

УДК 629.735.33

Численное моделирование режимов «вихревое кольцо» несущего винта вертолета.

Макеев П.В., Шомов А.И.

Аннотация.

При помощи программного комплекса [1] созданного на базе нелинейной лопастной вихревой модели винта со свободным диффундирующим следом [2; 3], разработанной на кафедре «Проектирование вертолетов» Московского авиационного института, проведены комплексные численные исследования аэродинамики несущего винта вертолета на режимах «вихревого кольца» [4; 5]. Для частного случая, трехлопастного несущего винта, численным методом смоделированы и проанализированы ряд режимов крутого снижения вертолета, соответствующих области «вихревого кольца». На основе полученных характеристик, свободного вихревого следа, векторного поля скоростей, линий тока, а также аэродинамических характеристик винта и махового движения лопастей получена совокупность признаков, позволяющих определять опасную область «вихревого кольца».

Ключевые слова:

численный метод, несущий винт, вихревое кольцо, нелинейная вихревая модель, аэродинамические характеристики.

Введение.

Режимы «вихревого кольца» несущего винта, возникающие при крутом снижении вертолета с небольшими скоростями является одним из наиболее сложных режимов работы винта. Решение задач, связанных с определением аэродинамических характеристик винта на таких режимах, является важной и актуальной задачей аэродинамики вертолета, что связано, прежде всего, с большой сложностью и опасностью пилотирования вертолетов на этих режимах. Поэтому важной задачей современной аэродинамики вертолета являются исследования, посвященные численному моделированию данных режимов, позволяющие получить признаки существования опасной зоны «вихревого кольца» для конкретного вертолета без проведения дорогостоящих экспериментальных исследований и опасных летных испытаний.

Численное моделирование режимов «вихревое кольцо».

Известно, что на режимах «вихревое кольцо» большую роль играют сложные нелинейные взаимодействия вихревого следа, а так же диффузия вихрей, из-за чего данные режимы являются крайне сложными для численного моделирования.

До настоящего времени не существовало расчетных вихревых моделей, достаточно полно отражающих структуру обтекания винта и позволяющих рассчитать полные аэродинамические характеристики винта на этих режимах. Расчеты аэродинамики несущего винта вертолета, основанные на решении полных уравнений Навье-Стокса сеточными методами, требуют чрезвычайно больших вычислительных затрат и носят единичный характер.

В практических расчетах обычно используются зависимости изменения осредненных по диску винта относительных индуктивных скоростей $\tilde{v}_y = v_y / v_B$ от относительной скорости полета $\tilde{V}_y = V_y / v_B$ при фиксированном значении углов атаки винта $\alpha_H = const$, полученные из обработки экспериментальных данных модельных и летных испытаний [7; 9; 10; 13; 14; 16; 18; 20]. Здесь v_B - индуктивная скорость в плоскости диска винта на режиме висения, вычисленная по теории идеального винта [10]. Значения осредненных по диску винта индуктивных скоростей v_y в этих зависимостях получают из величины индуктивной мощности, определяемой из эксперимента расчетным путем с учетом вычисляемой приближенно профильной мощности [7; 8], что вносит определенные погрешности в результаты.

Вместе с тем, рядом авторов были разработаны приближенные методы расчета аэродинамических характеристик винта на режиме вихревого кольца, построенные на различных приближенных линейных моделях. Среди них можно выделить работы В. И. Шайдакова [11; 12] и Е.С. Вожаева [7; 16]. В этих работах, на основе приближенных линейных моделей удастся получить аэродинамические характеристики винта качественно близкие к результатам, получаемым в экспериментах. Однако использование этих моделей для расчета режима вихревого кольца сопряжено с применением ряда допущений не позволяют в полной мере отразить сложный характер обтекания несущего винта, где очень большую роль играют нелинейные взаимодействия и диффузия вихрей.

В работах, выполненных на основе нелинейной нестационарной вихревой теории винта, разработанной в ВВИА им. Н.Е. Жуковского [8; 15; 17; 18; 19], произведен расчет поля скоростей на этом режиме и по одному из характерных признаков вихревого кольца - пульсации силы тяги винта, или падению силы тяги при фиксированном значении угла

установки, а так же по характеру махового движения лопастей, определена граница возникновения этого режима, но не определяется величина мощности, затрачиваемой на вращение винта при фиксированном значении силы тяги, а так же продольная и боковая силы и моменты, действующие на винт.

Нелинейная лопастная вихревая модель винта с учетом диффузии вихрей [2; 3], лежащая в основе разработанного на кафедре «Проектирование вертолетов» МАИ современного программного комплекса [1] позволяет решать такие задачи, когда формируется нелинейный свободный вихревой след и вычисляются полные аэродинамические характеристики винта.

Исследование структуры вихревого следа, обтекания винта и аэродинамических характеристик на режиме «вихревое кольцо».

В данной статье представлены комплексные результаты расчетов трехлопастного несущего винта на режимах крутого снижения с небольшими скоростями $\bar{V} = 0,02 \dots 0,065$ под различными углами атаки винта α_H . Рассмотренный в исследовании винт имел следующие основные характеристики: $k_D = 3$; $\sigma = 0,0527$; $\omega R = 187 \text{ м/с}$; $\Delta\varphi_\Sigma = -6^\circ$. Лопасты имели прямоугольную форму в плане. Коэффициент силы тяги винта в расчете выдерживался приблизительно равным $c_T \approx 0,01$. В случае пульсаций тяги, данная величина являлась близкой к средним по времени значениям тяги. Коэффициент тяги выдерживался на разных режимах в необходимых пределах путем изменения общего шага винта. Расчеты выполнялись с учетом махового движения лопастей относительно горизонтального шарнира. Расчетный шаг по азимуту составлял $\Delta\psi = 12^\circ$, что, соответствовало, 30 расчетным шагам по азимуту за один оборот винта (см. рис. 1).

Программный комплекс, разработанный на базе нелинейной лопастной вихревой модели, позволяет при заданном режиме работы винта рассчитать структуру свободного вихревого следа, распределенные по радиусу лопасти аэродинамические характеристики, а также суммарные аэродинамические характеристики винта в текущий момент времени и осредненные за оборот.

В работах [4; 5] были проведены некоторые тестовые расчеты для двухлопастного и пятилопастного винта для случая вертикального снижения в области «вихревого кольца». Сопоставление результатов расчетов с экспериментальными данными [4; 5] показало их удовлетворительное совпадение.

При исследовании режима «вихревое кольцо» основное внимание уделялось выявлению и анализу основных признаков, по которым определяется наличие режима

вихревого кольца. Эти признаки можно разделить на две группы, визуальные, основанные на наблюдениях за состоянием вихревой пелены и характером обтекания винта при попадании в режим «вихревое кольцо», а также численные, основанные на особенностях изменений аэродинамических характеристик винта на данных режимах.

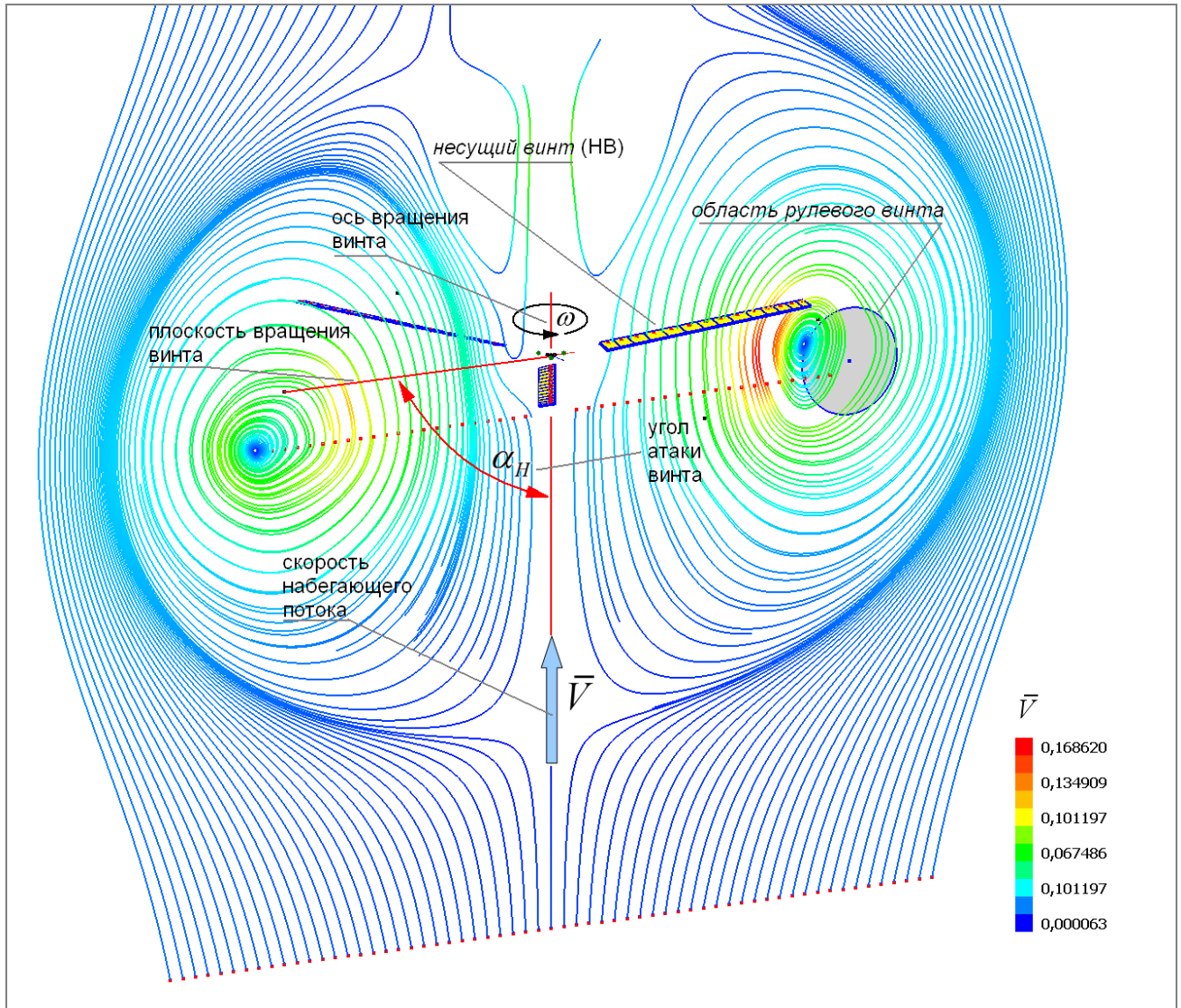


Рис. 1. Характерная картина линий тока в продольной плоскости винта при численном моделировании режима «вихревое кольцо».

