/с}$  и  $\varphi_{ош}=5^\circ$

Полученные в расчете поля давлений на поверхности лопасти в зависимости от её азимутального положения позволяют понять физическую суть происходящих процессов. Так, рис. 4 и 5 иллюстрируют характерное распределение безразмерного перепада давления на режиме вихревого кольца (рис. 4) и вне режима вихревого кольца, но при значительной составляющей

вертикальной скорости снижения (рис. 5). Анализ полученных результатов показывает, что на режиме вихревого кольца распределение безразмерного перепада давления как по размаху лопасти винта, так и по её азимутальному положению носит неравномерный характер. Видно резкое снижение нагруженности комлевой части лопасти при всех азимутальных её положениях, а в азимутах  $\psi_{л}=290...70^{\circ}$ , под влиянием фюзеляжа – в целом лопасти. На режиме вихревого кольца изолированного винта снижение нагружения всей лопасти в азимутах  $\psi_{л}=290...70^{\circ}$  не наблюдается (рис. 6).

При значительных составляющих вертикальной скорости снижения, когда проявление режима вихревого кольца не наблюдается, происходит выравнивание поля безразмерных давлений по размаху лопасти с характерным параболическим (обратной выпуклостью) его распределением (рис. 5 и 7). Уменьшение нагруженности концевых и комлевых частей лопасти обуславливается влиянием тороидального вихря, образующегося вокруг винта.

Визуализация пространственного положения вихрей и соответствующее им поле скоростей позволяют качественно сделать вывод о вхождении винта в режим вихревого кольца. Так, на рис. 8-10 показано характерное положение сформировавшейся вихревой структуры при различных составляющих вертикальной скорости снижения, а на рис. 11-13 изображены соответствующие картины полей скоростей. Видно, что при сочетании скоростей  $V_x=4$  м/с и  $V_y=-6$  м/с в плоскости вращения винта формируется вихревое течение, при котором отбрасываемый винтом поток воздуха вниз вновь увлекается вверх за счет вертикальной скорости движения потока относительно винта и снова захватывается винтом. Такое течение идентифицируется как режим вихревого кольца винта.

В целях исследования характеристик несущего винта на режиме снижения с малыми поступательными скоростями был проведен численный эксперимент, в котором определялись аэродинамические характеристики при варьировании параметров  $V_x$ ,  $V_y$  и  $\phi_{ош}$  в ранее указанном диапазоне значений. Полученные результаты (осредненные значения) представлены в виде графических зависимостей на рис. 14-16.

Из анализа полученных данных следует, что при  $\phi_{ош}=1^{\circ}$  режим вихревого кольца не проявляется (рис. 14, а). Винт мало нагружен, а при увеличении скорости снижения (т.е. увеличивается осевая скорость набегания потока на винт) с величины более 8 м/с винт переходит в режим работы ветряка (рис. 14, б).

При увеличении угла общего шага винта (рис. 15 и 16) индуктивные скорости винта так же увеличиваются. Это при определенных сочетаниях  $V_x$  и  $V_y$  приводит к проявлению режима вихревого кольца, которое сопровождается уменьшением коэффициента тяги несущего винта (рис. 15 и 16, а) и увеличением коэффициента потребного крутящего момента по сравнению с крутящим моментом, соответствующим данным  $V_x=\text{const}$  и  $V_y=0$  (рис. 15 и 16, б).

Наличие "ложки" в протекании зависимости размерной тяги винта  $T_{нв}=f(V_y, V_x=\text{const}, \phi_{ош}=\text{const})$  при моделировании динамики движения вертолета приводит к тому, что при переводе вертолета на режим снижения и вхождения его в режим вихревого кольца резко начнет увеличиваться вертикальная скорость снижения. По мере её увеличения и стремления вертолета выйти из режима вихревого кольца [8] начнет увеличиваться тяга несущего винта. Это, в свою очередь, приведет к уменьшению (по абсолютной величине) вертикальной скорости

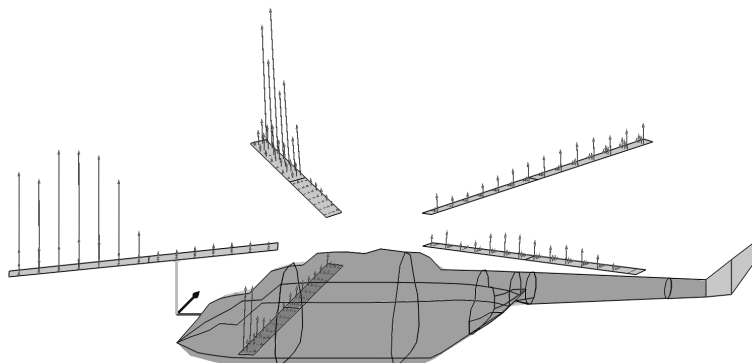


Рис. 4. Характерное распределение перепада давления на лопастях на режиме  $V_x=4$  м/с,  $V_y=-6$  м/с и  $\varphi_{\text{ош}}=5^\circ$

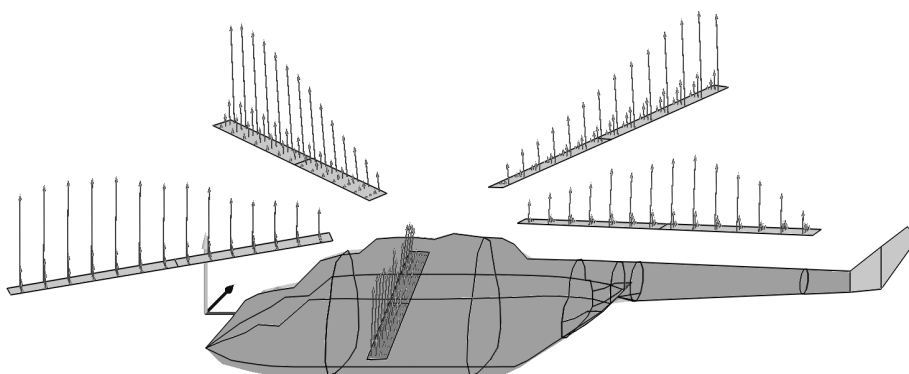


Рис. 5. Характерное распределение перепада давления на лопастях на режиме  $V_x=4$  м/с,  $V_y=-14$  м/с и  $\varphi_{\text{ош}}=5^\circ$

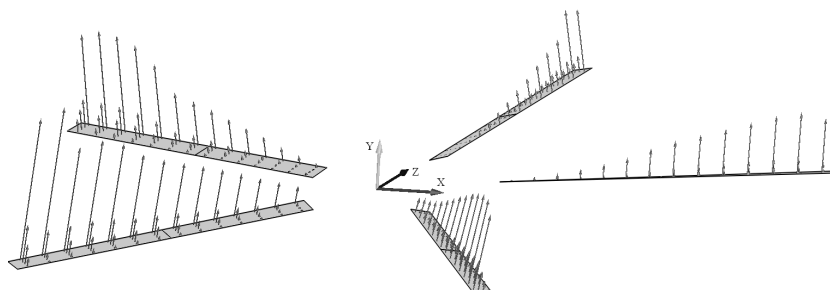


Рис. 6. Характерное распределение перепада давления при изолированном обтекании винта на режиме  $V_x=4$  м/с,  $V_y=-6$  м/с и  $\varphi_{\text{ош}}=5^\circ$

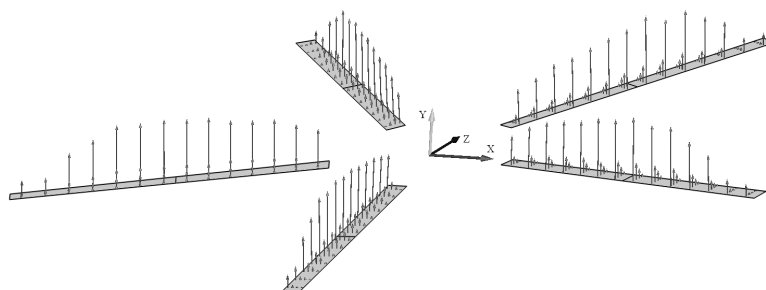


Рис. 7. Характерное распределение перепада давления при изолированном обтекании винта на режиме  $V_x=4$  м/с,  $V_y=-14$  м/с и  $\varphi_{\text{ош}}=5^\circ$

