

## МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ И ОПТИМИЗАЦИЯ ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЁТА ВЕРТОЛЁТА С УЧЁТОМ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ УСЛОВИЙ И АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ДЕМПФИРОВАНИЯ

© 2017

- Ю. П. Онушкин** кандидат технических наук, доцент, профессор кафедры аэродинамики и динамики полёта;  
филиал Военно-воздушной академии, г. Сызрань;  
[onushkin163@gmail.com](mailto:onushkin163@gmail.com)
- Д. А. Сизов** кандидат технических наук, доцент кафедры технической механики;  
филиал Самарского государственного технического университета, г. Сызрань;  
[sizov.syzran@gmail.com](mailto:sizov.syzran@gmail.com)
- В. А. Полуяхтов** кандидат технических наук, доцент кафедры аэродинамики и динамики полёта;  
филиал Военно-воздушной академии, г. Сызрань;  
[halfboat@mail.ru](mailto:halfboat@mail.ru)
- А. В. Островой** кандидат технических наук, исполнительный директор;  
Центр научно-технических услуг «Динамика», г. Жуковский;  
[dinamika@dinamika-avia.ru](mailto:dinamika@dinamika-avia.ru)

Разработана математическая модель вертикального взлёта вертолётa, учитывающая эксплуатационные условия и индивидуальные возможности конкретного вертолётa. Создана методика оптимизации вертикального взлёта, основанная на генетическом алгоритме. Оценено влияние массы, высоты площадки и температуры наружного воздуха на параметры оптимального закона управления при вертикальном взлёте вертолётa Ми-8МТ.

*Вертолёт; вертикальный взлёт, эксплуатационные условия; оптимизация; управление; генетический алгоритм.*

---

*Цитирование:* Онушкин Ю.П., Сизов Д.А., Полуяхтов В.А., Островой А.В. Математическая модель и оптимизация вертикального взлёта вертолётa с учётом эксплуатационных условий и аэродинамического демпфирования // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 3. С. 94-103. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-94-103

### Введение

Оптимизация взлёта и посадки вертолётov является популярным и востребованным направлением в научном мире. Шмитц [1] выполнял оптимизацию взлёта тяжёлонагруженного вертолётa в двухмерной постановке. Динамика движения моделировалась методом баланса мощностей, и при заданном горизонтальном смещении с помощью модифицированного метода проекции градиента (modified gradient projection algorithm) максимизировалась высота подъёма. Сербе и Райхерт [2] оптимизировали взлёт «по-самолётному» и посадку вертолётa, используя метод баланса мощностей и предварительно рассчитанные сетки потребных мощностей. Окуно и Кавачи [3] с помощью нелинейной теории оптимального управления (nonlinear optimal control theory) проводили оптимизацию взлёта и последующей посадки в случае отказа одного из двигателей вертолётa в двухмерной постановке, добиваясь минимальной вертикальной скорости посадки. В [4] решалась аналогичная задача с помощью метода последовательного восстановления градиента (sequential gradient-restoration algorithm). Целевая функция в работе зависит от расстояния между точками взлёта и посадки. В [5] разработали нечёткий контроллер для управления различными манёврами одновинтового вертолётa. Оптимальные значения параметров контроллера рассчитывались в этой работе с помо-

щью генетического алгоритма [6]. В [7] создали методику оптимизации взлёта и посадки, основанную на дискретизации задачи методом конечных элементов. В этой работе минимизируется целевая функция, которая зависит от просадки вертолёт в процессе разгона и общего шага (ОШ) несущего винта (НВ). Аузяк, Будин и Дрёмов [8] проводили оптимизацию вертикального взлёта и посадки прямым методом приближённой оптимизации, разработанным в Академии им. Жуковского. В этой работе минимизируемая целевая функция зависит не только от координаты и скорости вертолёт, но и от времени, затраченного на выполнение манёвра.