К визуальным признакам относится, прежде всего, форма нелинейного вихревого следа, а так же характер обтекания винта, определяемый векторным полем скоростей в потоке, обтекающем винт. Для получения более четкой картины обтекания винта дополнительно применялся следующий прием. В определенный момент времени, когда вихревой след был сформирован, определялось векторное поле скоростей в плоскости, проходящей через ось вращения винта и ось одной из лопастей. Затем по этому мгновенному полю скоростей из ряда начальных точек выстраивались линии тока (см. рис. 1) в цветном

изображении с градиентно-цифровой шкалой отображающей величину местной скорости (красный цвет соответствует максимальной скорости, синий – минимальной). Полученные таким образом векторные поля скоростей вместе со структурой вихревого следа и линиями тока дают наглядное представление о сложной картине обтекания винта на режиме вихревого кольца, и позволяют визуально определить наличие характерного для «вихревого кольца» обтекания винта и определить соответствующие ему режимы работы винта.

К другой группе признаков наличия режима «вихревое кольцо» относятся особенности поведения аэродинамических характеристик винта, проявляющиеся на данных режимах. К ним, в частности, относятся пульсации силы тяги St . Характер кривых зависимостей $\tilde{v}_y = f(\tilde{V}_y)$, увеличение крутящего момента m_k , вызванное увеличением индуктивной скорости в плоскости вращения, возрастание махового движения лопастей β_l° .

В совокупности данные признаки позволяют определить область существования «вихревого кольца» для конкретного рассматриваемого несущего винта.

Вихревой след, поле скоростей, линии тока и аэродинамические характеристики строились и определялись для различных относительных скоростей вертикального снижения \bar{V}_y (отнесенных к окружной скорости вращения винта) для ряда фиксированных углов атаки винта α_H (угол между вектором набегающего потока и плоскостью вращения винта, рис. 1).

Анализ структуры вихревого следа и обтекания винта на режиме «вихревое кольцо».

На рис. 2...13 представлены результаты построения расчетного свободного нелинейного вихревого следа для различных режимов крутого снижения.

На рис. 2, 4, 6 представлена форма свободного нелинейного вихревого следа при вертикальном снижении. Хорошо видна особенность режима «вихревое кольцо», проявляющаяся в циркуляционном движении вихрей в следе вблизи плоскости вращения винта и отсутствие длинного следа за винтом (как на режиме висения или снижения с большой скоростью). На рис. 6 наблюдается уход вихревого кольца вверх, что соответствует переходу к режиму авторотации, с переходом к режиму идеальной авторотации, когда обтекание винта близко к обтеканию плоской пластины.

При «косом» снижении, с углами $\alpha_H = 80, 70, 50$ градусов (рис. 3, 5, 7...13) наблюдается та же картина, с учетом того, что появляется горизонтальная составляющая скорости, которая влияет на форму вихревого следа. Вихревая структура становится

несимметричной, при этом плоскость, в которой расположено вихревое кольцо ориентируется перпендикулярно набегающему потоку.

При увеличении углу $\alpha_H = 50$ градусов (рис. 9, 11, 13), изменения в форме пелены еще более существенны, особенно на большой скорости снижения.

На рис. 14...25 изображены векторные поля скоростей в продольной плоскости для фиксированного момента времени и рассмотренных выше режимов работы винта.

Хорошо заметен циркуляционный характер обтекания винта, вызываемый обтеканием винта на режимах «вихревое кольцо» как воздушного тела, с образованием границ раздела сред, где набегающий поток, сталкиваясь с потоком, создаваемым винтом, полностью или частично останавливается. Такое обтекание характерно для рис. 14, 15, 16, 17, 20, 21, 22 ($\alpha_H = 90, 80, 70$ градусов). Нужно отметить обтекание винта близкое к режиму идеальной авторотации (рис. 18, 19). Хорошо видно, что в плоскости диска набегающий поток практически полностью тормозится, и винт обтекает как круглая плоская пластина.

На рис. 26-37 представлены линии тока для рассмотренных выше режимов работы винта. Линии тока дают наиболее полное и наглядное представление о характере обтекания винта, позволяют отметить наличие, форму и размеры воздушного тела на различных режимах, а цветовой градиент скоростей, привязанный к цифровой шкале оценить распределение скоростей в потоке, обтекающем винт. Хорошо видны мощные циркуляционные движения вблизи концов лопастей – большое вихревое кольцо, в то же время наряду с большим кольцом в потоке наблюдаются малые циркуляционные образования в виде колец, сложные нелинейные взаимодействия которых между собой и перемещения относительно плоскости вращения винта и обуславливают пульсации аэродинамических характеристик. Особенно сложная картина, с образованием большого количества циркуляционных зон наблюдается на режимах снижения, когда вихревой след отходит вверх от плоскости диска винта (см. рис. 36, 37).

Анализ аэродинамических характеристик винта на режиме «вихревое кольцо».

На рис. 38 представлены графики изменения коэффициента тяги C_T винта для различных скоростей ($\bar{V} = 0,02; 0,03; 0,045; 0,065$) вертикального снижения ($\alpha_H = 90^\circ$) по времени (для n -оборотов). На скоростях снижения $\bar{V} = 0,03; 0,045$ наблюдаются характерные [9; 13; 17; 18; 19] для режима вихревого кольца пульсации коэффициента силы тяги, достигающие 20%. При этом на скорости $\bar{V} = 0,065$ пульсация тяги уже не наблюдается, что свидетельствует о выходе винта из области «вихревого кольца» при этой

скорости снижения. Из анализа обтекания винта ранее было видно, что этот режим близок к режиму идеальной авторотации.

На рис. 39 представлены графики изменения коэффициента крутящего момента m_k для тех же режимов работы винта. На скоростях $\bar{V} = 0,02; 0,03; 0,045$ наблюдаются изменения во времени крутящего момента, а при $\bar{V} = 0,065$ таких изменений нет и сам коэффициент m_k близок к нулю, что так же является признаком близости к идеальной авторотации.

На рис. 40 представлены графики изменения угла взмаха лопасти винта $\beta_{л}^{\circ}$ для $\bar{V} = 0,02; 0,03; 0,045; 0,065$ и $\alpha_H = 90^{\circ}$. При этом видно, что при попадании в режим «вихревое кольцо» закон махового движения лопасти для фиксированного режима работы винта становится периодическим и неустойчивым, в то время как на висении и при выходе из области «вихревого кольца» на режим авторотации он имеет постоянный закон. Для режима близкого к идеальной авторотации заметно наличие лишь малых колебаний.

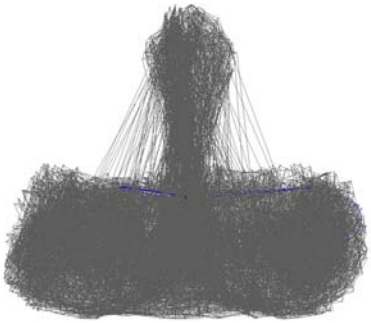
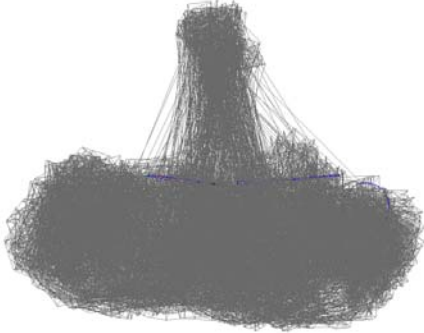

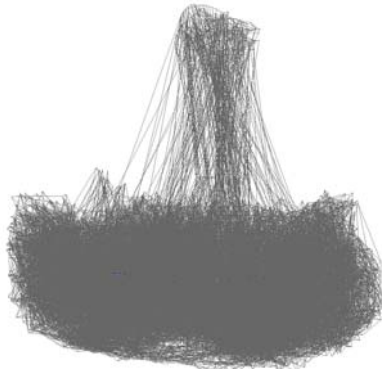
На рис. 41 приведены построенные в классическом виде [7; 9; 13; 14; 20] кривые относительных скоростей $\tilde{v}_y = f(\tilde{V}_y)$, полученные путем расчета, для различной скорости снижения и различных углов атаки винта. Индуктивные скорости на данном режиме отнесены к средней индуктивной скорости на режиме висения. Из приведенных кривых видно характерное увеличение относительной индуктивной скорости \tilde{v}_y более чем в два раза по сравнению с режимом висения для $\alpha_H = 90^{\circ}$ а также ее увеличение для $\alpha_H = 50, 70, 80^{\circ}$. Такой характер кривых хорошо согласуется с кривыми, построенными на основе экспериментальных данных и данных летных испытаний [4; 5; 13; 14; 20], является одним из основных признаков режима «вихревое кольцо» и ведет у увеличению потребной мощности необходимой для вращения винта.

Заключение.

Представлены результаты комплексных численных исследований режимов «вихревого кольца» винтов вертолетов, выполненные с применением программного комплекса, разработанного при участии авторов на основе нелинейной лопастной вихревой модели винта со свободным диффундирующим следом.

Путем анализа представленных результатов, становится возможным определение границ данного опасного и сложного режима и анализ различных его особенностей для конкретного винта, без применения дорогостоящих экспериментальных исследований или опасных летных испытаний.

Комплексные исследования по моделированию режимов «вихревое кольцо» с численным расчетом полных аэродинамических характеристик и получением большого количества данных по визуализации обтекания винта в таком виде проведены впервые.

