

УДК 534.83:629.735.45

DOI: 10.26467/2079-0619-2021-24-5-60-75

## РАСЧЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВИНТОВ МУЛЬТИКОПТЕРОВ

К.Г. КОСУШКИН<sup>1</sup>, Б.С. КРИЦКИЙ<sup>1</sup>, Р.М. МИРГАЗОВ<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского,  
г. Жуковский, Россия

В статье представлены результаты расчетных исследований аэродинамических характеристик несущих систем беспилотных мультикоптеров различных компоновок, выявлены особенности обтекания винтов, проведена оценка взаимовлияния винтов друг на друга. Расчеты основывались на нелинейной лопастной вихревой теории винта в нестационарной постановке. Рассмотрены комбинации из четырех, восьми (четыре соосных) и четырнадцать двухлопастных винтов при скоростях полета  $V = 100, 150, 200$  км/ч. Для каждой комбинации винтов и скорости полета полуэмпирическими методами выбираются: углы атаки винтов, частота вращения, углы установки лопастей и геометрические параметры под заданную взлетную массу аппарата. Расчеты показали, что для несущей системы из четырех винтов (квадрокоптер) два винта, расположенные ниже по потоку, в зависимости от скорости из-за взаимовлияния имеют значения коэффициентов тяги меньше  $\approx 10-20\%$ , чем винты, находящиеся выше по потоку. Для соосной четырехвинтовой системы влияние верхнего переднего винта на верхний задний винт аналогично влиянию передних винтов на задние в четырехвинтовой несущей системе. Влияние верхнего переднего винта на нижний задний винт по средней величине тяги не меняется, а изменения имеют только локальный характер. Взаимовлияние других винтов друг на друга имеет аналогичный с четырехвинтовым вариантом характер. У мультикоптера с четырнадцативинтовой несущей системой формируется сложная картина течения, которая порождает нерегулярность в изменении коэффициентов тяги по времени. В зависимости от режима и расположения винта значение среднего коэффициента тяги винта может изменяться приблизительно в два раза. Расчеты показали, что при одинаковых геометрических и кинематических параметрах тяга винтов может существенно отличаться, что без дополнительных управляющих воздействий вызывает значительные дестабилизирующие моменты. Пульсации тяги и, соответственно, вибрации возрастают с увеличением скорости полета. Вероятно, что при правильно выбранной конфигурации винтов и системе автоматического управления можно парировать всплески тяги так называемой подборкой «фазировки» – выбором начального угла по азимуту для каждого винта.

**Ключевые слова:** мультикоптер, несущий винт, многвинтовые системы, взаимовлияние винтов, беспилотные летательные аппараты, аэродинамические характеристики, вихревые методы.

### ВВЕДЕНИЕ

Мультикоптеры (рис. 1–4) находят все более широкое распространение в различных областях, таких как сельское хозяйство, лесоохрана, картография, видеонаблюдение и др. [1–6]. Несущие винты (НВ) мультикоптеров, в отличие от винтов других винтокрылых летательных аппаратов, как правило, фиксированного общего шага и приводятся во вращение с помощью электродвигателей [7]. Для мультикоптеров – беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) характерно большое количество несущих винтов, от четырех, которые могут занимать сложные пространственные положения и, соответственно, оказывать сильное индуктивное влияние друг на друга, особенно при больших поступательных скоростях полета. Взаимовлияние необходимо учитывать при разработке систем автоматического управления БПЛА.

В статье приводится расчетное исследование аэродинамических характеристик несущих систем беспилотных мультикоптеров различных компоновок, выявление особенностей обтекания винтов, оценка взаимовлияния винтов друг на друга. Рассматриваются комбинации из четырех, восьми (четыре соосных) и четырнадцать двухлопастных винтов.



Рис. 1. Четырехвинтовой БПЛА  
Fig. 1. Quadcopter



Рис. 2. Шестивинтовой БПЛА  
Fig. 2. Hexacopter



Рис. 3. Восьмивинтовой БПЛА  
Fig. 3. Octocopter



Рис. 4. Восемнадцативинтовой мультикоптер  
Fig. 4. Eighteen-rotor multi-rotor design

Существуют различные методы расчета винтов винтокрылых летательных аппаратов: с использованием интегральных формул, дисковых и лопастных вихревых теорий и сеточные методы [8–14]. Данные расчетные исследования проводились с использованием разработанной в ЦАГИ «Программы расчета многвинтовых систем винтокрылых летательных аппаратов различной конфигурации» (MultiRotor VTOL [15]). Программа предназначена для оперативной оценки как интегральных, так и распределенных аэродинамических характеристик и основана на апробированных и надежных вихревых методах.

## О МЕТОДЕ РАСЧЕТА

В работе численное исследование проводилось на основе нелинейной лопастной теории винта в нестационарной постановке на базе тонкой несущей поверхности. Методология расчета нестационарного аэродинамического нагружения лопастей НВ изложена в [8, 9]. Кинематические параметры движения считаются известными. Ограничений на форму лопастей винта, их количество, а также на характер их движения не накладывается. Лопастей винта заменяются бесконечно тонкими базовыми поверхностями. Рассматривается идеальная несжимаемая среда. Течение вне лопастей винта и их следов считается безвихревым. Выполняются следующие граничные условия: на несущих поверхностях условие непротекания; при переходе через поверхность вихревого следа соблюдаются условия непрерывности давления и нормальной составляющей скорости; на задних кромках несущих поверхностей, с которых стекают вихревые поверхности, выполняется гипотеза Чаплыгина – Жуковского о конечности скоростей; на бесконечном удалении от винта, а также его следа возмущения затухают. При численной реализации

метода расчета непрерывные процессы и распределения заменяются дискретными по времени и пространству. Непрерывные вихревые слои, которыми моделируются базовые поверхности лопастей винта и их вихревые следы, заменяются системами дискретных вихревых рамок, а непрерывный по времени процесс изменения граничных условий и параметров течения заменяется ступенчатым. Значения кинематических параметров остаются неизменными в рамках одного временного шага. В качестве безразмерного времени принимается угол азимутального положения лопасти. На каждом временном шаге, начиная с первого, после решения системы уравнений для определения циркуляций находятся напряженности всех вихревых рамок системы лопастей и следа за ними. Лопасти винта разбиваются на некоторое число панелей по радиусу и по хорде. В центре панелей размещаются контрольные точки, в которых выполняется условие непротекания, и вычисляются аэродинамические нагрузки. Суммированием аэродинамической нагрузки по панелям определяются распределенные и суммарные характеристики винта. Форма следа выстраивается в результате расчета. Рассматриваемый численный метод определения аэродинамических характеристик НВ вертолета прошел широкую апробацию, при которой обоснована достоверность получаемых результатов [8–10, 13].

### РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ

Рассматривались различные варианты многовинтовой несущей системы для легкого многовинтового ВКЛА типа «аэротакси» [16]. Начальные данные, использованные в расчете: углы атаки винта и углы установки (общего шага) лопастей выбирались из условия обеспечения горизонтального полета на заданном режиме полета [17]. Геометрическая крутка выбиралась для режима висения [18].

На рис. 5 представлена схематично несущая система, состоящая из четырех двухлопастных НВ, геометрические параметры которых характеризуются следующими величинами: радиус винта  $R = 2,15$  м; хорда лопасти  $b = 0,2$  м; геометрическая крутка лопасти приведена в табл. 1, координаты осей вращения винтов – в табл. 2, кинематические параметры движения несущей системы приведены в табл. 3.