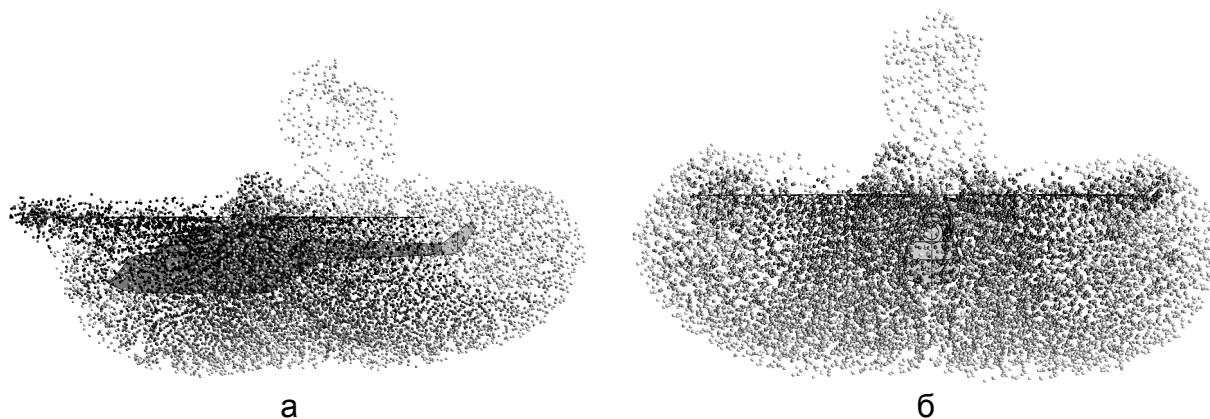


Рис. 8. Положение вихрей относительно компоновки вертолета при  $V_x=4$  м/с,  $V_y=-2$  м/с и  $\varphi_{ош}=5^\circ$ : а – вид сбоку; б – вид спереди

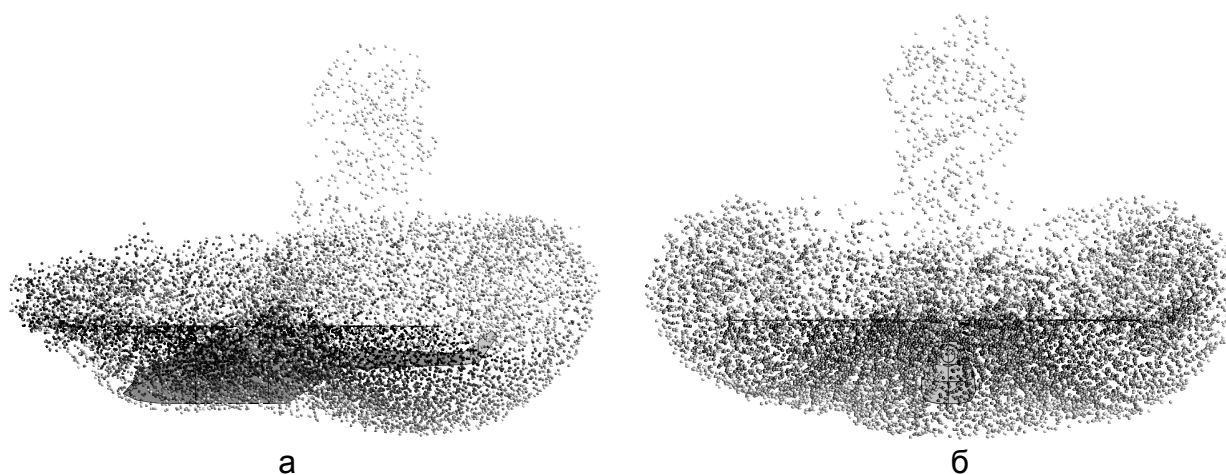


Рис. 9. Положение вихрей относительно компоновки вертолета при  $V_x=4$  м/с,  $V_y=-6$  м/с и  $\varphi_{ош}=5^\circ$ : а – вид сбоку; б – вид спереди

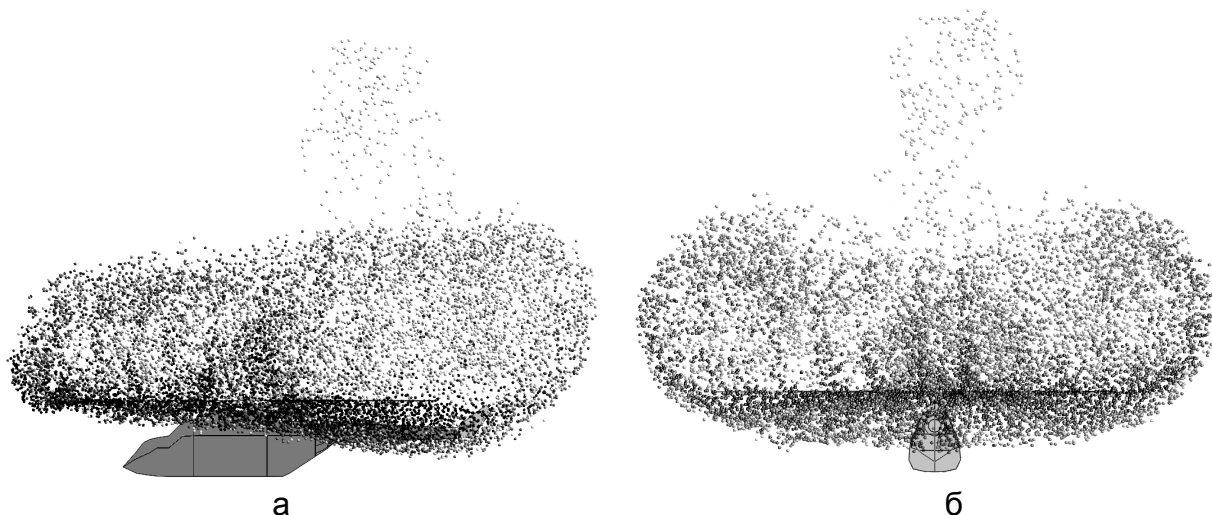
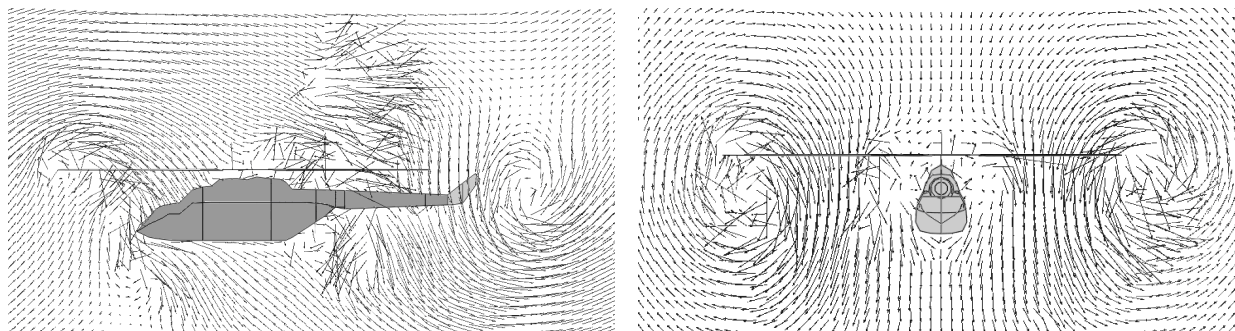