 <p style="text-align: center;">$\bar{V} = 0,02$ ↑ $\alpha_H = 90^\circ$</p>	 <p style="text-align: center;">$\bar{V} = 0,02$ ↑ $\alpha_H = 80^\circ$</p>
<p>Рис. 2. ($\alpha_H = 90^\circ$; $\bar{V} = 0,02$; $C_T \approx 0,01$)</p>	<p>Рис. 3. ($\alpha_H = 80^\circ$; $\bar{V} = 0,02$; $C_T \approx 0,01$)</p>
 <p style="text-align: center;">$\bar{V} = 0,045$ ↑ $\alpha_H = 80^\circ$</p>	 <p style="text-align: center;">$\bar{V} = 0,045$ ↑ $\alpha_H = 80^\circ$</p>
<p>Рис. 4. ($\alpha_H = 90^\circ$; $\bar{V} = 0,045$; $C_T \approx 0,01$)</p>	<p>Рис. 5. ($\alpha_H = 80^\circ$; $\bar{V} = 0,045$; $C_T \approx 0,01$)</p>

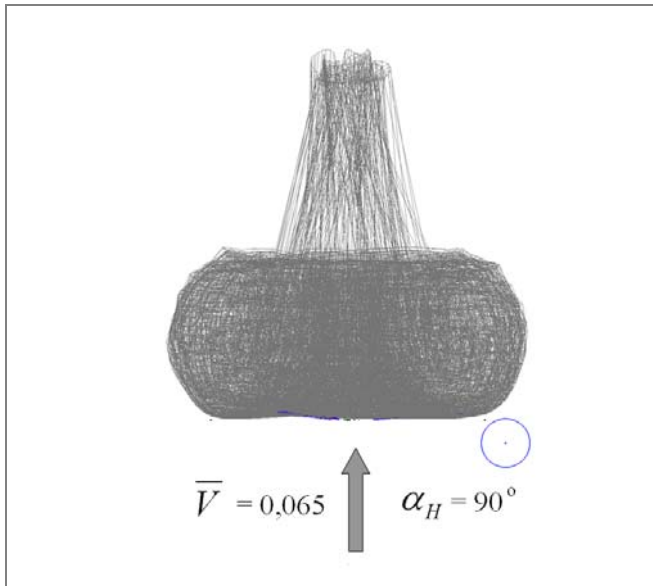


Рис. 6. ($\alpha_H = 90^\circ$; $\bar{V} = 0,065$; $C_T \approx 0,01$)

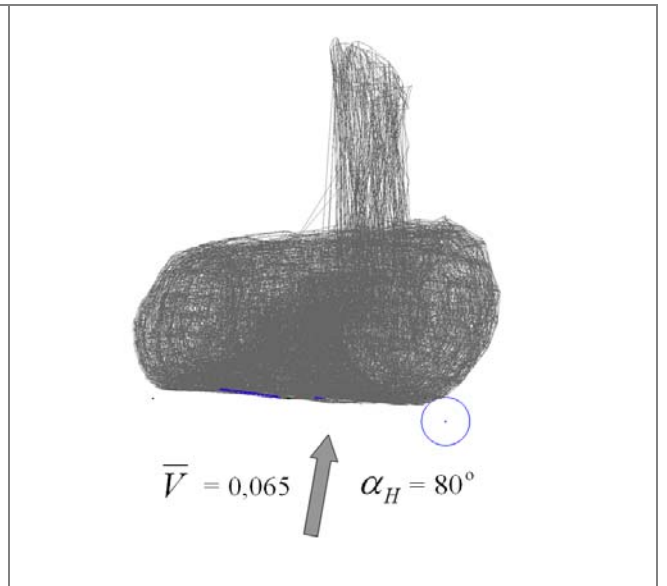


Рис. 7. ($\alpha_H = 80^\circ$; $\bar{V} = 0,065$; $C_T \approx 0,01$)

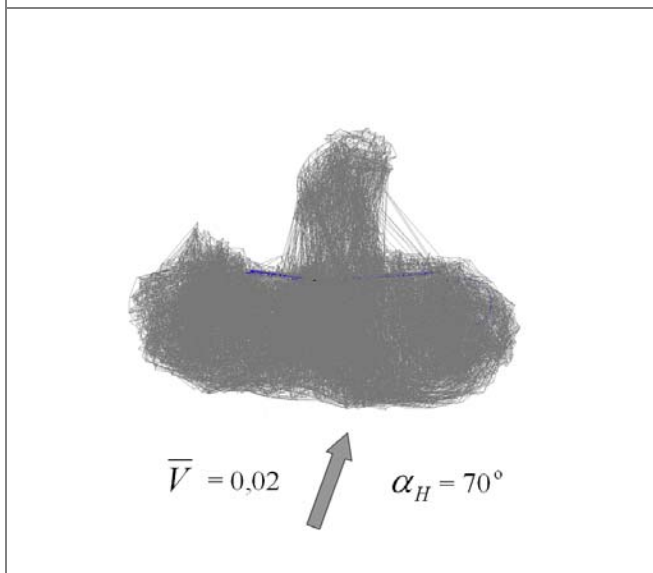


Рис. 8. ($\alpha_H = 70^\circ$; $\bar{V} = 0,02$; $C_T \approx 0,01$)

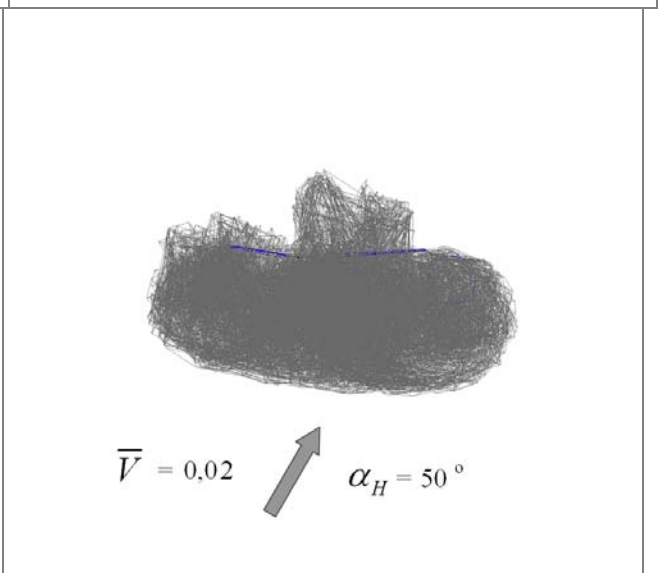


Рис. 9. ($\alpha_H = 50^\circ$; $\bar{V} = 0,02$; $C_T \approx 0,01$)

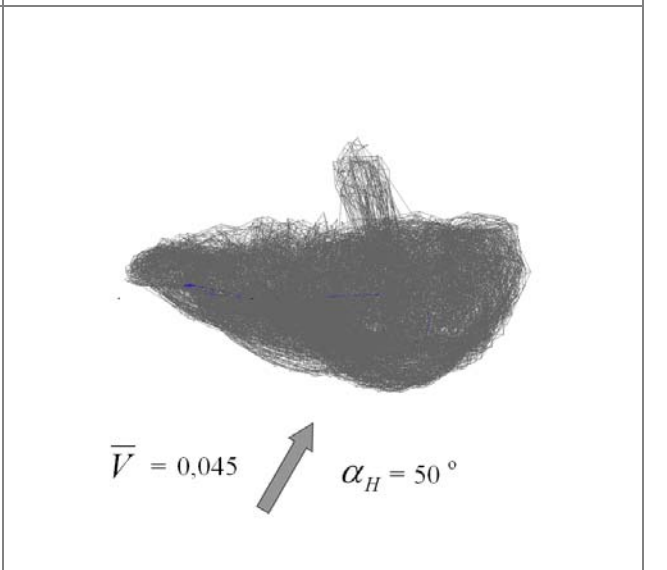
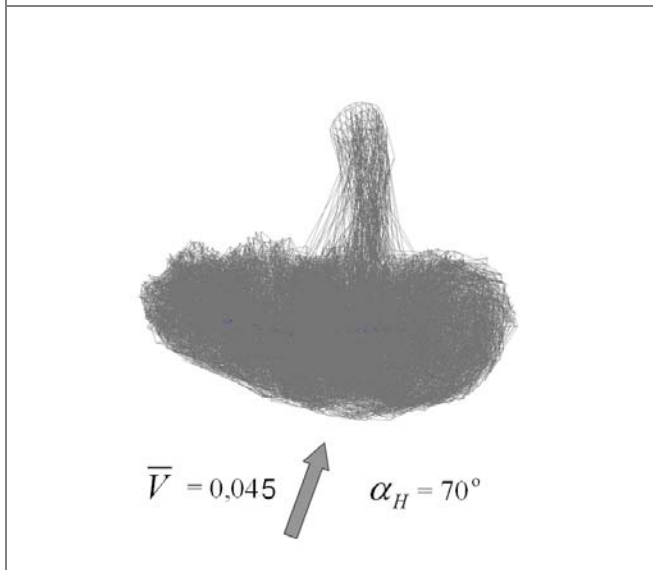


Рис. 10. ($\alpha_H = 70^\circ$; $\bar{V} = 0,045$; $C_T \approx 0,01$)

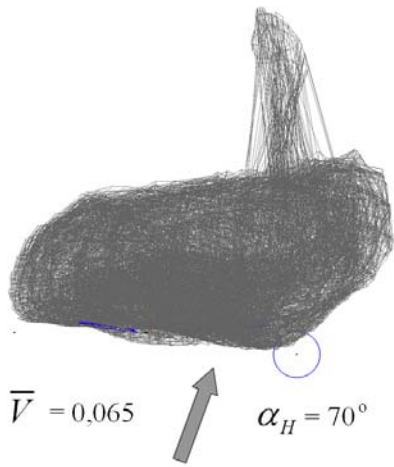


Рис. 11. ($\alpha_H = 50^\circ$; $\bar{V} = 0,045$; $C_T \approx 0,01$)