Ввиду симметричности расположения винтов, как в продольной плоскости, так и в поперечной, набегающий поток может быть ориентирован произвольно.

Таблица 1  
Table 1

Геометрическая крутка лопасти  
Geometric twist of the blade

$r/R$	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1
$b$ , м	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2	0,2
$\varphi$ , град	9,06	9,77	9,51	9,48	9,16	8,97	8,22	6,99	3,98

Таблица 2  
Table 2

Координаты винтов  
Rotor coordinates

Номер винта	X, м	Z, м	Y, м
1	0	-2,251	0
2	0	2,251	0
3	4,501	-2,251	0
4	4,501	2,251	0

Таблица 3  
Table 3

Кинематические параметры  
Kinematics characteristics

$V$ , км/ч	100	150	200
$\alpha$ , град	-2,07	-4,85	-8,23
$\omega R$ , м/с	200,86	200	199,42
$\varphi_{0,7}$ , град	7,2	7,8	9,1

Для рассматриваемой несущей системы для скорости  $V = 100$  км/ч на рис. 6 приведено изменение коэффициентов тяги  $c_T$  винтов четырехвинтовой системы по расчетным шагам. Винты 3–4, расположенные позади винтов 1–2, работают в скошенном потоке от винтов 1–2, поэтому осредненные за два последних оборота значения коэффициентов тяги винтов 3–4 приблизительно на 20 % меньше коэффициентов тяги винтов 1–2. В этом главным образом проявляется взаимовлияние винтов четырехвинтовой несущей системы.

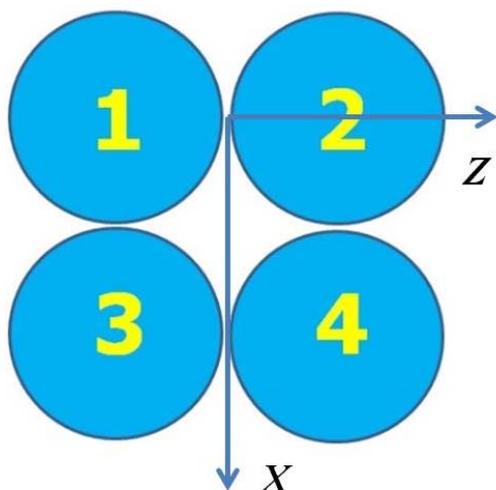


Рис. 5. Четырехвинтовая несущая система.  
Нумерация винтов  
Fig. 5. Four-rotor lift-generating design.  
Enumeration of rotors

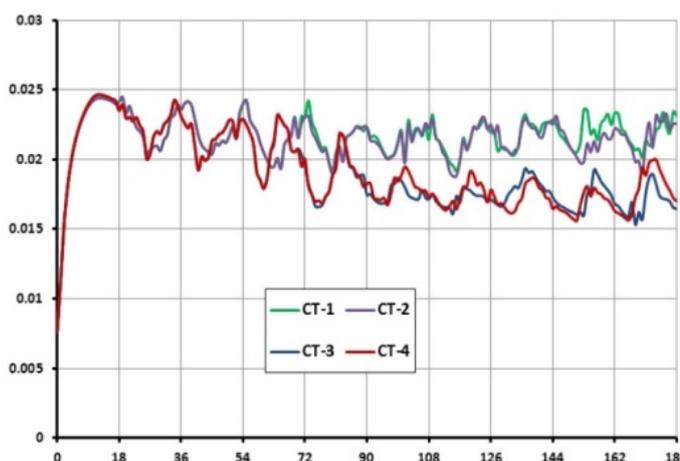


Рис. 6. Изменение коэффициентов тяги  $c_T$  винтов  
четырехвинтовой системы по расчетным шагам ( $V = 100$  км/ч)  
Fig. 6. Variation of rotor  $c_T$  thrust coefficients  
for the four-rotor design under estimates ( $V = 100$  km/h)

Аналогичные расчеты выполнены для скорости  $V = 150$  км/ч. Сохраняется общий характер изменения аэродинамических характеристик винтов несущей системы. На рис. 7 приведено изменение коэффициентов тяги  $c_T$  винтов четырехвинтовой системы по расчетным шагам. Винты 3–4, расположенные позади винтов 1–2, работают также в скошенном потоке от винтов 1–2, но поскольку индуктивная скорость от них меньше, то значения коэффициентов тяги винтов 3–4 приблизительно на 15 % меньше коэффициентов тяги винтов 1–2.

На скорости  $V = 200$  км/ч также сохраняется общий характер изменения аэродинамических характеристик винтов несущей системы. На рис. 8 приведено изменение коэффициентов тяги  $c_T$  винтов четырехвинтовой системы по расчетным шагам. Для этой скорости значения коэффициентов тяги винтов 3–4 приблизительно на 10 % меньше коэффициентов тяги винтов 1–2.

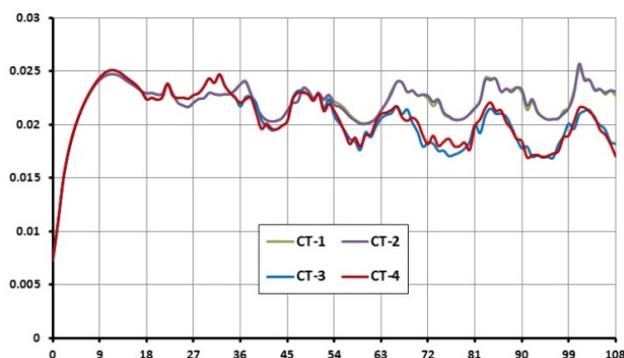


Рис. 7. Изменение коэффициентов тяги  $c_T$  винтов четырехвинтовой системы по расчетным шагам ( $V = 150$  км/ч)

Fig. 7. Variation of rotor  $c_T$  thrust coefficients for the four-rotor design under estimates ( $V = 150$  km/h)

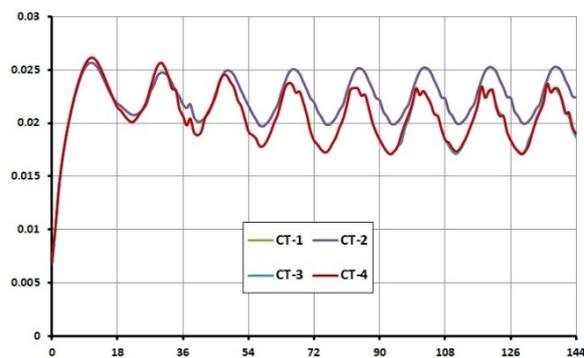


Рис. 8. Изменение коэффициентов тяги  $c_T$  винтов четырехвинтовой системы по расчетным шагам ( $V = 200$  км/ч)

Fig. 8. Variation of rotor  $c_T$  thrust coefficients for the four-rotor design under estimates ( $V = 200$  km/h)

На рис. 9 представлена схематично несущая система, состоящая из четырех двухлопастных НВ, геометрические параметры которых характеризуются следующими величинами: радиус винта  $R = 1,49$  м; хорда лопасти  $b = 0,1$  м; геометрическая крутка лопасти приведена в табл. 4, координаты осей вращения винтов – в табл. 5, кинематические параметры движения несущей системы приведены в табл. 6.