Таким образом, исследование методик оптимизации строго вертикальных режимов полёта вертолёт в литературе представлено недостаточно, несмотря на то, что практически любое полётное задание предполагает наличие двух вертикальных режимов полёта – взлёта и посадки. Важным является ещё и тот факт, что при выполнении этих манёвров в опасной близости от земли должны учитываться индивидуальные возможности вертолёт и эксплуатационные условия. Кроме того, в случае применения военных вертолёт из засад вертикальные взлёт и посадка должны быть выполнены за минимальное время.

### Постановка задачи

Из вышеизложенного следует, что необходимо создать математическую модель вертикального взлёта вертолёт в произвольных эксплуатационных условиях (т.е. могут варьироваться масса вертолёт, высота площадки, температура наружного воздуха).

На математическую модель должны быть наложены следующие ограничения:

- конечная высота вертолёт не может быть больше его статического потолка при заданных эксплуатационных условиях;

- с целью ускорения выполнения взлёта темп изменения ОШ должен быть максимальным, но при этом обеспечивающим постоянство частоты вращения НВ.

Далее необходимо выполнить верификацию математической модели путём сравнения расчётных результатов с данными, полученными в лётном эксперименте.

В заключение следует выполнить оптимизацию вертикального взлёта и выяснить влияние эксплуатационных условий на оптимальные законы управления. Оптимальным будем считать такой закон управления, в результате применения которого в заданных эксплуатационных условиях вертолёт вышел на заданную высоту с нулевыми скоростью и ускорением за минимальное время (с учётом погрешностей измерения указанных величин).

### Математическая модель вертикального взлёта

При создании математической модели сделаны следующие допущения:

- движения вертолёт вокруг центра масс парируются лётчиком, следовательно, задача сводится к изучению движения центра масс;

- масса вертолёт не изменяется в процессе взлёта;

- в начальный момент времени значение ОШ НВ меньше взлётного и вертолёт покоится на поверхности земли;

- взлёт выполняется в штилевых условиях;

- частота вращения НВ постоянна.

Задача решается в одномерной постановке, т.е. исследуется движение вертолёт вдоль неподвижной связанной с землёй вертикальной оси  $y$  (начало координат располагается в точке, соответствующей нулевой барометрической высоте).

Дифференциальное уравнение движения вертолёт имеет вид

$$\ddot{y} = \begin{cases} 0, t < \tau, \\ \frac{T-Q}{m} - g, t \geq \tau, \end{cases} \quad (1)$$

где  $T$  – сила тяги НВ;  $Q = Q(\dot{y})$  – сила лобового сопротивления планера;  $m$  – масса вертолѐта;  $g$  – ускорение свободного падения;  $\tau$  – время отрыва вертолѐта от площадки, характеризуемое равенством  $T = mg$ .

Для определения значения силы тяги НВ использовалась известная квазистационарная постановка, при которой

$$T = KC_t F \rho \frac{(\omega R)^2}{2}. \quad (2)$$

Здесь  $F$  – ометаемая площадь НВ;  $\rho = \rho(y)$  – плотность воздуха;  $\omega$  – угловая скорость НВ;  $R$  – радиус НВ. Коэффициент тяги НВ  $C_t$  в формуле (2) является функцией ОШ НВ. Зависимость  $C_t(\varphi)$  близка к линейной (рис. 1) и обычно находится из натурного эксперимента.

Коэффициент  $K$ , входящий в (2), учитывает влияние «воздушной подушки», дающей дополнительный прирост тяги в непосредственной близости от поверхности земли. Значение коэффициента  $K$  зависит от расстояния от земли до колѐс и диаметра НВ вертолѐта [9–11] (рис. 2).

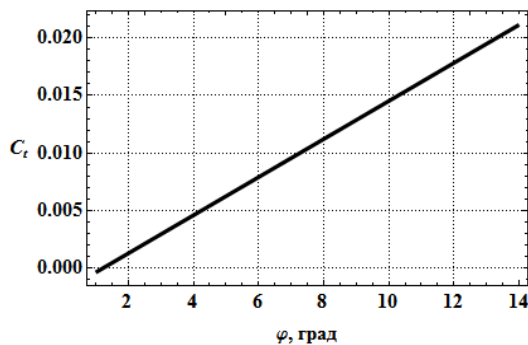


Рис. 1. Эмпирическая зависимость между коэффициентом тяги и ОШ НВ вертолѐта Ми-8МТ