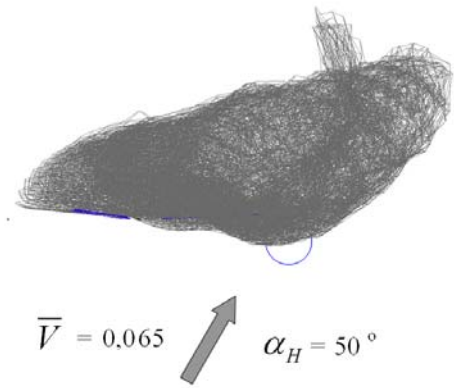


Рис. 12. ($\alpha_H = 70^\circ$; $\bar{V} = 0,065$; $C_T \approx 0,01$)

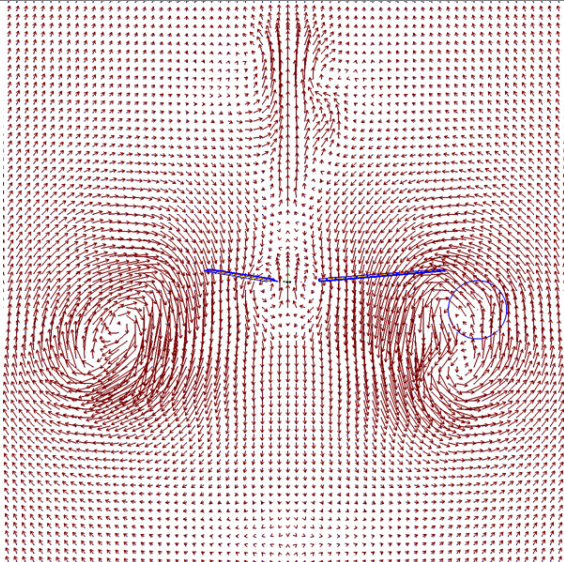


Рис. 13. ($\alpha_H = 50^\circ$; $\bar{V} = 0,065$; $C_T \approx 0,01$)

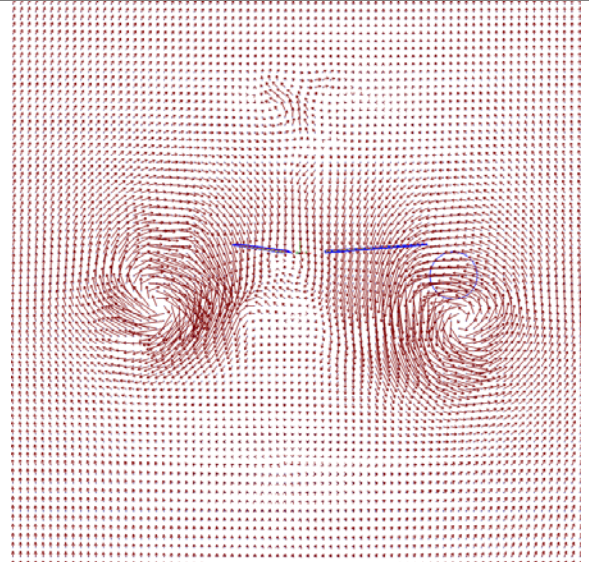


Рис. 14. ($\alpha_H = 90^\circ$; $\bar{V} = 0,02$; $C_T \approx 0,01$)

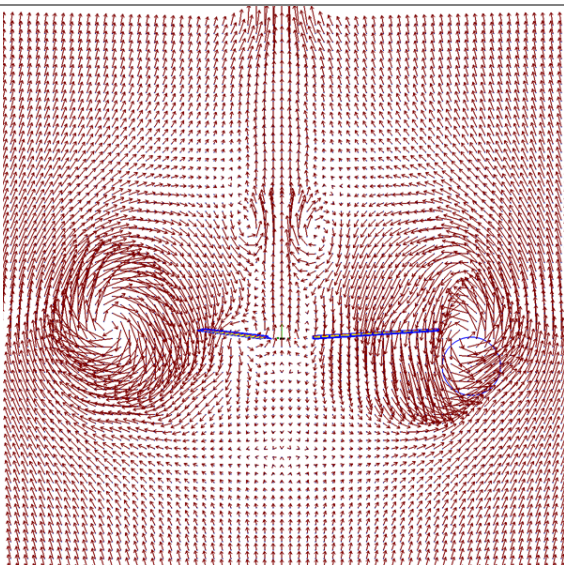


Рис. 15. ($\alpha_H = 80^\circ$; $\bar{V} = 0,02$; $C_T \approx 0,01$)

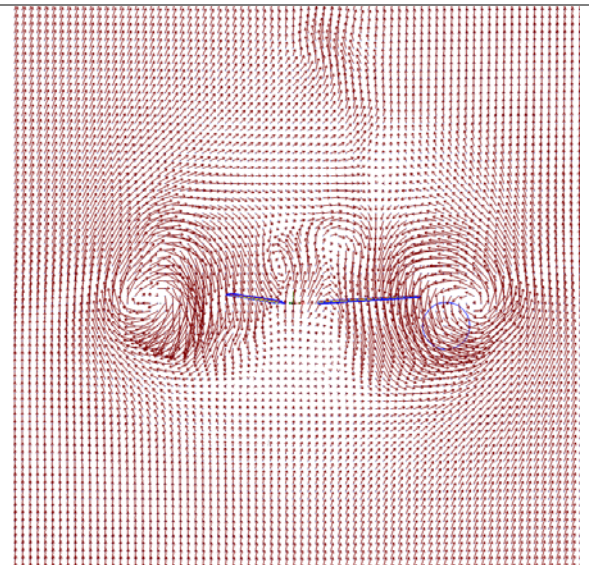


Рис. 16. ($\alpha_H = 90^\circ$; $\bar{V} = 0,045$; $C_T \approx 0,01$)

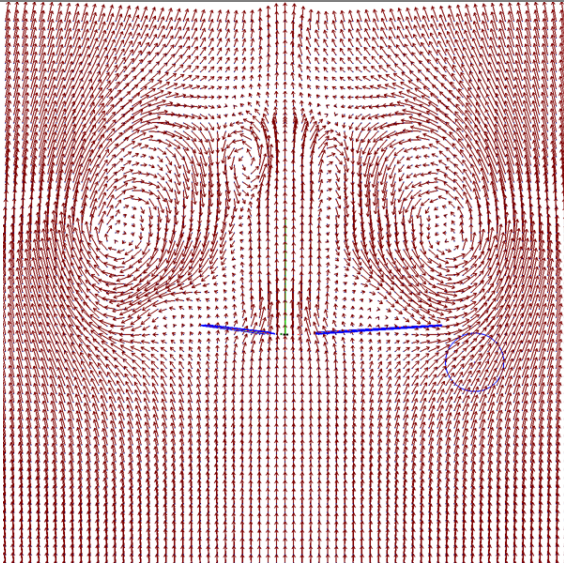


Рис. 17. ($\alpha_H = 80^\circ$; $\bar{V} = 0,045$; $C_T \approx 0,01$)

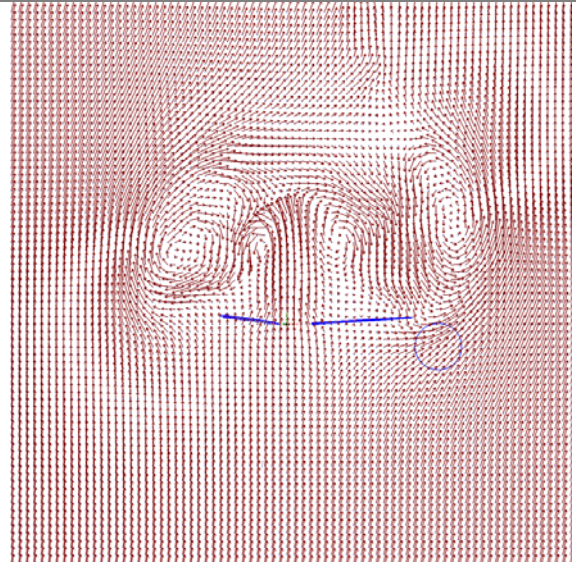


Рис. 18. ($\alpha_H = 90^\circ$; $\bar{V} = 0,065$; $C_T \approx 0,01$)

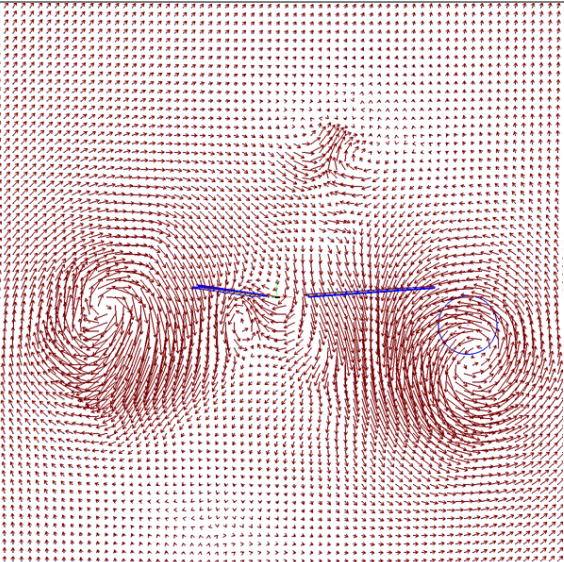


Рис. 19. ($\alpha_H = 80^\circ$; $\bar{V} = 0,065$; $C_T \approx 0,01$)

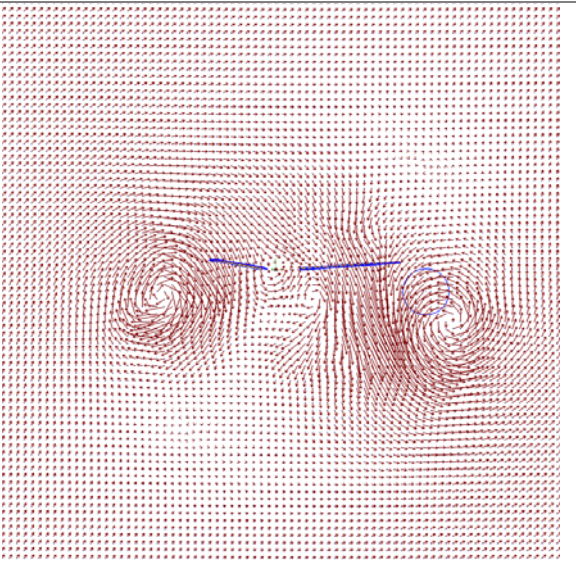


Рис. 20. ($\alpha_H = 70^\circ$; $\bar{V} = 0,02$; $C_T \approx 0,01$)