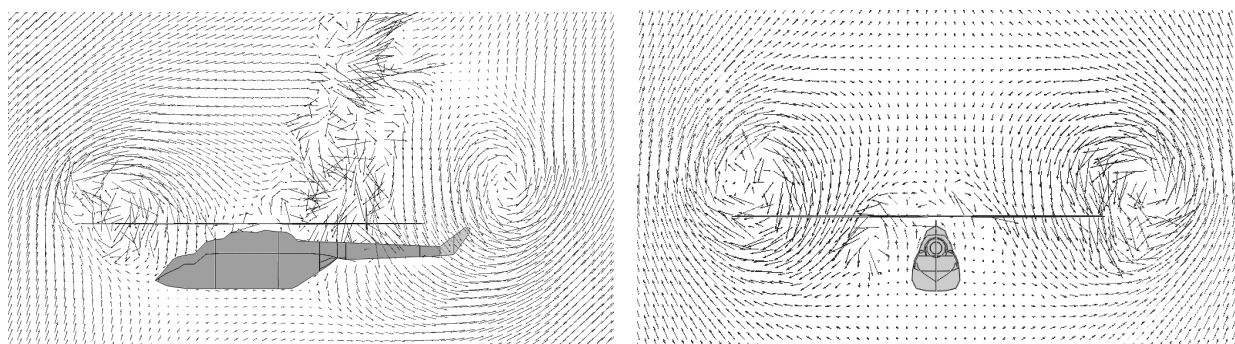
Рис. 10. Положение вихрей относительно компоновки вертолета при  $V_x=4$  м/с,  $V_y=-10$  м/с и  $\varphi_{ош}=5^\circ$ : а – вид сбоку; б – вид спереди



а

б

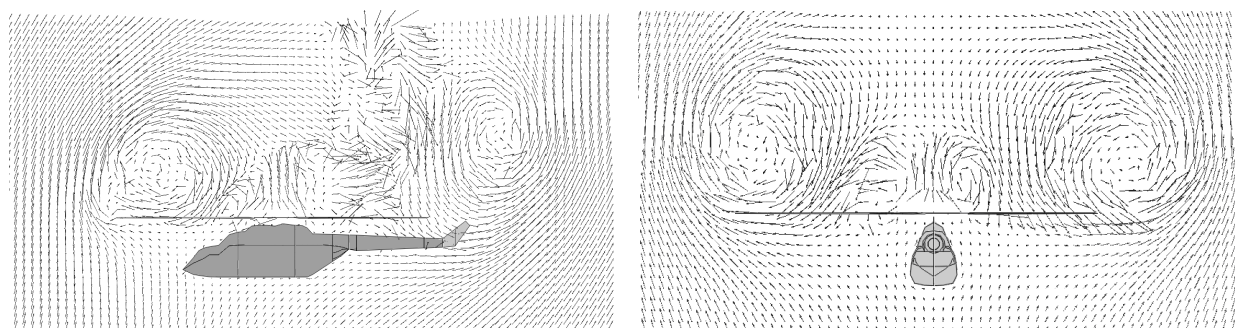
Рис. 11. Мгновенное поле скоростей относительно компоновки вертолета при  $V_x=4$  м/с,  $V_y=-2$  м/с и  $\varphi_{ош}=5^\circ$ : а – вид сбоку; б – вид спереди



а

б

Рис. 12. Мгновенное поле скоростей относительно компоновки вертолета при  $V_x=4$  м/с,  $V_y=-6$  м/с и  $\varphi_{ош}=5^\circ$ : а – вид сбоку; б – вид спереди

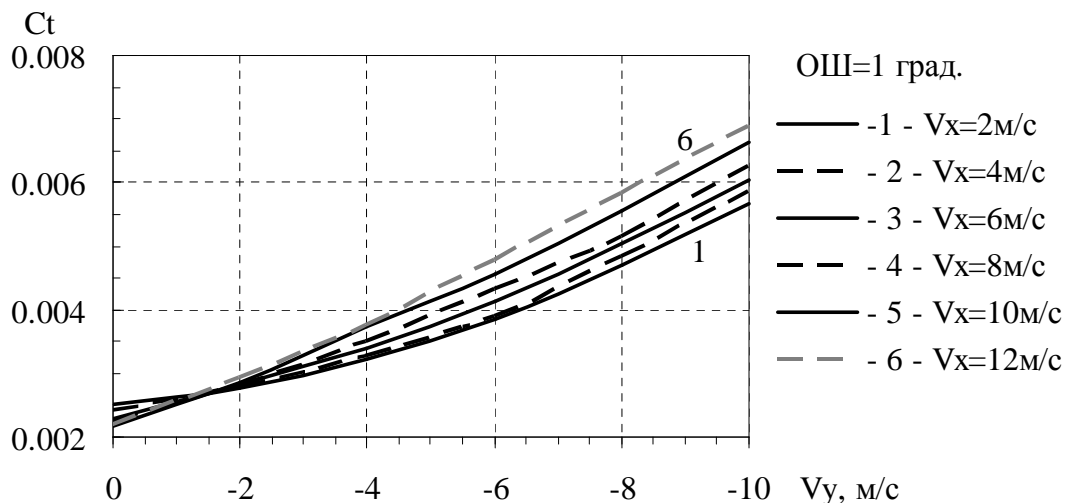


а

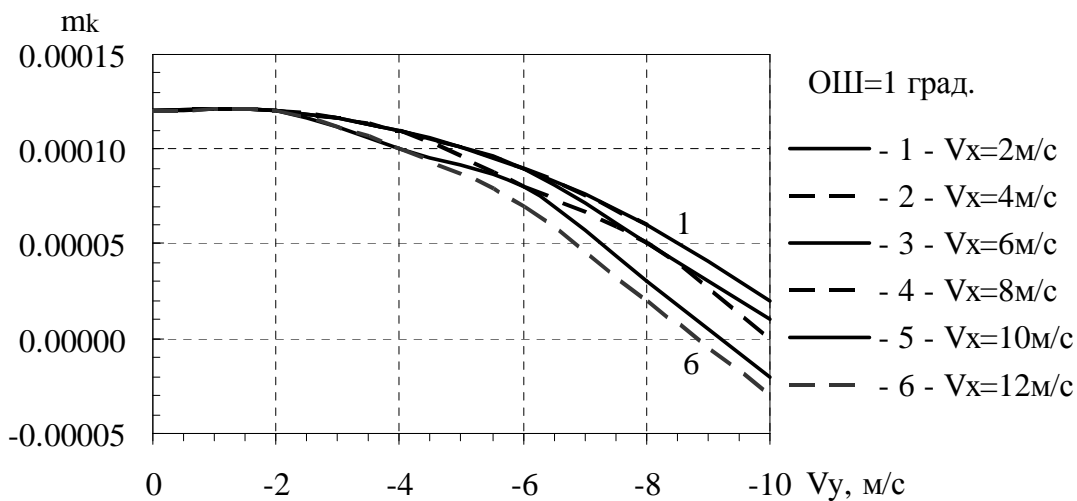
б

Рис. 13. Мгновенное поле скоростей относительно компоновки вертолета при  $V_x=4$  м/с,  $V_y=-10$  м/с и  $\varphi_{ош}=5^\circ$ : а – вид сбоку; б – вид спереди

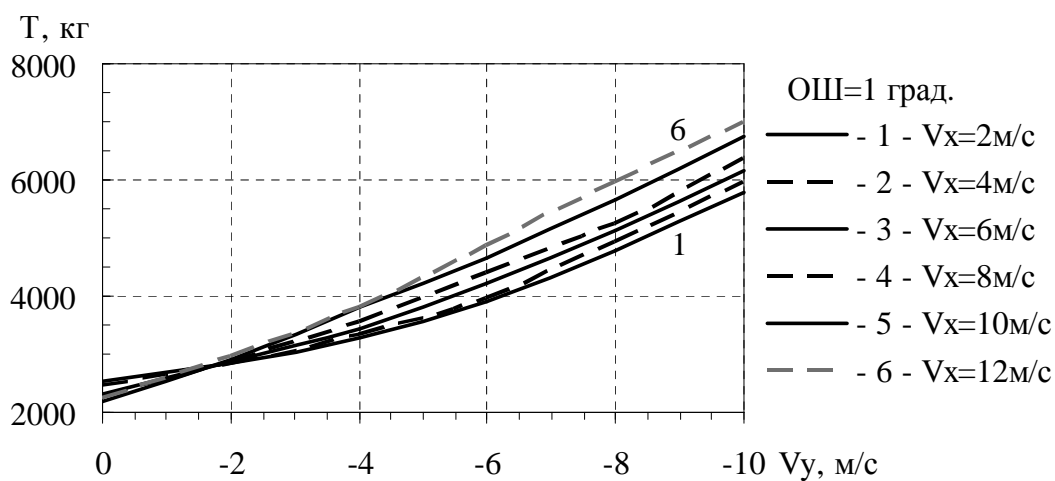




а



б



в

Рис. 14. Аэродинамические характеристики несущего винта на режиме снижения при  $\phi_{\text{ош}}=1^\circ$