Таблица 4  
Table 4

Геометрическая крутка лопасти  
Geometric twist of the blade

r/R	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1
b, м	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
φ, град	9,08	9,79	9,53	9,50	9,18	8,98	8,23	6,99	3,99

Таблица 5  
Table 5

Координаты винтов  
Rotor coordinates

Номер винта	X	Z	Y
1	0	-1,591	0
2	0	1,591	0
3	3,183	-1,591	0
4	3,183	1,591	0
5	0	-1,591	0,318
6	0	1,5915	0,318
7	3,183	-1,591	0,318
8	3,183	1,591	0,318

Таблица 6  
Table 6

Кинематические параметры  
Kinematics characteristics

$V$ , км/ч	100	150	200
$\alpha$ , град	-1,97	-4,43	-7,84
$\omega R$ , м/с	200,86	200	199,42
$\varphi_{0,7}$ , град	7,6	8,0	9,3

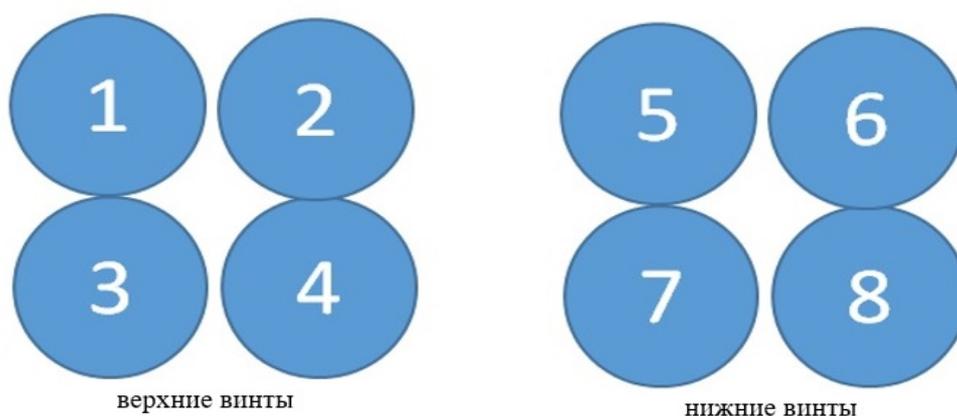


Рис. 9. Восьмивинтовая несущая система. Нумерация винтов  
Fig. 9. Eight-rotor lift-generating design. Enumeration of rotors

Поток набегает на несущую систему соосных винтов слева направо в соответствии со схемой на рис. 10. В дальнейшем анализируется влияние верхних винтов на нижние и впереди расположенных винтов на задние винты.

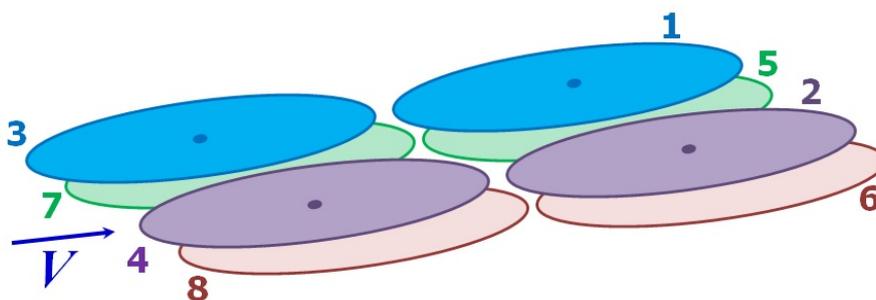


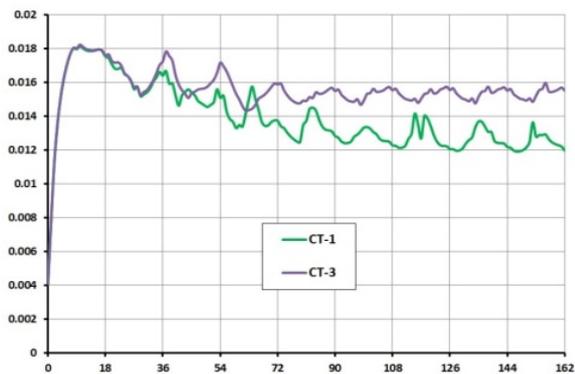
Рис. 10. Схема обтекания несущей системы соосных винтов  
Fig. 10. The flow scheme of coaxial rotors lift-generating design

На рис. 11–13 в качестве примера для скорости  $V = 100$  км/ч показано взаимное влияние винтов в комбинации соосных винтов. Влияние верхнего переднего винта (3) на верхний задний винт (1) (рис. 11) аналогично влиянию передних винтов на задние в четырехвинтовой несущей системе (рис. 6–8).

Влияние верхнего заднего винта (1) на нижний задний винт (5) показано на рис. 12, а на рис. 13 – влияние верхнего переднего винта (3) на нижний задний винт (5).

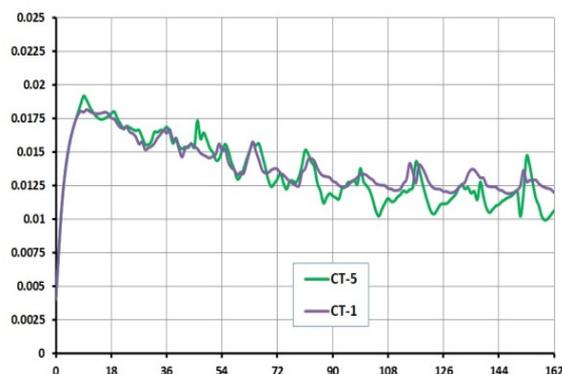
Анализ расчетов показал, что при одинаковых геометрических и кинематических параметрах тяга винтов может существенно отличаться, что вызовет без управляющих воздействий значительные дестабилизирующие моменты.

На рис. 14–15 показано взаимное влияние винтов на скорости  $V = 150$  км/ч в комбинации соосных винтов. Влияние верхнего переднего винта (3) на верхний задний винт (1) и влияние верхнего переднего винта (3) на нижний задний винт (5).



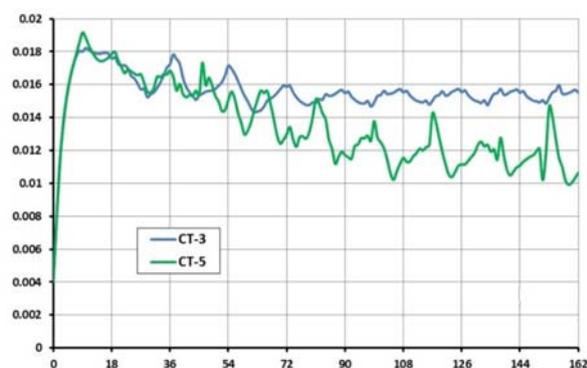
**Рис. 11.** Изменение коэффициентов тяги  $c_T$  винтов. Влияние верхнего переднего винта (3) на верхний задний винт (1) ( $V = 100$  км/ч)

**Fig. 11.** Variation of rotor  $c_T$  thrust coefficients. Effect of the upper front rotor (3) on the upper rear rotor (1) – ( $V = 100$  km/h)



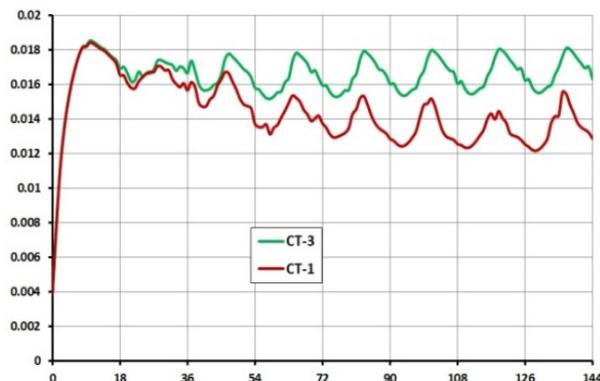
**Рис. 12.** Изменение коэффициентов тяги  $c_T$  винтов. Влияние верхнего заднего винта (1) на нижний задний винт (5) ( $V = 100$  км/ч)