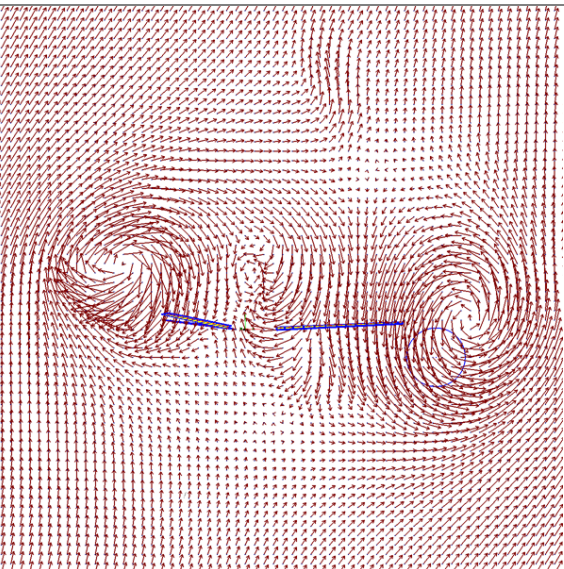


Рис. 21. ($\alpha_H = 50^\circ$; $\bar{V} = 0,02$; $C_T \approx 0,01$)

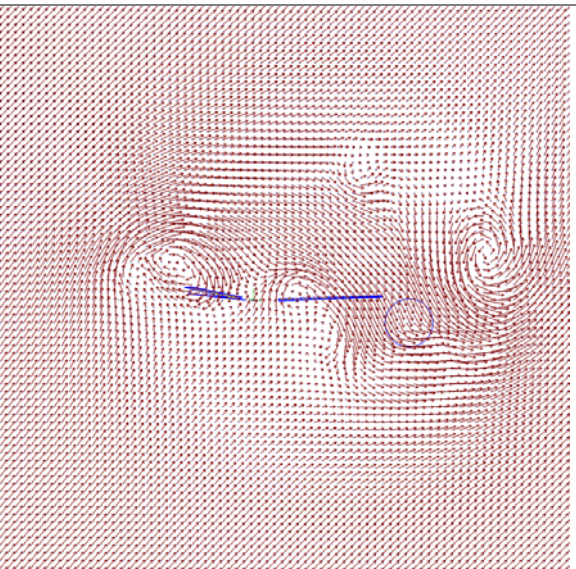


Рис. 22. ($\alpha_H = 70^\circ$; $\bar{V} = 0,045$; $C_T \approx 0,01$)

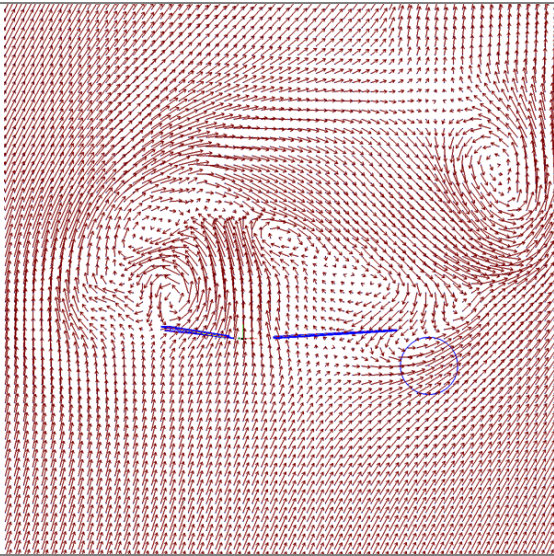


Рис. 23. ($\alpha_H = 50^\circ$; $\bar{V} = 0,045$; $C_T \approx 0,01$)

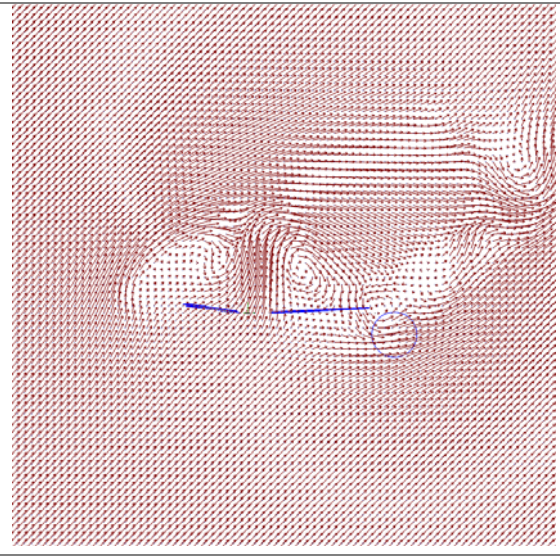


Рис. 24. ($\alpha_H = 70^\circ$; $\bar{V} = 0,065$; $C_T \approx 0,01$)

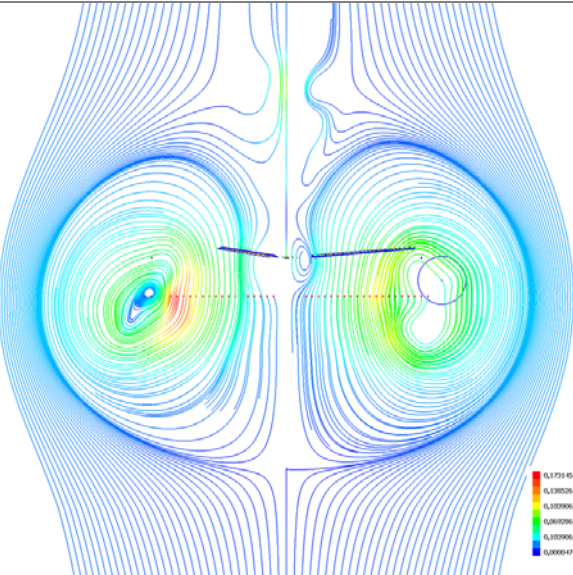


Рис. 25. ($\alpha_H = 50^\circ$; $\bar{V} = 0,065$; $C_T \approx 0,01$)

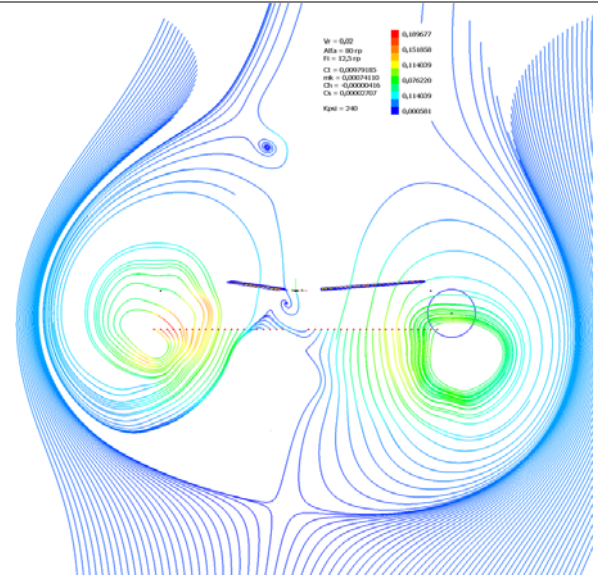


Рис. 26. ($\alpha_H = 90^\circ$; $\bar{V} = 0,02$; $C_T \approx 0,01$)

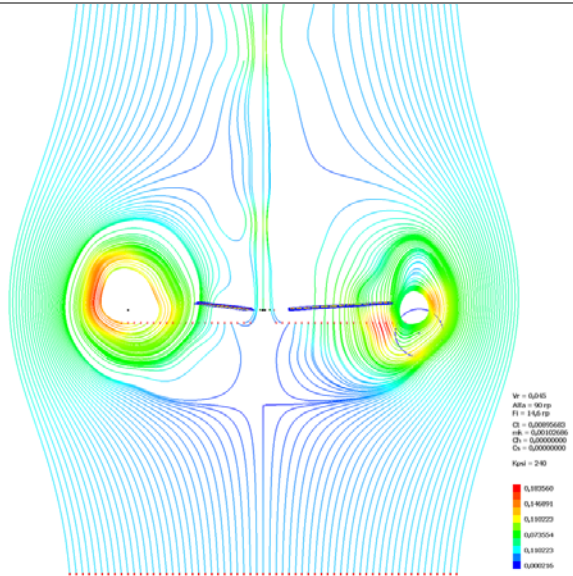


Рис. 27. ($\alpha_H = 80^\circ$; $\bar{V} = 0,02$; $C_T \approx 0,01$)

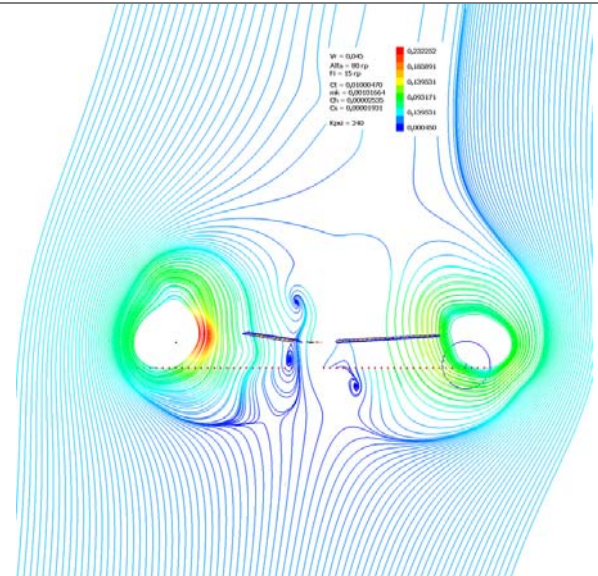


Рис. 28. ($\alpha_H = 90^\circ$; $\bar{V} = 0,045$; $C_T \approx 0,01$)