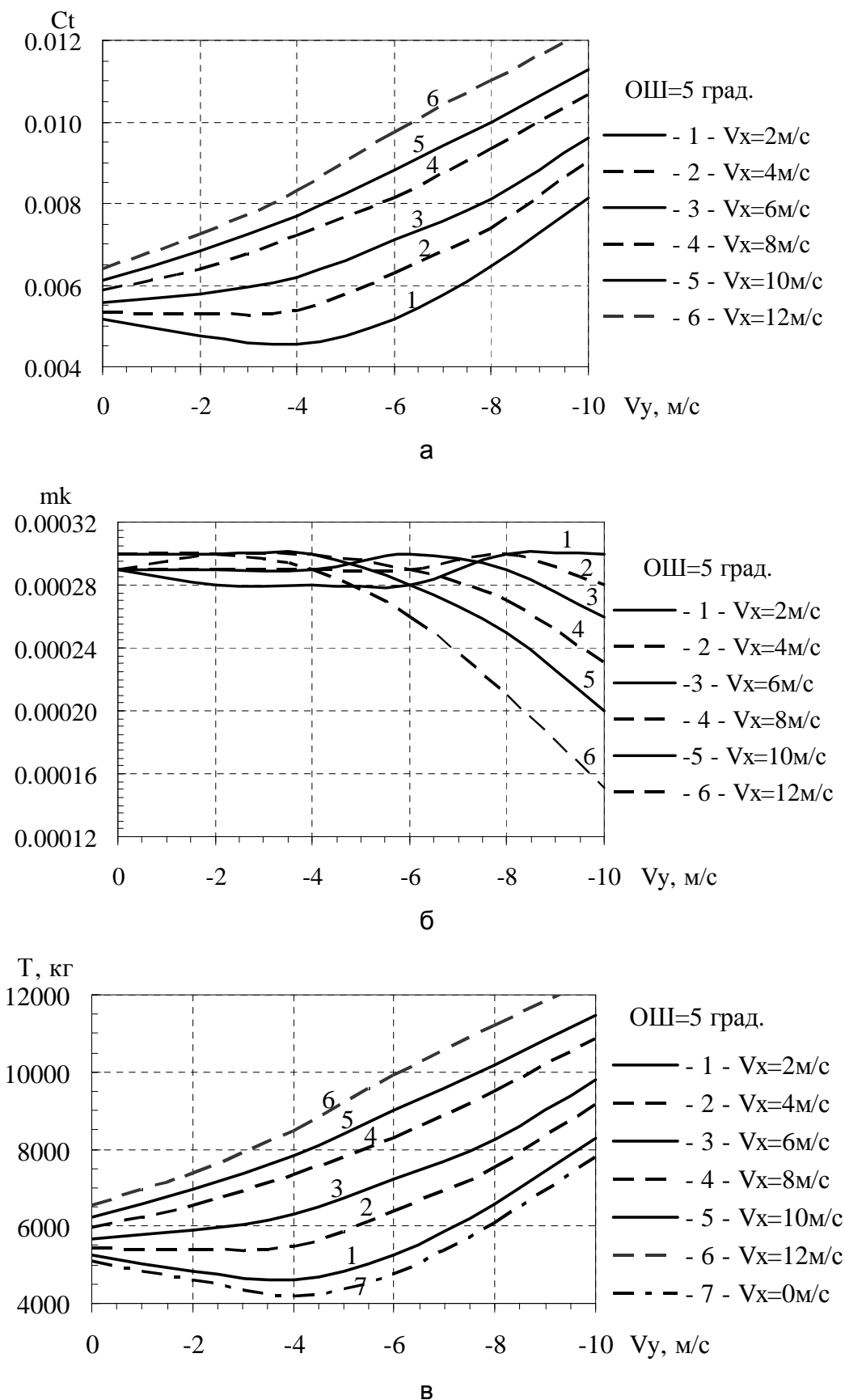


Рис. 15. Аэродинамические характеристики несущего винта на режиме снижения при  $\phi_{\text{ош}}=5^\circ$

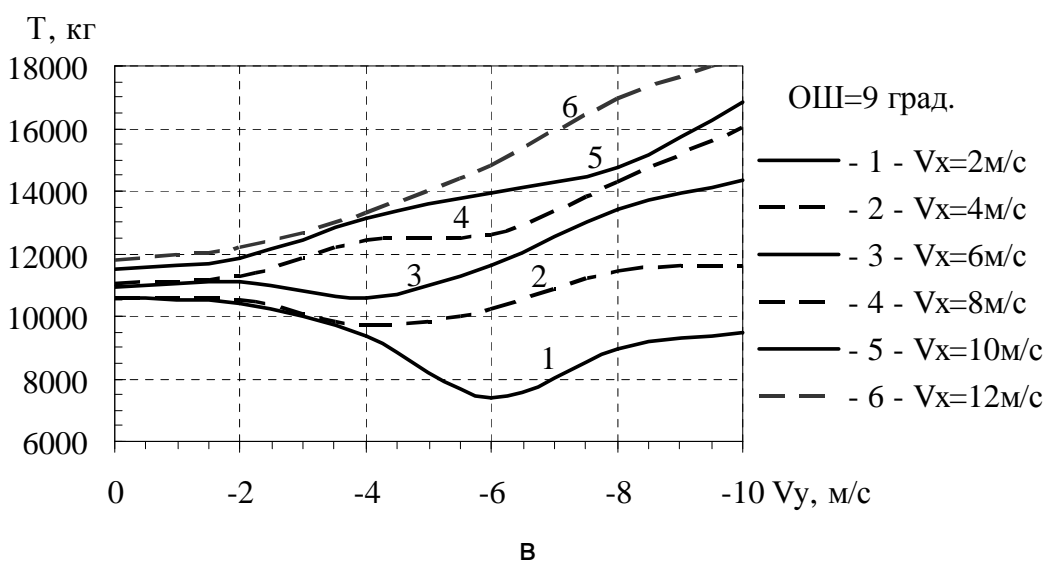
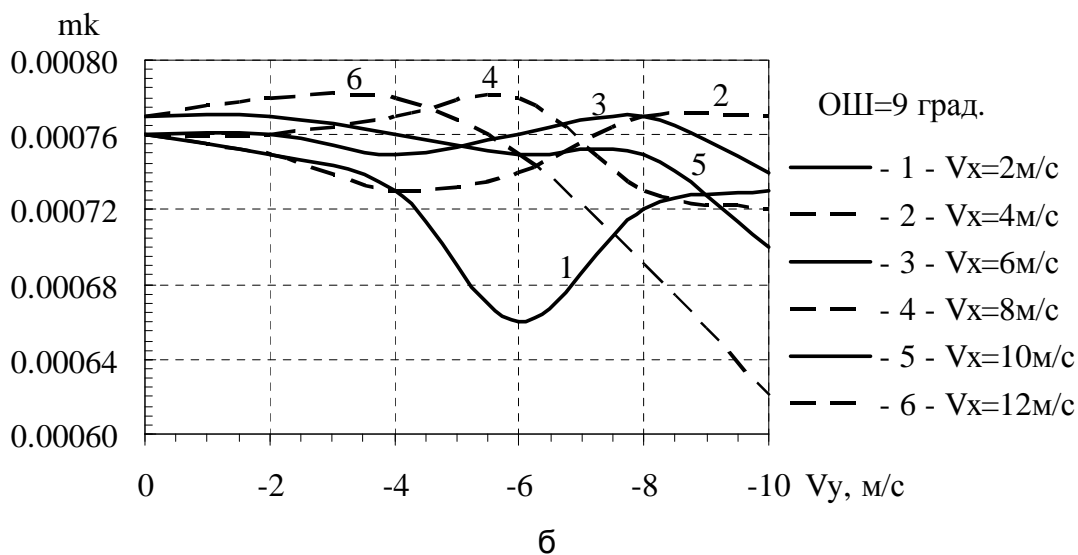
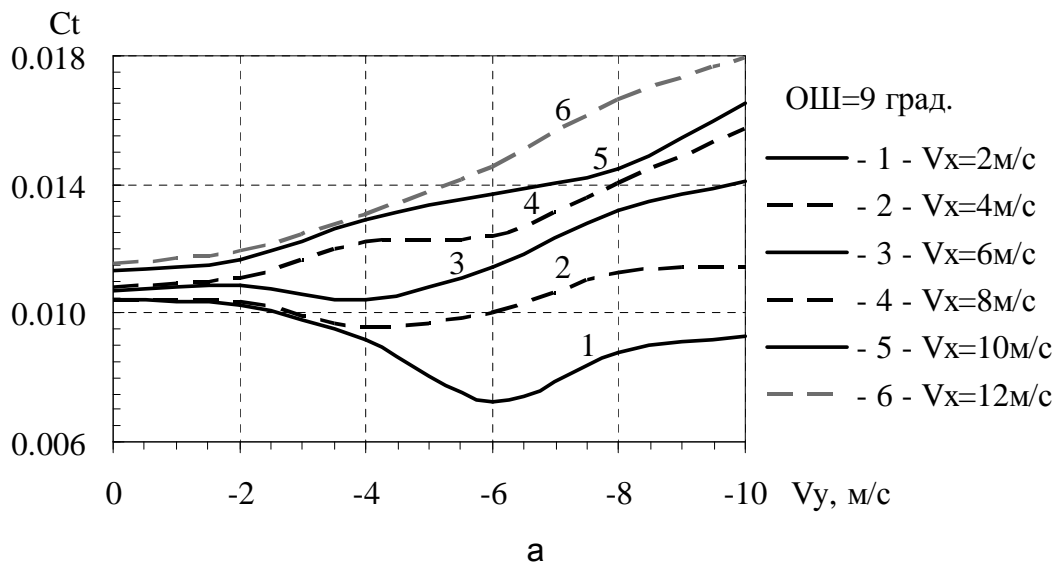