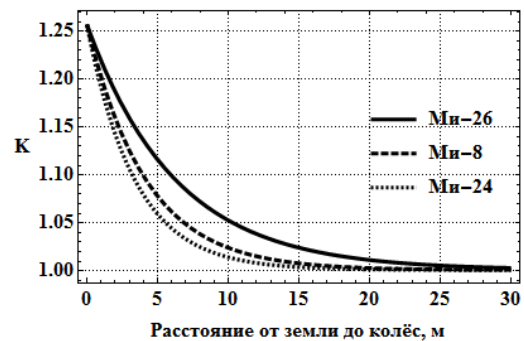


Рис. 2. K определению эмпирического коэффициента влияния «воздушной подушки» для различных типов вертолѐтов

Сила тяги НВ зависит не только от координаты, но и от вертикальной скорости вертолѐта, что объясняется аэродинамическим демпфированием, обусловленным изменением условий обтекания элементов лопастей. Это изменение можно количественно охарактеризовать приращением ОШ НВ (положительным при посадке и отрицательным при взлѐте):

$$\Delta\varphi = \operatorname{arctg} \frac{\dot{y}}{\omega r_{0,7}} \approx \frac{\dot{y}}{\omega r_{0,7}},$$

где  $r_{0,7}$  – радиус характерного сечения лопасти.

Учитывая указанные зависимости, а также тот факт, что ОШ НВ является некоторой функцией времени, характеризующей управление, получаем окончательное выражение для силы тяги НВ:

$$T = T(y, \dot{y}, t) = K(y) C_t(\varphi(t) + \Delta\varphi(\dot{y})) F \rho(y) \frac{(\omega R)^2}{2}.$$

Очевидно, существует и предельное значение силы тяги, которое может быть реализовано на конкретном вертолёте в заданных эксплуатационных условиях. Определить это значение с учётом этих условий, а также связанных с износом лопаток турбокомпрессора индивидуальных возможностей вертолёта позволяет метод энергий [12], из которого можно найти максимально возможную нормальную скоростную перегрузку

$$n_y^{\max} = f(t^\circ, m, y),$$

где  $t^\circ$  – температура наружного воздуха.

Далее легко найти искомое предельное значение тяги НВ согласно определению перегрузки:

$$T_{\max} = n_y^{\max} mg,$$

после чего можно определить взлётное значение ОШ НВ  $\varphi_{\max}$  из (2) с учётом известной зависимости  $C_t(\varphi)$ .

### Верификация математической модели

Верификация математической модели проводилась посредством сравнения результатов расчётов с результатами лётного эксперимента, проведённого на аэродроме «Троекуровка» (Сызранский район Самарской области). В ходе лётного эксперимента на вертолёте Ми-8МТ был выполнен вертикальный взлёт на высоту 50 м от поверхности земли (барометрическая высота площадки 150 м) с последующим висением. Масса вертолёта составляла 11 100 кг (с относительной погрешностью  $\pm 2\%$ ), температура воздуха за бортом  $23,4 \pm 0,1^\circ\text{C}$ . Полётная информация получена с бортового устройства регистрации (БУР). Согласно тактико-техническим данным БУР барометрическая высота измерялась с погрешностью  $\pm 4\%$ , ОШ НВ – с погрешностью  $\pm 5\%$ . Снятые с БУР значения ОШ были обработаны медианным фильтром и переданы в описанную выше математическую модель. Сопоставление результатов лётного эксперимента и расчёта приведено на рис. 3.

Как видно из рисунка, предлагаемая математическая модель позволяет получить характер изменения барометрической высоты, близкий к реальному. Также практически совпадают расчётное и экспериментальное время отрыва вертолёта от поверхности земли. При одном и том же законе изменения ОШ НВ расчётная барометрическая высота несколько превышает полученную в лётном эксперименте (в конечной точке разность составляет 7 м), что, однако, приемлемо с учётом заявленной погрешности её измерения.