**Fig. 12.** Variation of rotor  $c_T$  thrust coefficients. Effect of the upper rear rotor (1) on the lower rear rotor (5) – ( $V = 100$  km/h)



**Рис. 13.** Изменение коэффициентов тяги  $c_T$  винтов. Влияние верхнего переднего винта (3) на нижний задний винт (5) ( $V = 100$  км/ч)

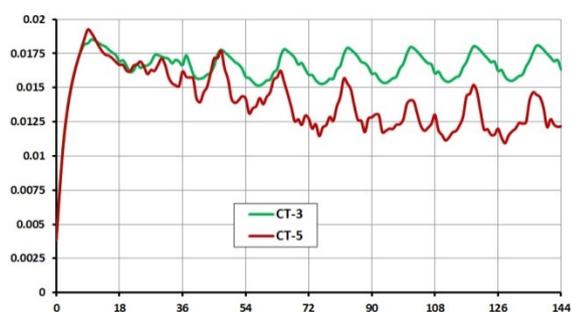
**Fig. 13.** Variation of rotor  $c_T$  thrust coefficients. Effect of the upper front rotor (3) on the lower rear rotor (5) – ( $V = 100$  km/h)



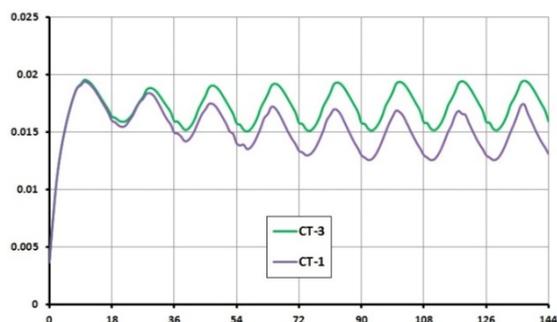
**Рис. 14.** Изменение коэффициентов тяги  $c_T$  винтов. Влияние верхнего переднего винта (3) на верхний задний винт (1) ( $V = 150$  км/ч)

**Fig. 14.** Variation of rotor  $c_T$  thrust coefficients. Effect of the upper front rotor (3) on the upper rear rotor (1) – ( $V = 150$  km/h)

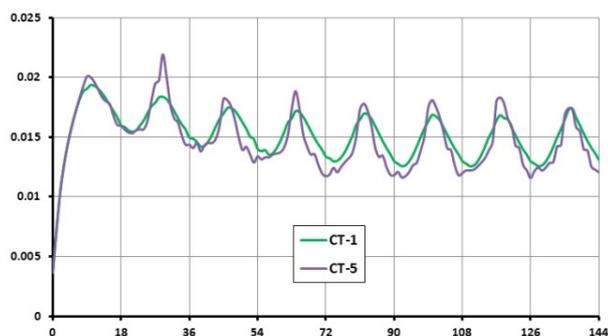
На скорости  $V = 200$  км/ч общий характер взаимного влияния винтов на этой скорости сохраняется, но разность коэффициентов тяги верхнего переднего винта (3) и верхнего заднего винта (1), а также других винтов меньше по сравнению со случаями меньших скоростей потока (рис. 16–18).



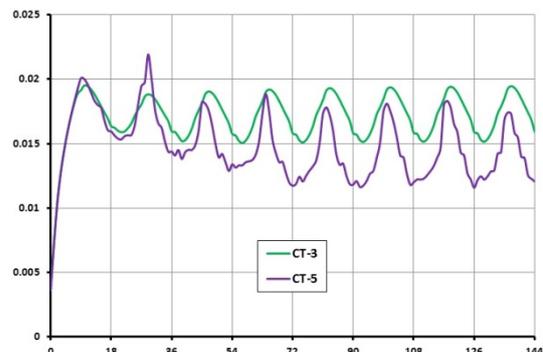
**Рис. 15.** Изменение коэффициентов тяги  $c_T$  винтов. Влияние верхнего переднего винта (3) на нижний задний винт (5) ( $V = 150$  км/ч)  
**Fig. 15.** Variation of rotor  $c_T$  thrust coefficients. Effect of the upper front rotor (3) on the lower rear rotor (5) – ( $V = 150$  km/h)



**Рис. 16.** Изменение коэффициентов тяги  $c_T$  винтов. Влияние верхнего переднего винта (3) на верхний задний винт (1) ( $V = 200$  км/ч)  
**Fig. 16.** Variation of rotor  $c_T$  thrust coefficients. Effect of the upper front rotor (3) on the upper rear rotor (1) – ( $V = 200$  km/h)



**Рис. 17.** Изменение коэффициентов тяги  $c_T$  винтов. Влияние верхнего заднего винта (1) на нижний задний винт (5) ( $V = 200$  км/ч)  
**Fig. 17.** Variation of rotor  $c_T$  thrust coefficients. Effect of the upper rear rotor (1) on the lower rear rotor (5) – ( $V = 200$  km/h)



**Рис. 18.** Изменение коэффициентов тяги  $c_T$  винтов. Влияние верхнего переднего винта (3) на нижний задний винт (5) ( $V = 200$  км/ч)  
**Fig. 18.** Variation of rotor  $c_T$  thrust coefficients. Effect of the upper front rotor (3) on the lower rear rotor (5) – ( $V = 200$  km/h)

На рис. 19 представлена схематично несущая система, состоящая из 14-ти двухлопастных НВ, геометрические параметры которых характеризуются следующими величинами: радиус винта  $R = 1,12$  м; хорда лопасти  $b = 0,1$  м; геометрическая крутка лопасти приведена в табл. 7, координаты осей вращения винтов – в табл. 8, кинематические параметры движения несущей системы приведены в табл. 9.

**Таблица 7**  
**Table 7**

Геометрическая крутка лопасти  
Geometric twist of the blade

r/R	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1
b, м	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
φ, град	8,95	9,65	9,40	9,38	9,07	8,88	8,13	6,91	3,93

Таблица 8  
Table 8

Координаты винтов  
Rotor coordinates

Номер винта	X, м	Z, м	Y, м
1	0	-1,22	0
2	0	1,22	0
3	1,22	-3,333	0
4	1,22	3,333	0
5	2,44	-1,22	0
6	2,44	1,22	0
7	3,66	-3,333	0
8	3,66	3,333	0
9	4,88	-1,22	0
10	4,88	1,22	0
11	6,1	-3,333	0
12	6,1	3,333	0
13	7,32	-1,22	0
14	7,32	1,22	0

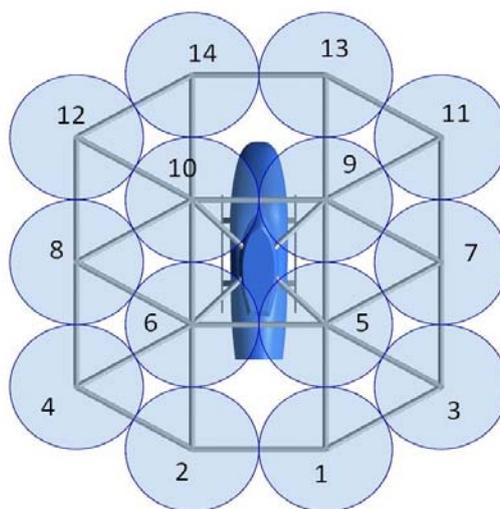


Рис. 19. Четырнадцативинтовая несущая система. Нумерация винтов  
Fig. 19. Fourteen-rotor lift-generating design. Enumeration of rotors

Таблица 9  
Table 9

Кинематические параметры  
Kinematics characteristics

$V$ , км/ч	100	150	200
$\alpha$ , град	-2,96	-6,63	-11,67
$\omega R$ , м/с	200,86	200	199,42
$\Phi_{0,7}$ , град	7,8	8,7	10,8

Особенностью рассматриваемой несущей системы, состоящей из 14 винтов, является продольное расположение четырех винтов и трех винтов сбоку. Винты всей комбинации влияют на обтекание друг друга.