Рис. 16. Аэродинамические характеристики несущего винта на режиме снижения при  $\phi_{\text{ош}}=9^\circ$

снижения, что опять приведет к уменьшению тяги винта. Таким образом, вертикальная скорость снижения должна установиться на определенной сбалансированной величине при соответствующих значениях  $V_x$  и  $\varphi_{\text{ош}}$ . Аналогичные результаты были получены в летном эксперименте [8] при исследовании режима вихревого кольца несущего винта вертолета.

#### **4. Исследование аэродинамических характеристик несущего винта на режиме вертикального снижения**

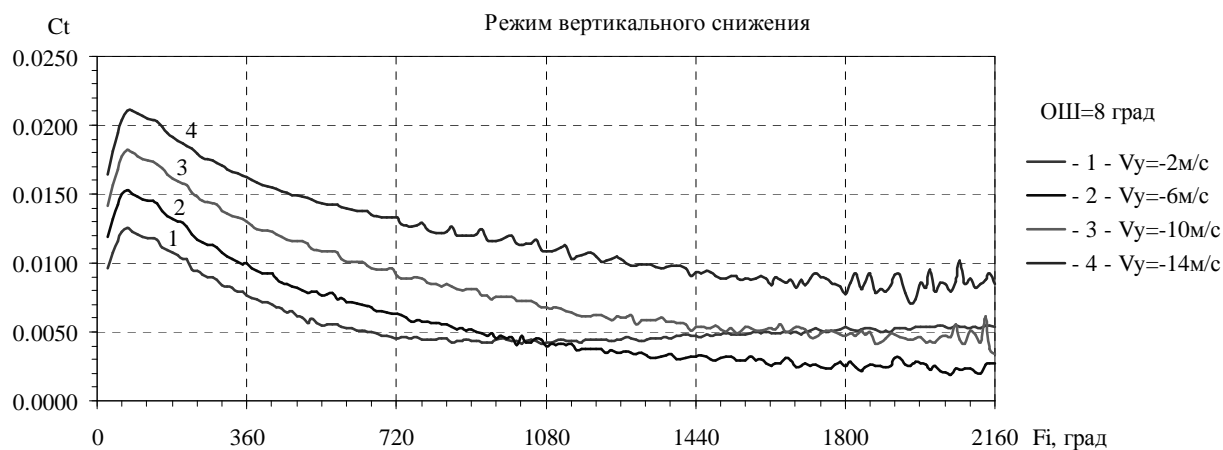
Расчет аэродинамических характеристик на режиме вертикального снижения выполнялся для сочетаний параметров  $V_y=0\dots-20$  м/с и  $\varphi_{\text{ош}}=2, 5$  и  $8^\circ$ . Как и при определении аэродинамических характеристик винта на режиме снижения с малыми поступательными скоростями, степень нестационарности обтекания винта определяли по величине среднеквадратического отклонения параметра.

На режиме вертикального снижения формирование вихревой структуры вокруг винта протекает более медленно, поскольку развивается мощный разгонный вихрь, который медленно перемещается вниз от винта. В этой связи контроль достижения установившегося обтекания винта в численном эксперименте требует повышенного внимания. С этой целью строят графики изменения аэродинамических характеристик винта в зависимости от времени или азимутального положения вращающейся лопасти. Анализ построенных характеристик позволяет качественно оценить достижение заданного режима. В качестве примера на рис. 17 показано изменение коэффициентов тяги и крутящего момента винта при различных начальных условиях обтекания.

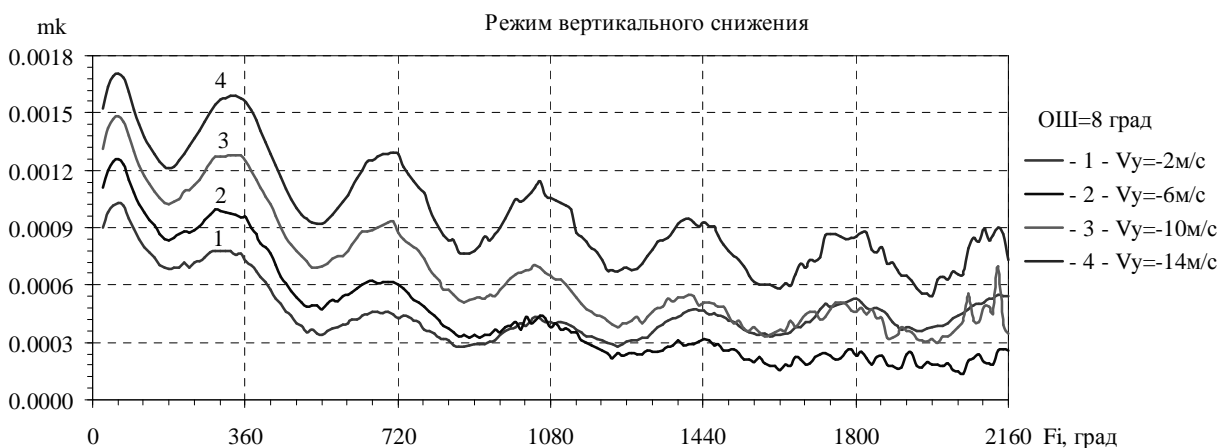
Из полученных графиков следует, что колебания коэффициента крутящего момента винта ярко выражены. Статистическая обработка показывает, что амплитуда колебаний, т.е. степень нестационарного процесса, по отношению к среднеарифметическому значению составляет 15...20 % и в малой степени зависит от параметра  $V_y$ . Такое поведение коэффициента крутящего момента, по всей видимости, объясняется тем, что в процессе осевого обтекания винта в вихревом следе образуются периодические вторичные вихри, которые являются причиной увеличения индуктивного сопротивления винта.