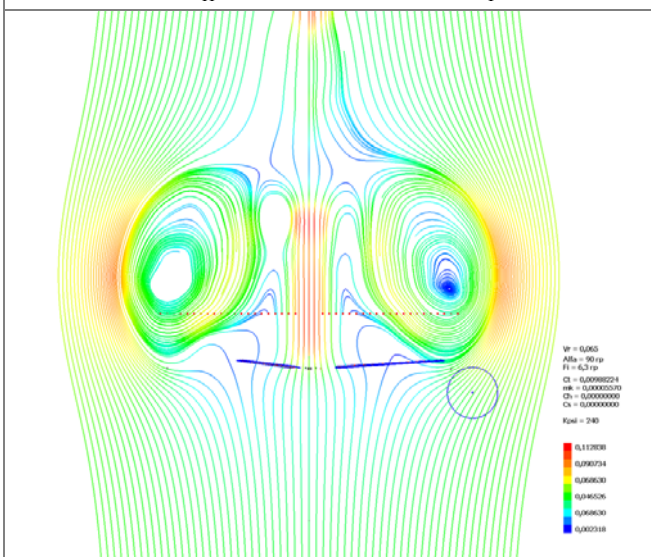


Рис. 29. ($\alpha_H = 80^\circ$; $\bar{V} = 0,045$; $C_T \approx 0,01$)

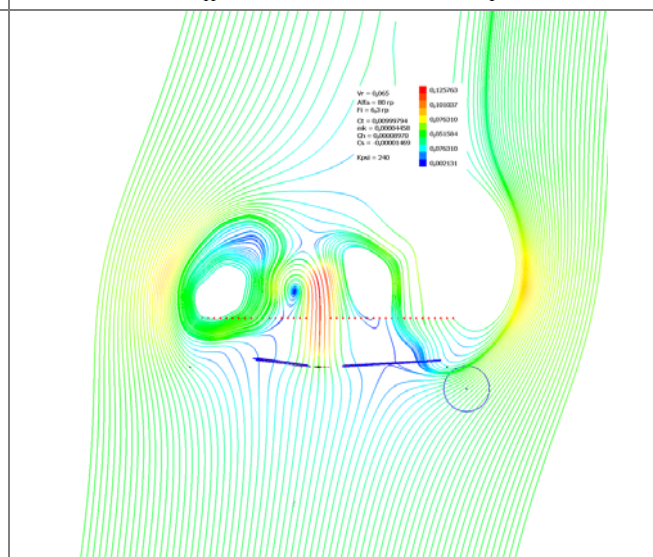


Рис. 30. ($\alpha_H = 90^\circ$; $\bar{V} = 0,065$; $C_T \approx 0,01$)

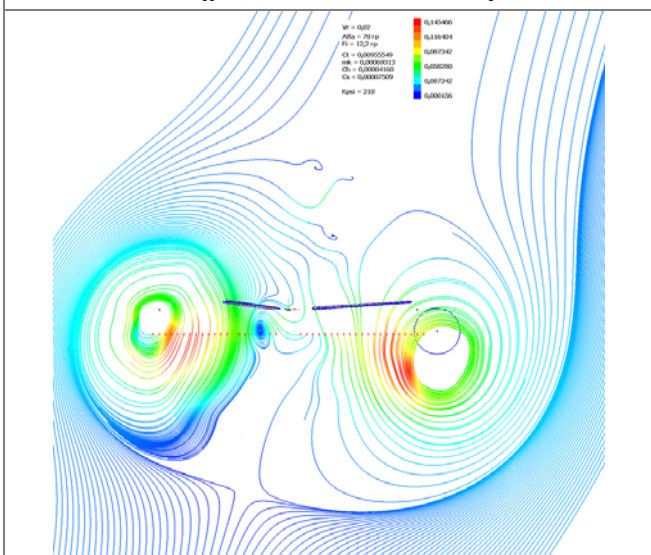


Рис. 31. ($\alpha_H = 80^\circ$; $\bar{V} = 0,065$; $C_T \approx 0,01$)

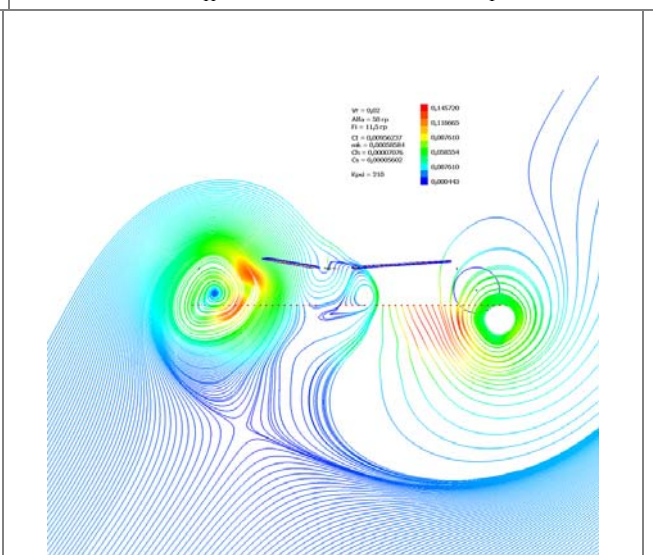


Рис. 32. ($\alpha_H = 70^\circ$; $\bar{V} = 0,02$; $C_T \approx 0,01$)

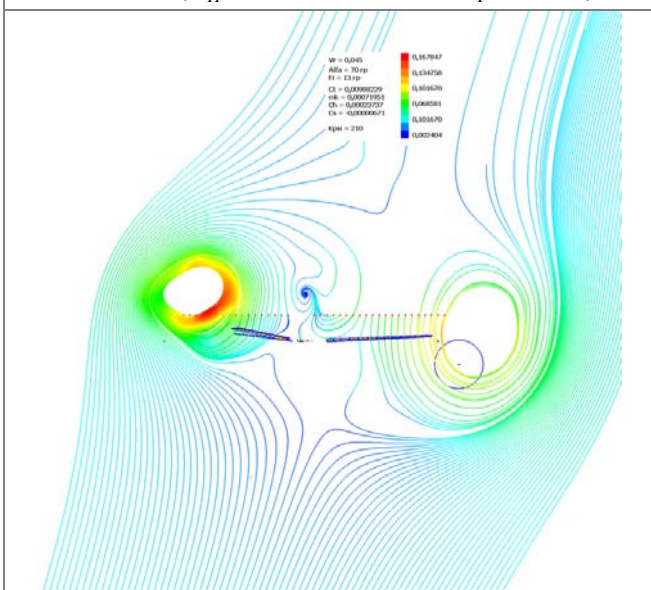


Рис. 33. ($\alpha_H = 50^\circ$; $\bar{V} = 0,02$; $C_T \approx 0,01$)

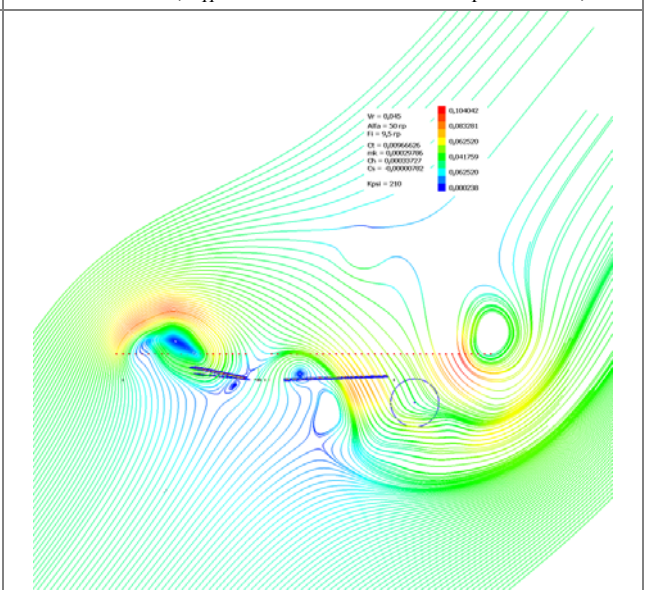


Рис. 34. ($\alpha_H = 70^\circ$; $\bar{V} = 0,045$; $C_T \approx 0,01$)

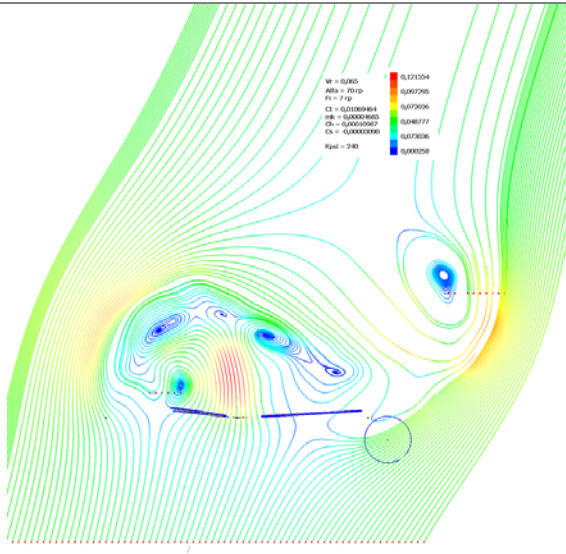


Рис. 35. ($\alpha_H = 50^\circ$; $\bar{V} = 0,045$; $C_T \approx 0,01$)

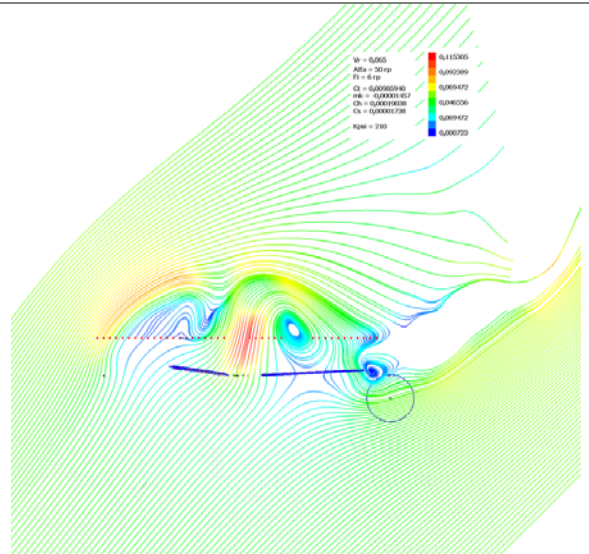


Рис. 36. ($\alpha_H = 70^\circ$; $\bar{V} = 0,065$; $C_T \approx 0,01$)