По сравнению с рассмотренными ранее несущими системами БПЛА на 14-винтовой несущей системе формируется сложная картина течения в окрестности несущей системы, которая порождает нерегулярность в зависимостях коэффициентов тяги от времени (по расчетным шагам). На рис. 20 и 21 для скорости 100 км/ч представлены графики изменения коэффициентов тяги  $c_T$  ряда винтов 14-винтовой системы по расчетным шагам.

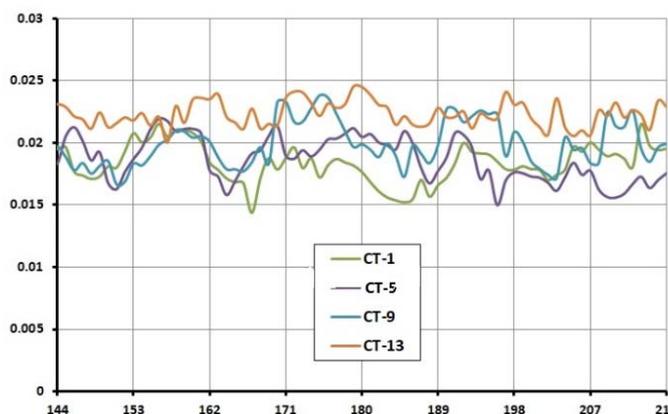


Рис. 20. Изменения коэффициентов тяги винтов 13–9–5–1 по расчетным шагам ( $V = 100$  км/ч)

Fig. 20. Variations of rotor thrust coefficients 13-9-5-1 under estimates ( $V = 100$  km/h)

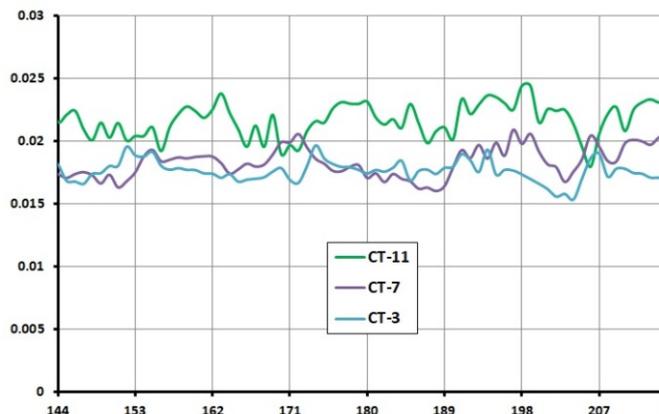
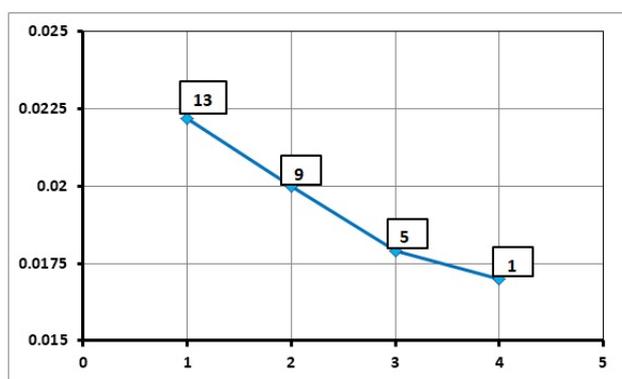


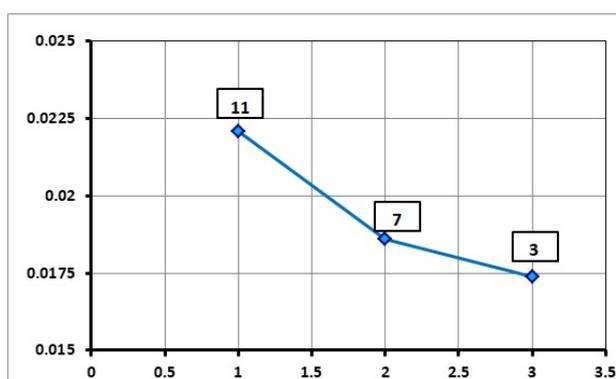
Рис. 21. Изменения коэффициентов тяги винтов 11–7–3 по расчетным шагам ( $V = 100$  км/ч)

Fig. 21. Variations of rotor thrust coefficients 11-7-3 under estimates ( $V = 100$  km/h)

Осредненные за один оборот значения коэффициентов тяги  $c_T$  указанных винтов приведены на рис. 22. Видно, что винты, расположенные в поле индуктивных скоростей от передних винтов имеют меньшие значения  $c_T$  при одинаковых геометрических и кинематических параметрах.



а)



б)

Рис. 22. Осредненные значения коэффициентов тяги  $c_T$  винтов:  
а) 13–9–5–1; б) 11–7–3 ( $V = 100$  км/ч)

Fig. 22. The average values of rotor  $c_T$  thrust coefficients  
а) 13-9-5-1; б) 11-7-3 ( $V = 100$  km/h)

Для скорости потока  $V = 150$  км/ч основные характеристики потока и коэффициенты тяги винтов несущей системы приведены на рис. 23–25.

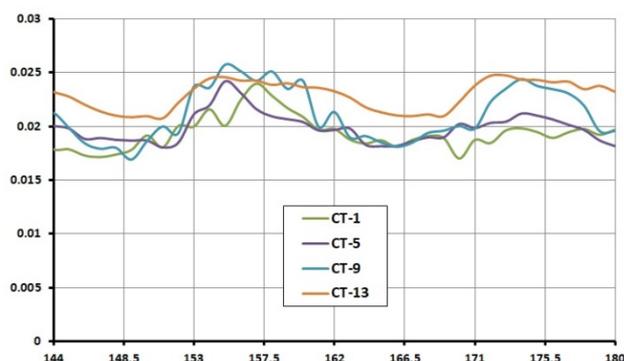


Рис. 23. Изменения коэффициентов тяги винтов 13–9–5–1 по расчетным шагам ( $V = 150$  км/ч)  
Fig. 23. Variations of rotor thrust coefficients 13-9-5-1 under estimates ( $V = 150$  km/h)