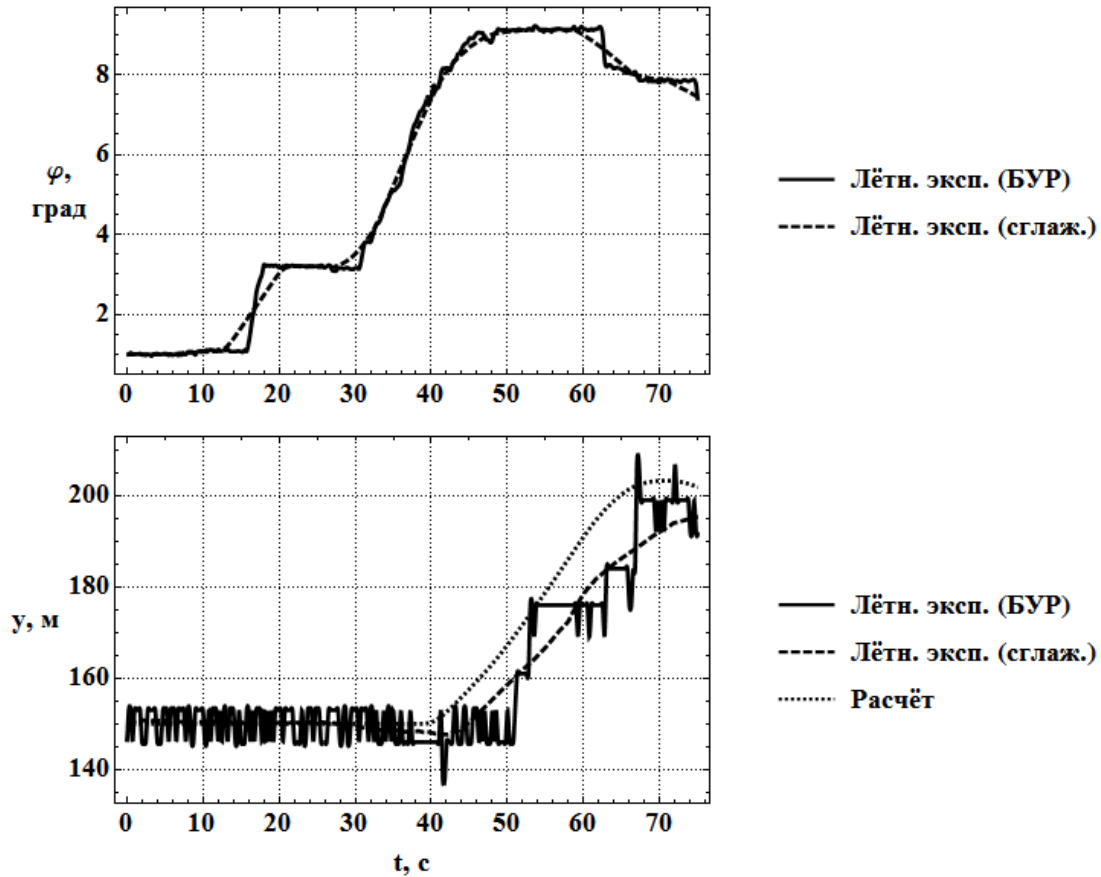


Рис. 3. Экспериментальные и расчётные зависимости ОШ НВ и барометрической высоты вертолѐта от времени

Таким образом, предлагаемая математическая модель является адекватной и может быть использована для получения новых результатов, в том числе для оптимизации вертикального взлѐта.

### Методика оптимизации вертикального взлѐта

Очевидно, существует бесконечное множество законов управления  $\varphi(t)$ , позволяющих реализовать вертикальный взлѐт. В настоящей работе исследуется закон, который может быть задан следующей зависимостью темпа изменения ОШ от времени:

$$\dot{\varphi}(t) = \begin{cases} k, t \in [0, t_1), \\ 0, t \in [t_1, t_2), \\ -k, t \in [t_2, t_3), \\ k, t \in [t_3, t_4), \\ 0, t \geq t_4, \end{cases}$$

где  $t$  – время, с;  $t_i$  – некоторые значения времени,  $t_1 > 0, t_{i+1} > t_i$ ;  $k$  – максимальный темп изменения ОШ, град/с. Для вертолѐта Ми-8МТ параметр  $k$  может быть принят равным 5 град/с.