Рис. 37. ($\alpha_H = 50^\circ$; $\bar{V} = 0,065$; $C_T \approx 0,01$)



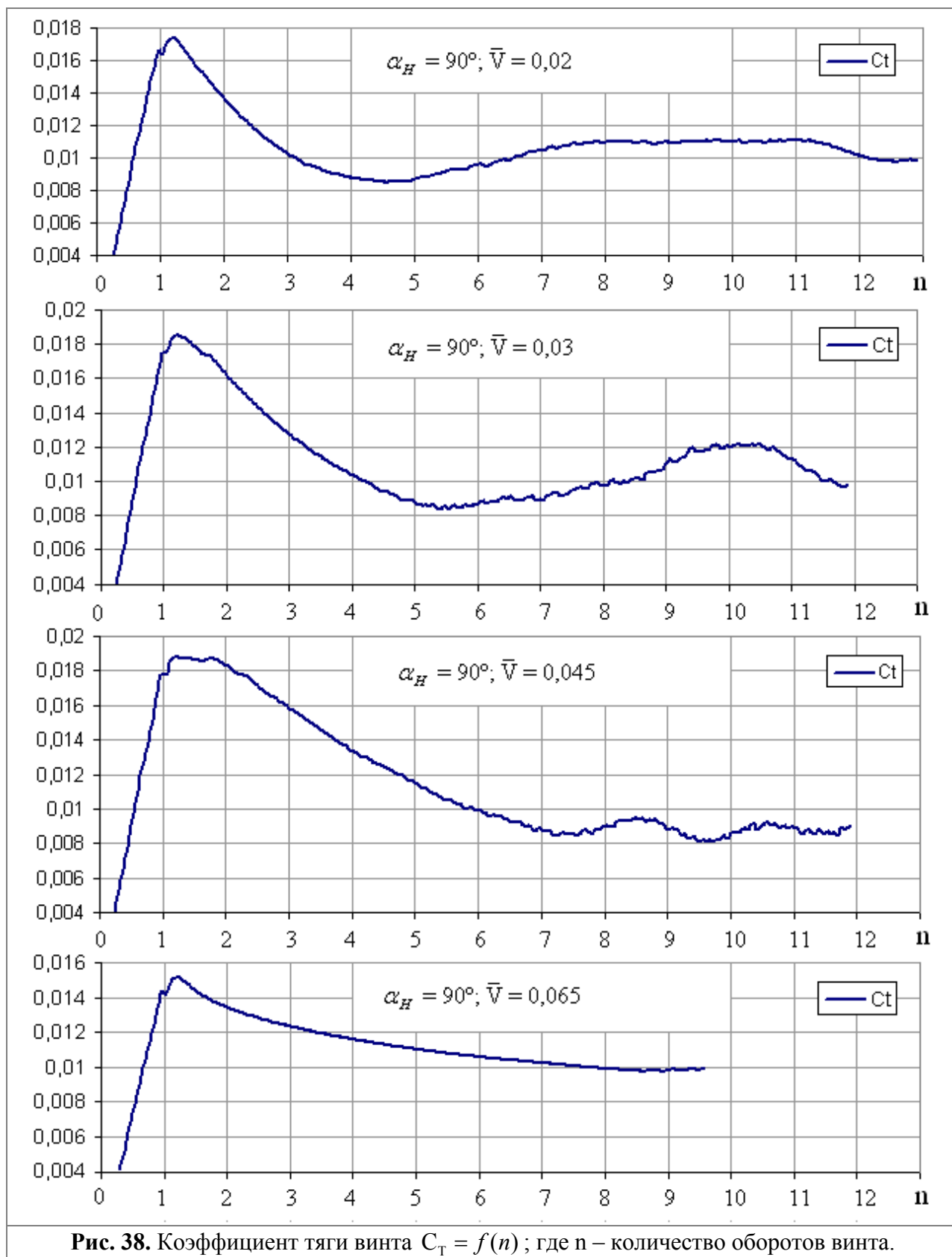


Рис. 38. Коэффициент тяги винта $C_T = f(n)$; где n – количество оборотов винта.

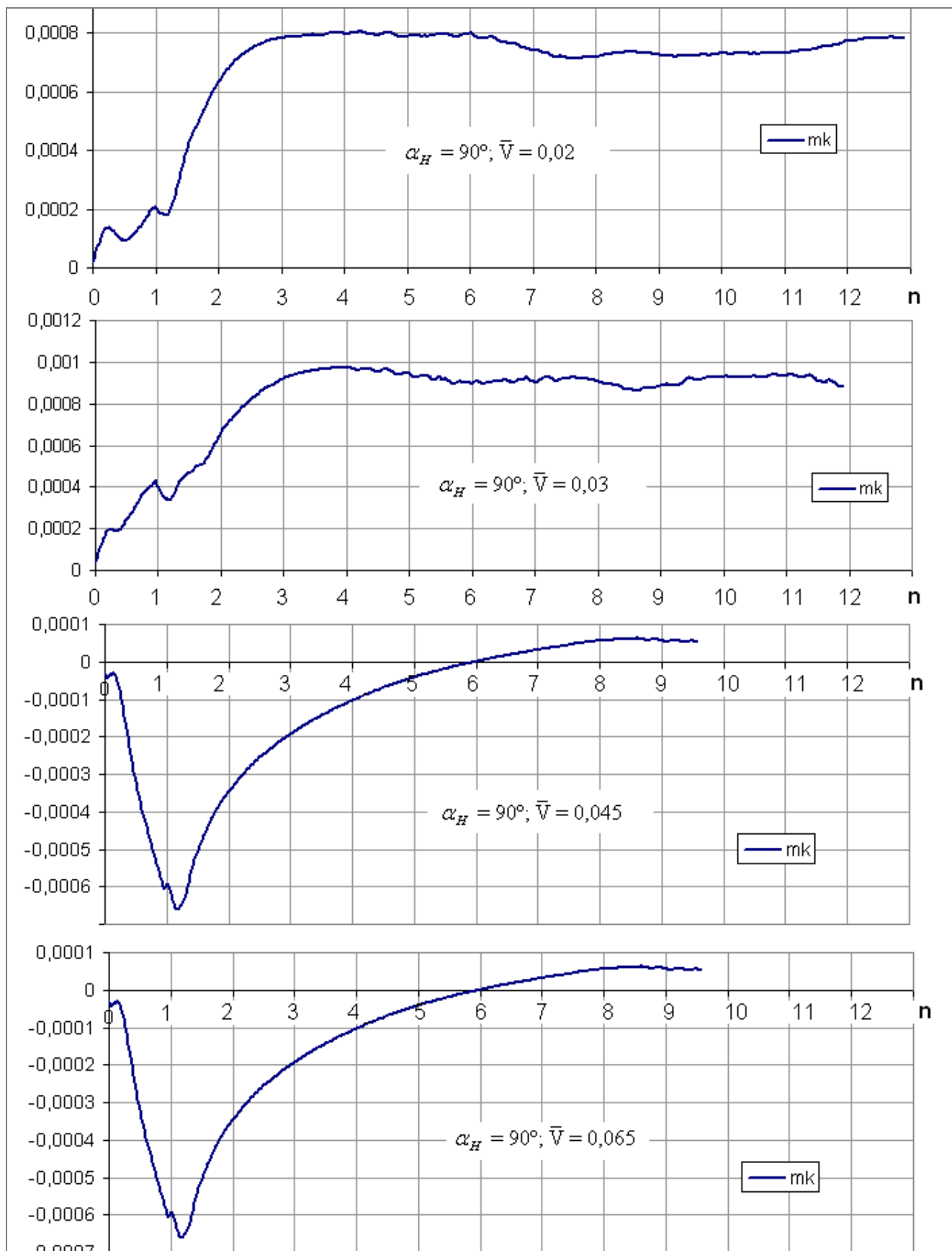
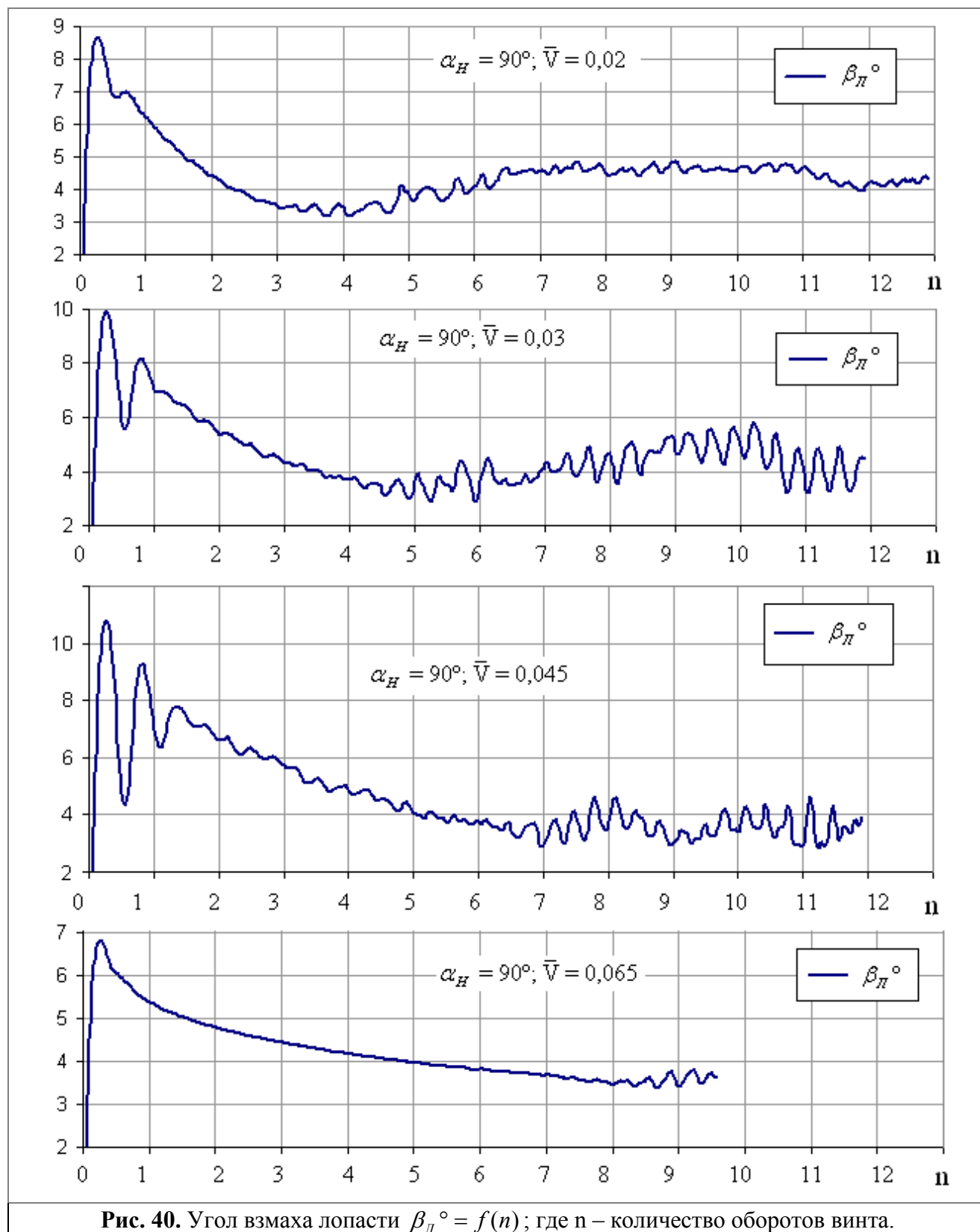