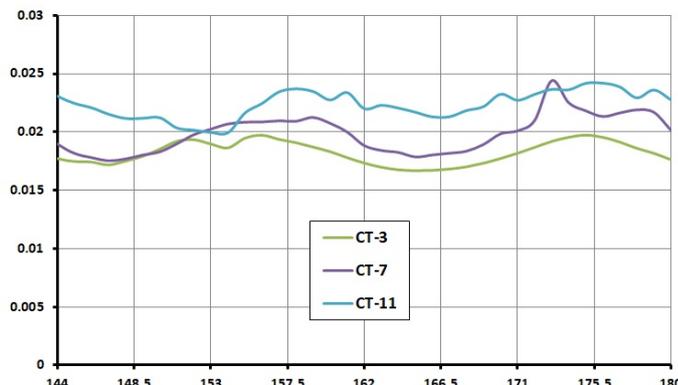
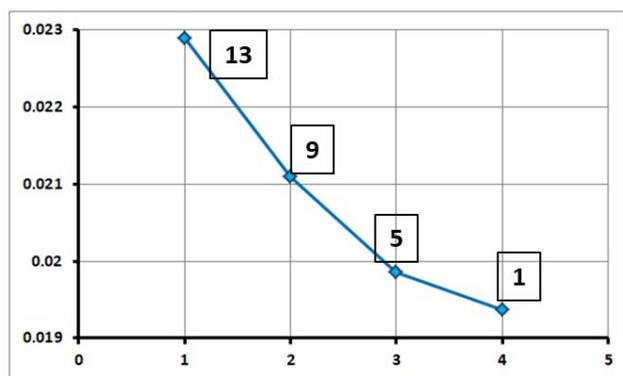
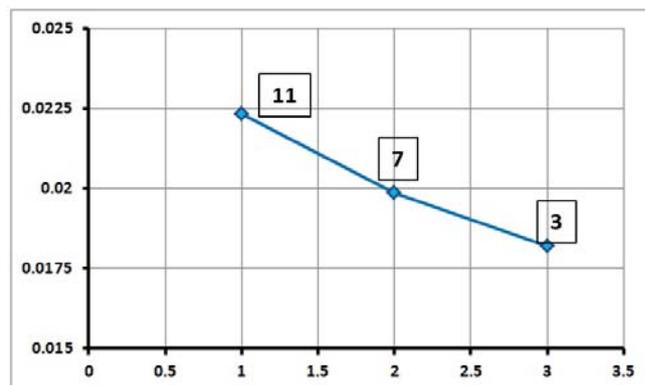


Рис. 24. Изменения коэффициентов тяги винтов 11–7–3 по расчетным шагам ( $V = 150$  км/ч)  
Fig. 24. Variations of rotor thrust coefficients 11-7-3 under estimates ( $V = 150$  km/h)



а)



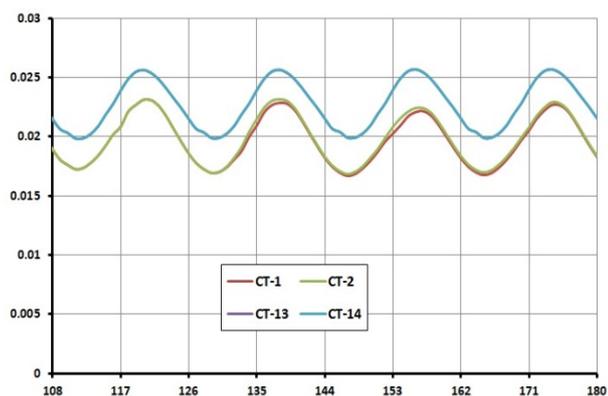
б)

Рис. 25. Средненные значения коэффициентов тяги  $c_T$  винтов:  
а) 13–9–5–1; б) 11–7–3 ( $V = 150$  км/ч)

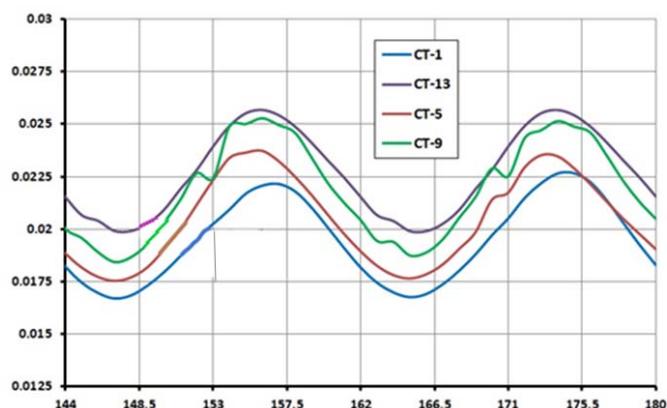
Fig. 25. The average values of rotor  $c_T$  thrust coefficients  
а) 13-9-5-1; б) 11-7-3 ( $V = 150$  km/h)

Ниже приведены расчеты изменения коэффициентов тяги винтов на скорости  $V = 200$  км/ч. Как видно из рис. 26 и 27, зависимости коэффициентов тяги винтов от времени (расчетных шагов) имеют более регулярный характер. Коэффициенты тяги передних винтов  $c_{T13}$  и  $c_{T14}$  практически совпадают, так как они обтекаются практически невозмущенным потоком, а коэффициенты тяги задних винтов  $c_{T1}$  и  $c_{T2}$  незначительно отличаются (рис. 26).

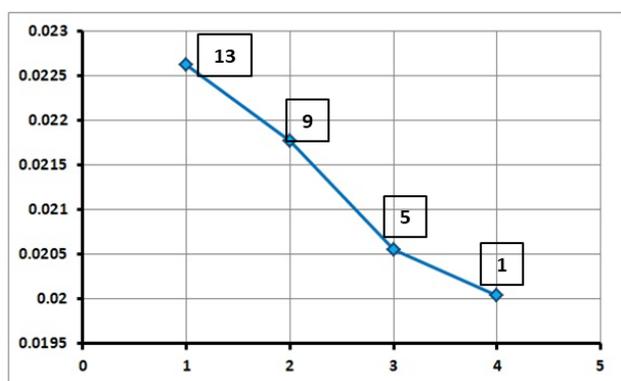
В свою очередь, значения коэффициентов тяги винтов, расположенных вдоль линии 13–9–5–1 (рис. 27, 28) и 11–7–3 (рис. 28), уменьшаются из-за воздействия индуктивного потока от впереди расположенных винтов. Если не парировать это уменьшение тяги позади расположенных винтов, то возникнут значительные дестабилизирующие моменты.



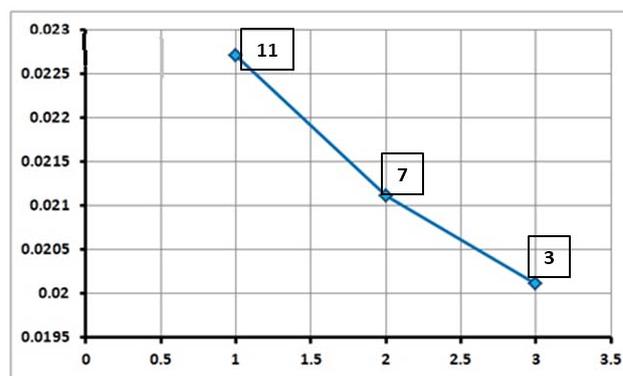
**Рис. 26.** Изменения коэффициентов тяги винтов 13–14 и 1–2 по расчетным шагам ( $V = 200$  км/ч)  
**Fig. 26.** Variations of rotor thrust coefficients 13-14 and 1-2 under estimates ( $V = 200$  km/h)



**Рис. 27.** Изменения коэффициентов тяги винтов 13–9–5–1 по расчетным шагам ( $V = 200$  км/ч)  
**Fig. 27.** Variations of rotor thrust coefficients 13-9-5-1 under estimates ( $V = 200$  km/h)



а)



б)

**Рис. 28.** Осредненные значения коэффициентов тяги  $c_T$  винтов:  
а) 13–9–5–1; б) 11–7–3 ( $V = 200$  км/ч)  
**Fig. 28.** The average values of rotor  $c_T$  thrust coefficients  
а) 13-9-5-1; б) 11-7-3 ( $V = 200$  km/h)

Расчетным путем количественно, для скоростей  $V = 100, 150, 200$  км/ч и для разных комбинаций винтов получено, что в поступательном полете уменьшение тяги винтов, расположенных ниже по потоку, требует компенсации, которая может быть достигнута либо за счет увеличения частоты вращения винтов, либо за счет увеличения угла установки (общего шага) лопастей. По мере увеличения размеров и взлетной массы мультикоптеров и, соответственно, характеристик винтов управление изменением частоты вращения винтов может вызвать трудности из-за уменьшения чувствительности и запаздывания в управлении. Пульсации тяги и, соответственно, вибрации возрастают с увеличением скорости полета.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Главной особенностью обтекания многвинтовых несущих систем мультикоптеров является значительное взаимное влияние винтов.
2. В поступательном полете уменьшение тяги позади расположенных винтов требует компенсации, которая может быть достигнута либо за счет увеличения частоты вращения винтов, либо за счет увеличения угла установки (шага) лопастей.