Осредненные значения аэродинамических характеристик винта на режиме вертикального снижения для заданного сочетания параметров  $V_y$  и  $\varphi_{\text{ош}}$  изображены на рис. 18. Анализ полученных зависимостей показывает, что изменение аэродинамических характеристик винта на исследуемом режиме в целом такое же как и при режиме снижения с малыми поступательными скоростями. Наблюдается так же "ложка" в изменении коэффициента тяги винта (рис. 18, а). Коэффициент крутящего момента по мере увеличения скорости обдувки винта уменьшается, вплоть до изменения знака, т.е. перехода в режим работы ветряка.

Для количественной оценки степени нестационарности процесса обтекания строят зависимости среднеквадратического отклонения коэффициента тяги винта  $\sigma_{ct}=f(V_y, \varphi_{\text{ош}})$ . Так, на рис. 19 показаны полученные в численном эксперименте зависимости  $\sigma_{ct}$  и их аппроксимированные значения (пунктирные линии).



а



б

Рис. 17. Формирование установившихся значений аэродинамических характеристик винта на режиме вертикального снижения:  
а - коэффициент тяги; б - коэффициент крутящего момента

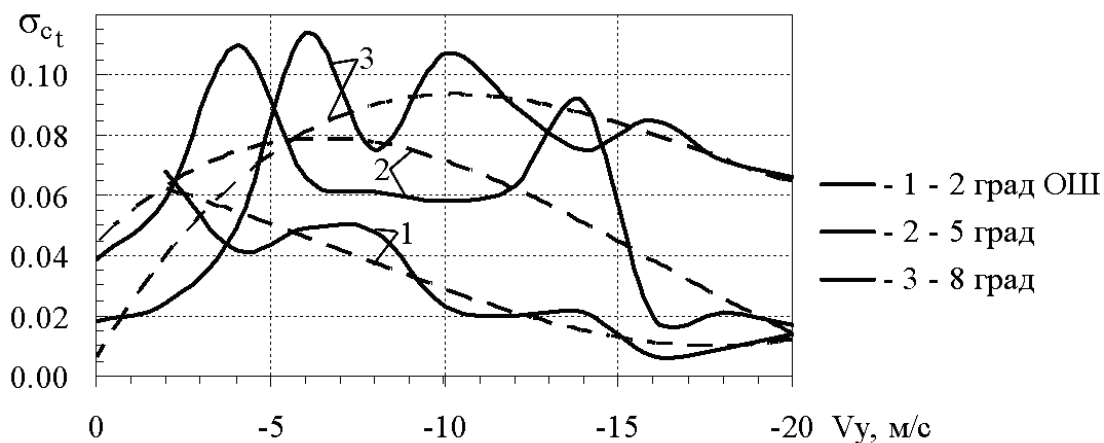


Рис. 19. Колебание коэффициента тяги винта на режиме вертикального снижения

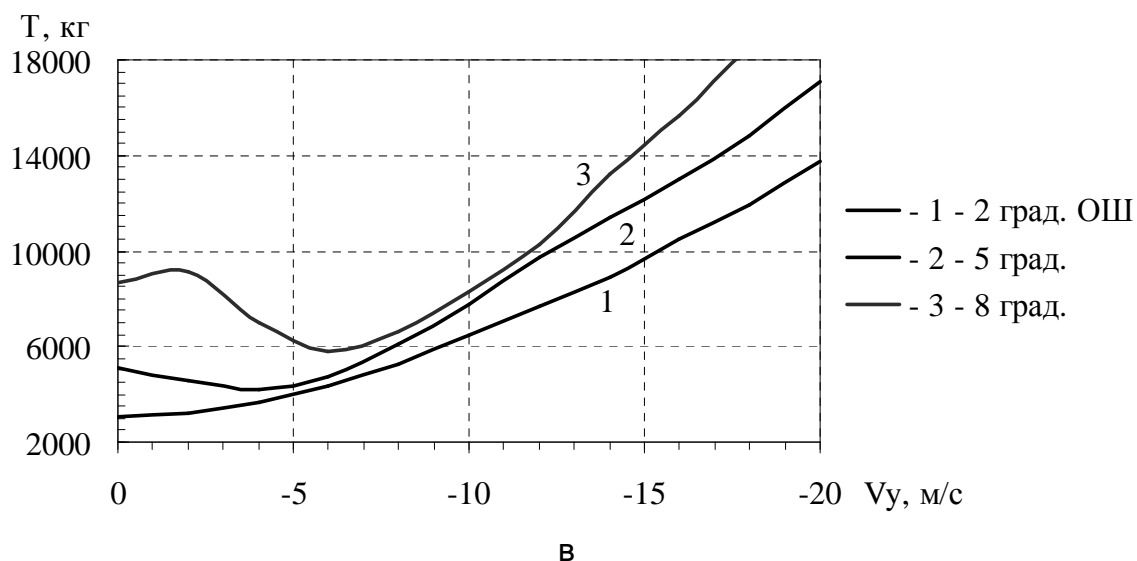
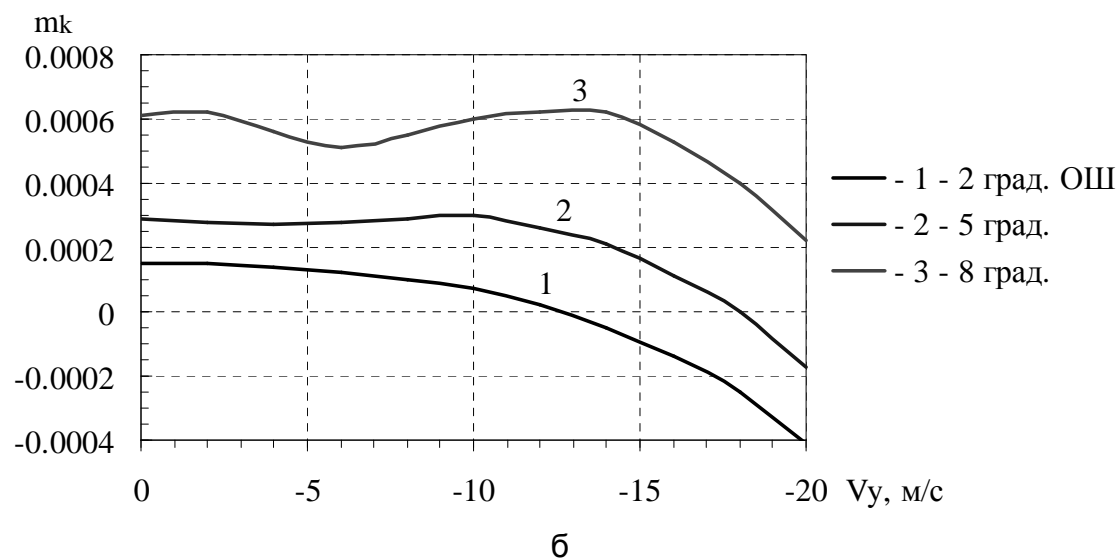
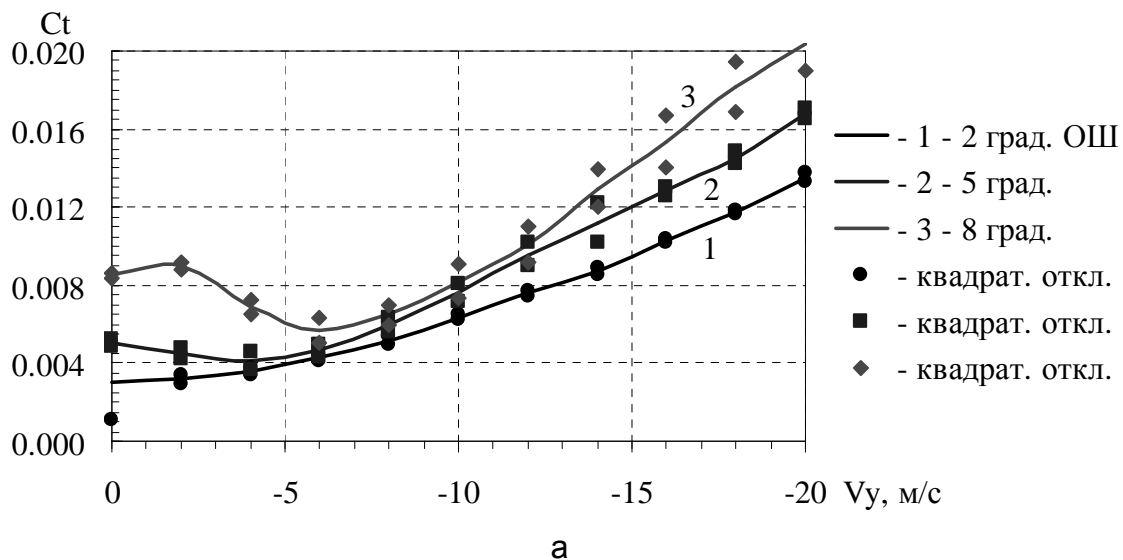