Рис. 39. Коэффициент крутящего момента $m_k = f(n)$; где n – количество оборотов винта.



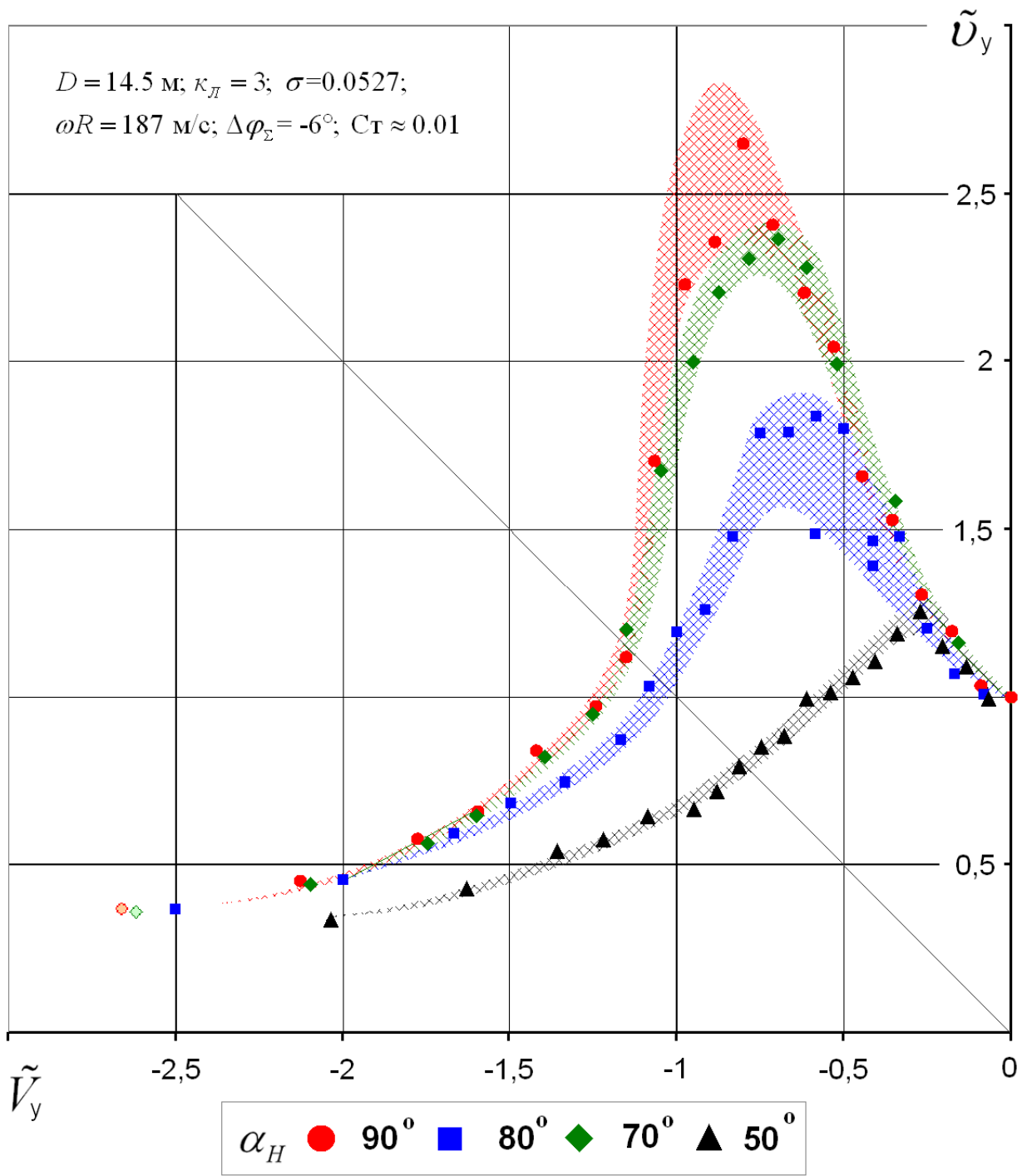


Рис. 41. $\tilde{v}_y = f(\tilde{V}_y)$

Библиографический список:

1. Игнаткин Ю.М., Макеев П.В, Шомов А.И. Программный комплекс для расчета аэродинамических характеристик несущих и рулевых винтов вертолетов на базе нелинейной лопастной вихревой теории. Электронный журнал «Труды МАИ», №38, 2010.
2. Игнаткин Ю.М., Гревцов Б.С., Макеев П.В, Шомов А.И. Метод расчета аэродинамических характеристик несущих винтов вертолета на режимах осевого и косоого обтекания на основе нелинейной лопастной вихревой модели. Труды 8-го форума Российского Вертолетного Общества. М, 2008.
3. Игнаткин Ю.М., Макеев П.В., Гревцов Б.С., Шомов А.И. Нелинейная лопастная вихревая теория винта и ее приложения для расчета аэродинамических характеристик несущих и рулевых винтов вертолета. Вестник МАИ, т.16, №5, 2009.
4. Игнаткин Ю.М., Макеев П.В, Шомов А.И. Исследование аэродинамических характеристик несущего винта вертолета на режиме «вихревое кольцо» на базе нелинейной лопастной вихревой теории. Вестник МАИ, т.16, №6, 2009.
5. Игнаткин Ю.М., Макеев П.В, Шомов А.И. Исследование аэродинамических характеристик несущего винта вертолета на режимах «вихревое кольцо» на основе нелинейной лопастной вихревой модели. Труды 9-го форума Российского Вертолетного Общества, М., МАИ 2010г.
6. Теория несущего винта. Под ред. Мартынова А.К., М.: Машиностроение, 1973.
7. Вождаев Е.С. Аэродинамика вертолетов. Машиностроение. Энциклопедия. Том 4-41. Самолеты и вертолеты. Книга 1. Аэродинамика, динамика и прочность. М. 2002.
8. Белоцерковский С.М., Локтев Б.Е., Ништ М.И. Исследование на ЭВМ аэродинамических и упругих характеристик винтов вертолета. М.: Машиностроение, 1992.
9. У. Джонсон. Теория вертолета, в 2-х книгах. М.: Мир. 1983 г.
10. Юрьев Б.Н. Аэродинамический расчет вертолетов. М.: Оборонгиз, 1956
11. Шайдаков В.И. Теоретические исследования работы несущего винта вертолета на режимах вертикального снижения. Известия высших учебных заведений, 1960 г.
12. Шайдаков В.И. Метод расчета аэродинамических характеристик несущих винтов на режимах снижения. Труды 4-х научных чтений памяти академика Б.Н. Юрьева. 1992 г.
13. Акимов А.И. Аэродинамика и летные характеристики вертолетов. М.: Машиностроение, 1988.
14. Петросян А.Э. Аэродинамика соосного вертолета. М.: Полигон-Пресс, 2004.
15. Ништ М.И., Крицкий Б.С. Исследования по аэродинамике винтокрылых летательных аппаратов в военном авиационном техническом университете. Труды 4-го форума Российского Вертолетного Общества, Москва, 2008г.
16. Вождаев Е.С. Теория несущего винта на режимах вихревого кольца. Труды ЦАГИ. Вып. 1184, 1970.
17. Локтев Б.Е., Онушкин Ю.П. Некоторые результаты исследования режима «вихревого кольца» винта вертолета. – Научно-методические материалы по аэродинамике летательных аппаратов. ВВИА им. Проф. Н.Е. Жуковского, 1979.
18. Симоненко В. В режиме «вихревого кольца». Гражданская авиация, №5, 1987
19. Аникин В.А., Павлиди Ф.Н. Особенности аэродинамики несущих винтов на режимах снижения и торможения вертолета. Общероссийский научно-технический журнал «Полет», №9, 2004.
20. J. Gordon Leishman. Principles of Helicopter Aerodynamics. Cambridge University Press. 2000.

Сведения об авторах

Макеев Павел Вячеславович , старший научный сотрудник Московского авиационного института (государственного технического университета), к.т.н.,
тел.: +7-903-736-41-12; e-mail: vaultcity13@gmail.com

Шомов Александр Иванович, аспирант Московского авиационного института (государственного технического университета);
тел.: +7-903-277-04-41; e-mail: shomov_aleksandr@mail.ru