3. По мере увеличения взлетной массы мультикоптера и, соответственно, размеров и массы винтов управление изменением частоты вращения винтов может вызвать трудности из-за уменьшения чувствительности и запаздывания в управлении.

4. Пульсации тяги и, соответственно, вибрации возрастают с увеличением скорости полета.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Корнилов Т.В.** БПЛА – вам взлет! // Защита и карантин растений. 2017. № 5. С. 37–39.

2. **Хальясмаа А.И., Близнюк Д.И., Романов А.М.** Диагностический комплекс для оценки состояния воздушных линий электропередачи // Вестник ЮУрГУ. Серия Энергетика. 2015. Т. 15, № 4. С. 46–53. DOI: 10.14529/power150407

3. **Тихонов А.А., Акматов Д.Ж.** Актуальность применения мультикоптеров на производстве // Горный информационно-аналитический бюллетень. 2019. № 1. С. 55–62. DOI: 10.25018/0236-1493-2019-01-0-55-62

4. **Янц А.И., Вяльцев А.В., Павлов М.М.** Применение мультикоптеров как пожарно-спасательной техники // Инновационная наука. 2017. № 1–2. С. 108–110.

5. **Radiansyah S., Kusriani M.D., Prasetyo L.B.** Quadcopter applications for wildlife monitoring [Электронный ресурс] // IOP Conference Series: Earth and Environmental Science, 2017. Vol. 54. ID: 012066. DOI: 10.1088/1755-1315/54/1/01206 (дата обращения: 17.06.2021).

6. **Desmond K.** Electric airplanes and drones: a history. McFarland & Company, Inc., 2018. 314 p.

7. **Quan Q.** Introduction to multicopter design and control. Springer Nature Singapore Pte Ltd, 2017. 392 p.

8. **Белоцерковский С.М., Локтев Б.Е., Ништ М.И.** Исследование на ЭВМ аэродинамических и упругих характеристик винтов вертолета. М.: Машиностроение, 1992. 220 с.

9. **Крицкий Б.С.** Математическая модель аэродинамики винтокрылого летательного аппарата // Труды ЦАГИ. 2002. Вып. 2655. С. 50–56.

10. **Игнаткин Ю.М.** Расчетные исследования режимов крутого снижения несущего винта на базе нелинейной лопастной вихревой модели / Ю.М. Игнаткин, П.В. Макеев, В.И. Шайдаков, А.И. Шомов // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2019. № 2. С. 68–77.

11. **Игнаткин Ю.М.** Численное моделирование обтекания несущего винта на режиме косоугольной обдувки на базе нелинейной вихревой модели и методом RANS с моделью турбулентности SPALART-ALLMARAS / Ю.М. Игнаткин, С.Г. Константинов, П.В. Макеев, А.И. Шомов // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2018. № 5. С. 48–60.

12. **Гарипова Л.И.** Определение аэродинамических характеристик модели несущего винта на режиме осевого обтекания / Л.И. Гарипова, А.С. Батраков, А.Н. Кусюмов, С.А. Михайлов, Дж. Баракос // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2014. № 3. С. 7–13.

13. **Вершков В.А.** Сравнение результатов численного моделирования обтекания несущего винта в различных пакетах программ / В.А. Вершков, Б.С. Крицкий, М.С. Махнев, Р.М. Миргазов, Т.В. Требунских [Электронный ресурс] // Труды МАИ. 2016. № 89. 17 с. URL: [http://trudymai.ru/upload/iblock/085/vershkov\\_kritskiy\\_makhnev\\_mirgazov\\_trebunskikh\\_rus.pdf?lang=ru&issue=89](http://trudymai.ru/upload/iblock/085/vershkov_kritskiy_makhnev_mirgazov_trebunskikh_rus.pdf?lang=ru&issue=89) (дата обращения: 17.06.2021).

14. **Игнаткин Ю.М.** Нелинейная лопастная вихревая теория винта и ее приложения для расчета аэродинамических характеристик несущих и рулевых винтов вертолета / Ю.М. Игнат-

кин, П.В. Макеев, Б.С. Гревцов, А.И. Шомов // Вестник Московского авиационного института. 2009. Т. 16, № 5. С. 24–31.

**15. Миргазов Р.М., Крицкий Б.С.** Программа расчета многовинтовых систем винтокрылых летательных аппаратов различной конфигурации (MultiRotor VTOL). Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2020660091 от 27.08.2020.

**16. Косушкин К.Г., Маврицкий В.И.** Разработка концепции многовинтовой платформы с распределенной силовой установкой // Материалы XXVIII научно-технической конференции по аэродинамике им. П. Володарского, 20–21 апреля 2017 г. Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского. 2017. С. 149–150.

**17. Юрьев Б.Н.** Избранные труды. Т. 1. Воздушные винты. Вертолеты. М.: Издательство Академии наук СССР, 1961. 552 с.

**18. Вильдгрубе Л.С.** Вертолеты. Расчет интегральных аэродинамических характеристик и летно-технических данных. М.: Машиностроение, 1977. 152 с.

### СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

**Косушкин Константин Геннадьевич**, начальник сектора научно-исследовательского отделения ЦАГИ, kostinen@mail.ru.

**Крицкий Борис Сергеевич**, доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник ЦАГИ, профессор кафедры физики полета МФТИ, boris.kritsky@tsagi.ru.

**Миргазов Руслан Минхатович**, кандидат технических наук, заместитель начальника научно-исследовательского отделения ЦАГИ, ruslan.mirgazov@tsagi.ru.

## COMPUTATIONAL STUDIES OF THE ROTORS AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF MULTIROTOR DRONES

**Konstantin G. Kosushkin<sup>1</sup>, Boris S. Kritsky<sup>1</sup>, Ruslan M. Mirgazov<sup>1</sup>**  
<sup>1</sup>Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI), Zhukovsky, Russia

### ABSTRACT

The article presents the results of computational studies of aerodynamic characteristics for unmanned lift-generating multi-rotor drones of various configurations. The distinctive features of rotors flow were characterized. The rotor interaction was evaluated. The computations were based on the nonlinear rotor blade vortex theory in a non-stationary arrangement. The combinations of four, eight (four coaxial) and fourteen two-bladed rotors at velocity  $V = 100, 150, 200$  km/h were considered. Semi-empirical methods were employed to select the rotor angles of attack, rotation speed, blade installation angles and geometric parameters at the given take-off weight for each combination of rotors and flight airspeed. The computations showed that for a four-rotor lift-generating design (quad-rotor), two rotors installed downstream, depending on the velocity due to the mutual effect, have values of the thrust coefficients  $\approx 10\text{--}20\%$  less than those of the rotors located upstream. For a coaxial quad-copter, the effect of the upper front rotor on the upper rear rotor is similar to the effect of the front rotors on the rear ones in a four-rotor lift-generating design. The effect of the upper front rotor on the lower rear rotor does not vary in terms of the average thrust value, and variations are only local in nature. The interaction of other rotors is identical to that of the four-rotor version. A fourteen-rotor lift-generating multi-rotor drone has a complex flow pattern, which generates deviance in the thrust coefficients variation with respect to time. Depending on the mode and rotors location, the average rotor thrust coefficient can vary approximately twice. The computations showed that with the similar geometric parameters and kinematics characteristics, rotors thrust is substantially subject to variation, which causes destabilizing moments to a significant degree without additional control input. Thrust pulsations and, respectively, vibrations grow in intensity as the flight airspeed increases. Probably, the right choice of the rotor configuration and the automatic control system can counterbalance thrust surge by so-called "phasing", i.e. selecting an initial azimuth angle for each rotor.