Рис. 18. Аэродинамические характеристики несущего винта на режиме вертикального снижения

### 5. Определение зоны проявления режима вихревого кольца

Как уже отмечалось выше, в [8] предложен ряд критериев, позволяющих оценить проявление признаков вихревого кольца. В летных испытаниях (ЛИ) установлено, что при значении вертикальной скорости снижения более 5 м/с резко ухудшается устойчивость и управляемость вертолета в продольном и поперечном направлениях. Значительно возрастают отклонения ручки управления и педалей, появляются "броски" вертолета по крену, тангажу и курсу. Отмечается тряска с непостоянной частотой. Наиболее сильно режим проявляется по каналу высоты. Вертикальная скорость снижения резко увеличивается (достигая ~16 м/с), возникает эффект "проваливания" вертолета.

Поэтому в летных испытаниях для оценки зоны режимов вихревого кольца были приняты критерии, базирующиеся на обеспечении достаточной устойчивости и управляемости вертолета в зависимости от сочетания параметров  $V_x$  и  $V_y$ . Так режимы, на которых горизонтальная составляющая скорости полета ( $V_x$ ) изменяется не более чем на +5 км/ч, а заданная вертикальная скорость снижения колеблется не более чем на +10% при  $|V_y| > 10$  м/с и не более чем на 1 м/с при  $|V_y| < 10$  м/с, были отнесены к режимам, на которых нет заметного проявления признаков вихревого кольца. Режимы с большими отклонениями  $V_x$  и  $V_y$  от их заданных значений относятся к неустановившимся режимам, на которых проявление признаков вихревого кольца весьма заметно [8].

В лабораторных условиях в качестве критерия проявления признаков режима вихревого кольца было принято условие увеличения пульсации тяги винта более чем на 15 % относительно среднего значения [9].

Анализ поведения вертолета на рассматриваемом режиме и результаты лабораторных исследований свидетельствуют о том, что уровень нестационарности аэродинамических характеристик совместно с общей тенденцией изменения их на режиме снижения, является основополагающим критерием проявления режима вихревого кольца.

В целях подтверждения данного положения были построены зависимости в удобном для анализа виде среднеквадратических отклонений коэффициента тяги винта  $\sigma_{ct} = f(V_x, V_y, \varphi_{ош})$ , которые показаны на рис. 19 и 20. Следует отметить, что при  $\varphi_{ош} = 1^\circ$  значения  $\sigma_{ct}$  на порядок меньше величин, чем при  $\varphi_{ош} = 5$  и  $9^\circ$ , что подтверждается летным экспериментом (снижение на режиме самовращения винта) и соответствует физической сути картины обтекания. На указанных рисунках штрихпунктирная линия разграничивает области, в которых пульсации коэффициента тяги винта меньше и больше 15 % относительно осредненного значения.

Значения ряда расположенных выше штрихпунктирной линии точек, в которых должны проявляться признаки вихревого кольца, были пересчитаны в систему координат

$$\tilde{V}_x = V_x / x_{i \text{ вис}}, \quad \tilde{V}_y = V_y / x_{i \text{ вис}}, \quad x_{i \text{ вис}} = \frac{1}{2} \sqrt{c_t} \omega R, \quad (2)$$

где  $x_{i \text{ вис}}$  - средняя по диску винта индуктивная скорость на режиме висения.

Полученные координаты точек нанесены на рис. 21 для сопоставления расчетных данных с результатами [8]. Видно хорошее согласование результатов численного моделирования с данными экспериментов.

Одновременно отметим, что аналогично графикам  $\sigma_{ct}=f(V_x, V_y, \varphi_{ош})$  строят и зависимости  $\sigma_{m_x, m_z}=f(V_x, V_y, \varphi_{ош})$ , которые будут характеризовать степень ухудшения управляемости по крену и тангажу в виде тряски.

Таким образом, изменение аэродинамических характеристик несущего винта в общем виде на режимах вертикального снижения и снижения с малой поступательной скоростью можно описать зависимостью

$$R_{c_t, m_{кр}, m_x, m_z} = R_{стац} + y_{c_t, m_{кр}, m_x, m_z}(V_x, V_y, \varphi_{ош}) \cdot \sin(\omega_{тв}t + \omega_0), \quad (3)$$

где  $\omega_0$  - случайная фазовая координата начального отсчета учета тряски.

Полученная зависимость удобна для использования в модели динамики движения вертолета на комплексном тренажере.

### Выводы

1. Проведен численный эксперимент и исследованы аэродинамические характеристики несущего винта на режимах вертикального снижения и снижения с малыми поступательными скоростями. Получены зависимости, определяющие изменение уровня нестационарности обтекания винта в виде  $\sigma_{ct}=f(V_x, V_y, \varphi_{ош})$ .