**Key words:** multi-rotor copter, main rotor, multi-rotor designs, mutual influence of rotors, unmanned aerial vehicles (UAV), aerodynamic characteristics, vortex methods.

## REFERENCES

1. **Kornilov, T.V.** (2017). *UAV – you take-off!* Zashchita i karantin rasteniy, no. 5, p. 37–39. (in Russian)
2. **Khalyasmaa, A.I., Bliznyuk, D.I. and Romanov, A.M.** (2015). *Diagnostic system for overhead lines state assessment*. Bulletin of South Ural State University. Series: Power Engineering, vol. 15, no. 4, p. 46–53. DOI: 10.14529/power150407 (in Russian)
3. **Tikhonov, A.A. and Akmatov, D.Zh.** (2019). *Time to use multicopters in industry*. Mining informational and analytical bulletin, no. 1, p. 55–62. DOI: 10.25018/0236-1493-2019-01-0-55-62 (in Russian)
4. **Yants, A.I., Vyaltsev, A.V. and Pavlov, M.M.** (2017). *Primeneniye multikopterov kak pozharно-spasatelnoy tekhniki* [The use of multicopters as firefighting and rescue equipment]. Innovation science, no. 1-2, p. 108–110. (in Russian)
5. **Radiansyah, S., Kusrini, M.D. and Prasetyo, L.B.** (2017). *Quadcopter applications for wildlife monitoring*. IOP Conference Series: Earth and Environmental Science, vol. 54, ID: 012066. DOI: 10.1088/1755-1315/54/1/01206 (accessed: 17.06.2021).
6. **Desmond, K.** (2018). *Electric airplanes and drones: a history*. McFarland & Company, Inc., 314 p.
7. **Quan, Q.** (2017). *Introduction to multicopter design and control*. Springer Nature Singapore Pte Ltd., 392 p.
8. **Belotserkovsky, S.M., Loktev, B.E. and Nisht, M.I.** (1992). *Issledovaniye na EVM aerodinamicheskikh i uprugikh kharakteristik vintov vertoletа* [A computer study of the helicopter rotors aerodynamic and elastic characteristics]. Moscow: Mashinostroyeniye, 220 p. (in Russian)
9. **Kritsky, B.S.** (2002). *Matematicheskaya model aerodinamiki vintokrylogo letatel'nogo aparata* [The mathematical model of rotor aircraft aerodynamics]. Trudy TsAGI, issue 2655, p. 50–56. (in Russian)
10. **Ignatkin, Y.M., Makeev, P.V., Shaidakov, V.I. and Shomov, A.I.** (2019). *Computational research of the main rotor hover and vertical descent states based on the nonlinear blade vortex model*. Russian Aeronautics, vol. 62, no. 2, p. 244–253.
11. **Ignatkin, Y.M., Konstantinov, S.G., Makeev, P.V. and Shomov, A.I.** (2018). *Computational modeling of main rotor's work at horizontal flight regime on the base of non-linear blade vortical model and rans method with spallart-allmaras turbulence model*. All-Russian Scientific-Technical Journal "Polyot" ("Flight"), no. 5, p. 48–60. (in Russian)
12. **Garipova, L.I., Batrakov, A.S., Kussyumov, A.N., Mikhailov, S.A. and Barakos, G.N.** (2014). *Estimates of hover aerodynamics performance of rotor model*. Russian Aeronautics, vol. 57, no. 3, p. 223–231.
13. **Vershkov, V.A., Kritsky, B.S., Makhnev, M.S., Mirgazov, R.M. and Trebunskikh, T.V.** (2016). *Comparison of the results of numerical simulation of flow around the helicopter rotor in a variety of software*. Trudy MAI, no. 89, 17 p. Available at: [http://trudymai.ru/upload/iblock/085/vershkov\\_kritskiy\\_makhnev\\_mirgazov\\_trebunskikh\\_rus.pdf?lang=en&issue=89](http://trudymai.ru/upload/iblock/085/vershkov_kritskiy_makhnev_mirgazov_trebunskikh_rus.pdf?lang=en&issue=89) (accessed: 17.06.2021). (in Russian)
14. **Ignatkin, Yu.M., Makeev, P.V., Grevtsov, B.S. and Shomov, A.I.** (2009). *A nonlinear blade vortex propeller theory and its applications to estimate aerodynamic characteristics for helicopter main rotor and anti-torque rotor*. Aerospace MAI Journal, vol. 16, no. 5, p. 24–31. (in Russian)
15. **Mirgazov, R.M. and Kritsky, B.S.** (2020). *Programma rascheta mnogovintovykh sistem vintokrylykh letatel'nykh apparatov razlichnoy konfiguratsii (MultiRotor VTOL): Svidetelstvo o gosudarstvennoy registratsii programmy dlya EVM № 2020660091* [Program for calculating multi-rotor systems of rotary-wing aircraft of various configurations (MultiRotor VTOL): Certificate of state registration of a computer program]. No. 2020660091, 27 August, 2020. (in Russian)

**16. Kosushkin, K.G. and Mavritsky, V.I.** (2017). *Razrabotka kontseptsii mnogovintovoy platformy s raspredelennoy silovoy ustanovkoy* [Development of the multi-rotor concept platform with a distributed propulsion system]. *Materialy XXVIII Nauchno-tehnicheskoi konferentsii po aerodinamike* [Proceedings of the XXVIII Scientific and Technical Conference on Aerodynamics]. Tsentralnyy aerogidrodinamicheskiiy institut im. prof. N.Ye. Zhukovskogo, p. 149–150. (in Russian)

**17. Yuryev, B.N.** (1961). *Izbrannyye Trudy. T. 1. Vozdushnyye vinty. Vertolety* [Selected Works. Vol. 1. The propellers. The helicopters]. Moscow: Izdatelstvo Akademii Nauk SSSR, 552 p. (in Russian)

**18. Wildgrube, L.S.** (1977). *Vertolety. Raschet integralnykh aerodinamicheskikh kharakteristik i letno-tehnicheskikh dannykh* [Helicopters. Calculation of integral aerodynamic characteristics and flight data]. Moscow: Mashinostroyeniye, 152 p. (in Russian)

### INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

**Konstantin G. Kosushkin**, Head of TsAGI Scientific-Research Sector, Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, kostinen@mail.ru.

**Boris S. Kritsky**, Doctor of Technical Sciences, Professor, Chief Researcher, Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Professor of Flight Physics Chair, Moscow Institute of Physics and Technology, boris.kritsky@tsagi.ru.

**Ruslan M. Mirgazov**, Candidate of Technical Sciences, Deputy Head of Scientific-Research Department, Central Aerohydrodynamic Institute, ruslan.mirgazov@tsagi.ru.

Поступила в редакцию 01.06.2021  
Принята в печать 21.09.2021

Received 01.06.2021  
Accepted for publication 21.09.2021