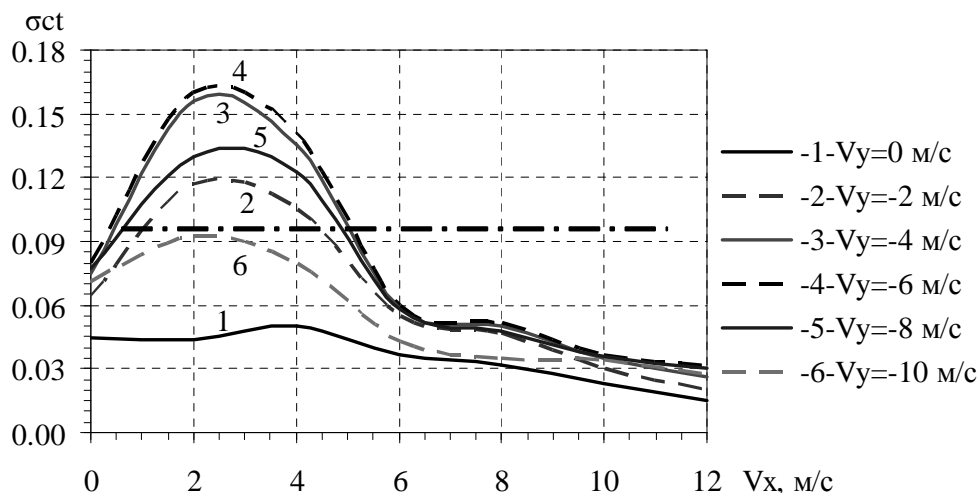


Рис. 19. Пульсации коэффициента тяги винта при  $\varphi_{ош}=5^\circ$

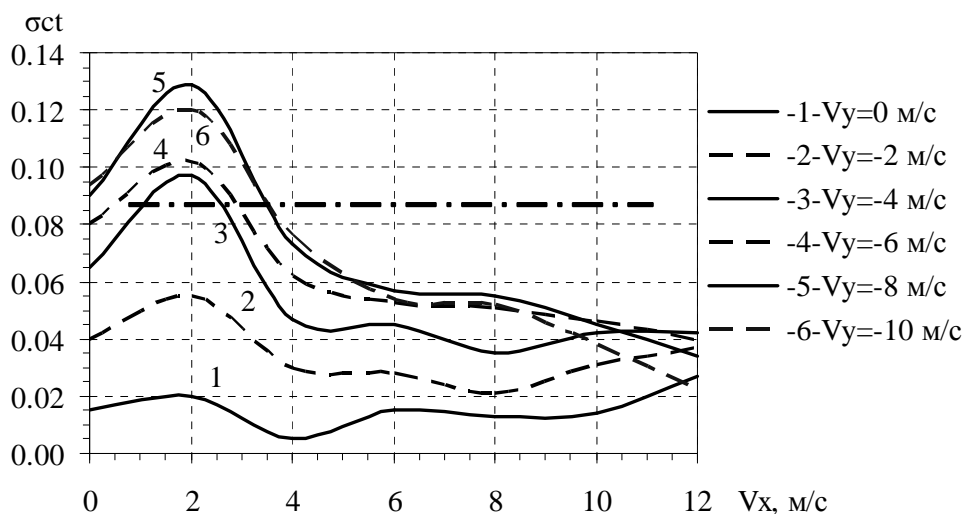


Рис. 20. Пульсации коэффициента тяги винта при  $\varphi_{ош}=9^\circ$



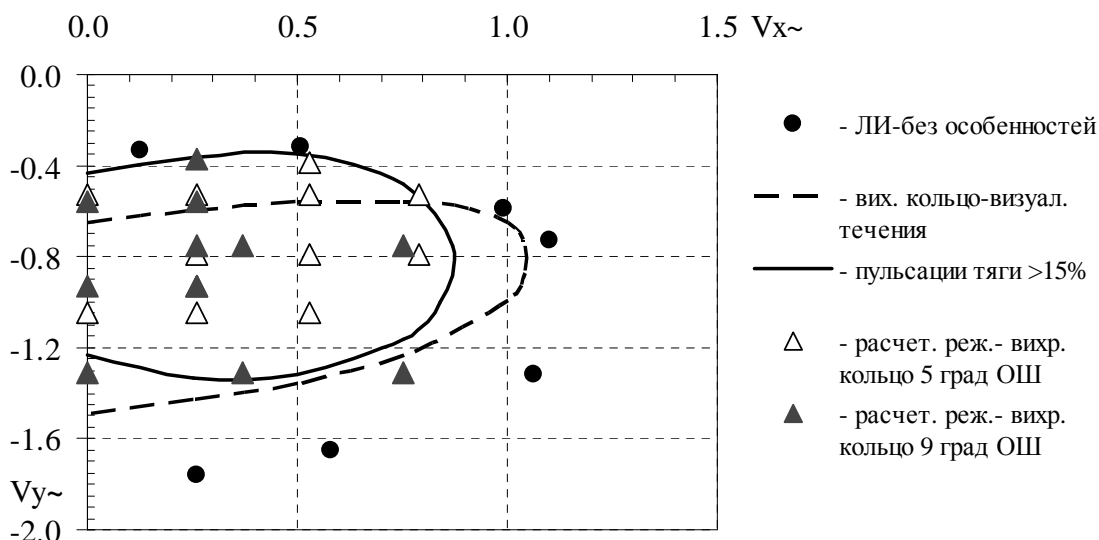


Рис. 21. Зоны режимов вихревого кольца одновинтового вертолета по различным критериям

2. Результаты расчетов подтвердили правомерность выбора в качестве критерия проявления режима вихревого кольца пульсаций коэффициента тяги несущего винта на величину более 15% относительно осредненного значения при заданном сочетании параметров  $V_x$ ,  $V_y$ ,  $\Phi_{OSH}$ .

3. Показана достоверность и возможность расчета зон режимов вихревого кольца на основе нелинейной нестационарной постановки задачи, численно реализованной в рамках метода дискретных особенностей.

4. Предложена структура представления аэродинамических характеристик несущего винта на режимах проявления вихревого кольца применительно к математической модели динамики движения вертолета на комплексном тренажере.

### Список литературы

1. Моцарь А.И. Математическая модель имитации полета вертолета на комплексном авиационном тренажере / А.И. Моцарь // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского "ХАИ". - Вып. 38. - X, 2008. - С. 81-92

2. Теория несущего винта / В.Э. Баскин, Л.С. Вильдгрубе, Е.С. Вожаев, Г.И. Майкопар / под. ред. д-ра техн. наук А.К. Мартынова. - М.: Машиностроение, 1973. - 364 с.

3. Апаринов В.А. Метод дискретных вихрей с замкнутыми вихревыми рамками / В.А. Апаринов, А.В. Дворак // Труды ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. Вып. 1313. - 1986. - С. 424-432

4. Браверман А.С. Динамика вертолета. Предельные режимы полета / А.С. Браверман, А.П. Вайнтруб. - М.: Машиностроение, 1988. - 280 с.

5. 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: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского "ХАИ". - Вып. 43. - X, 2009. - С. 114-123

6. Дворак А.В. К расчету обтекания замкнутых тел / А.В. Дворак, В.А. Удовенко // Аэродинамика летательных аппаратов. Научно-методические материалы. - Ч.2. ВВИА им. проф. Н.Е.Жуковского, 1989. - С. 19-36

7. Вильдгрубе Л.С. Формулы для расчета характеристик несущего винта в общем случае полета / Л. С. Вильдгрубе // Труды ЦАГИ. – М., 1983. – Вып. 2202. – С. 3–39

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

9 Washizu Rynichira, Aruma Akira, Roo Jika, Ona Toichi. Experiments of a model helicopter rotor operating in the vortex ring state. I. Aircraft, - v. 3, - N 3, 1966

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф., начальник кафедры, С.А. Калкаманов, Харьковский университет воздушных сил Украины.

Поступила в редакцию 09.12.09

## **Визначення зони режимів вихрового кільця одновинтового вертольота на основі математичного моделювання**

Розглянуто проблему розрахунку аеродинамічних характеристик несучого гвинта в реальному масштабі часу на режимі вихрового кільця. Показано можливість моделювання режиму вихрового кільця несучого гвинта на основі нелінійної нестационарної постановки задачі, чисельно реалізованої в рамках методу дискретних особливостей. Наведено результати числового експерименту, пов'язаного з розрахунками аеродинамічних характеристик гвинта на режимах вертикального зниження та зниження з малою поступальною швидкістю польоту при різних кутах загального кроку гвинта. Отримано залежності, що дозволяють за прийнятим критерієм ідентифікувати режим вихрового кільця. Визначено зони режимів вихрового кільця для області параметрів  $V_x$ ,  $V_y$ ,  $\varphi_{ос}$ .

**Ключові слова:** вихрове кільце, несучий гвинт, вертикальне зниження, зниження з малими поступальними швидкостями, поле швидкостей.

## **Determining zone regimes of vortex ring single-rotor helicopter on the basis of mathematical modeling**

The problem of calculating the aerodynamic characteristics of rotor in real-time mode "vortex ring". The possibility of modeling regime vortex ring rotor on the basis of nonlinear time-varying formulation of the problem is numerically implemented in the method of discrete singularities. The results of numerical experiment on the calculations of aerodynamic characteristics of the screws on the regime and to reduce the vertical mode with a small reduction of the translational speed at various angles of the overall pitch. The dependencies, allowing the accepted criterion to identify the mode of vortex ring. Zones of regimes vortex ring for the region of parameters  $V_x$ ,  $V_y$ ,  $\varphi_{os}$

**Keywords:** vortex ring, rotor, vertical reduction, reduction with small translational velocity, the velocity field.