Используются также следующие граничные условия:

$$\begin{aligned}\varphi(0) &= \varphi_0, \\ \varphi(t_1) &= \varphi_{\max}, \\ \varphi(t_4) &= \varphi_{\text{hover}}, \\ \dot{y}(0) &= 0,\end{aligned}$$

где  $\varphi_0$  – заданное начальное значение ОШ;  $\varphi_{\max}$  – максимально возможное при данных эксплуатационных условиях значение ОШ НВ, которое можно найти из метода энергий, как было показано выше;  $\varphi_{\text{hover}}$  – значение ОШ НВ, обеспечивающее висение вне зоны влияния «воздушной подушки» ( $K = 1$ ), которое можно определить из формулы (2) с учётом зависимости  $C_t(\varphi)$ , подставив вместо силы тяги НВ вес вертолёта.

Введём новые параметры  $\Delta t_{12} = t_2 - t_1$  и  $\Delta t_{23} = t_3 - t_2$ , обозначающие соответственно время удержания постоянного значения ОШ НВ и время, в течение которого производится его уменьшение с целью гашения вертикальной скорости.

Поскольку параметры  $k$ ,  $\varphi_0$ ,  $\varphi_{\max}$  и  $\varphi_{\text{hover}}$  известны, нетрудно выразить значения  $t_1$  и  $t_4$ :

$$\begin{aligned}t_1 &= \frac{\varphi_{\max} - \varphi_0}{k}, \\ t_4 &= t_1 + \Delta t_{12} + \Delta t_{23} + \frac{\varphi_{\text{hover}} - (\varphi_{\max} - k\Delta t_{23})}{k}.\end{aligned}$$

Таким образом, при использовании предлагаемого закона для вертикального взлёта в описании управления присутствуют два неизвестных параметра:  $\Delta t_{12}$  и  $\Delta t_{23}$ .

Поскольку дифференциальное уравнение движения вертолёта (1) может быть решено только численно, для оптимизации необходим численный метод, позволяющий получить приближённое решение задачи в виде набора параметров  $\Delta t_{12}$  и  $\Delta t_{23}$ , соответствующих вертикальному взлёту, наиболее близкому к оптимальному.

В данной работе используется генетический алгоритм [6], с помощью которого выполняется случайное генерирование, комбинирование (crossover) и мутация исходных параметров для заданного числа поколений. Комбинирование и мутация исходных параметров с учётом наложенных ограничений производится с помощью метода, предложенного Дебом [13]. В каждом поколении отбираются наилучшие решения, характеризующиеся минимальными значениями целевой функции, которая имеет вид

$$F = A_1 t_4 + A_2 |\ddot{y}(t_4)| + A_3 |\dot{y}(t_4)| + A_4 |Y - y(t_4)|,$$

где  $Y$  – требуемое значение барометрической высоты;  $A_i$  – постоянные коэффициенты, подбираемые опытным путём. Все последующие расчёты были выполнены с использованием значений  $A_1 = 2$ ,  $A_2 = A_4 = 4$ ,  $A_3 = 6$ , которые позволили минимизировать время выполнения вертикального взлёта, обеспечив при этом значительно меньшие по сравнению с погрешностями измерений отклонения ускорения, скорости и координаты от требуемых значений.

### Результаты

С использованием представленных выше математической модели и методики оптимизации были проведены исследования влияния эксплуатационных условий (массы вертолѐта, высоты площадки, температуры наружного воздуха) на параметры, характеризующие оптимальный закон управления вертикальным взлѐтом вертолѐта Ми-8МТ. Если не указано иное, в описанных ниже численных экспериментах масса вертолѐта составляла 11 100 кг, барометрическая высота 0, заданное изменение высоты 50 м, температура наружного воздуха 15°C, начальное значение ОШ НВ 3°. Взлѐтное значение ОШ НВ соответствовало частоте вращения НВ, равной 95% от максимального значения.

**Влияние массы.** Была произведена оптимизация вертикального взлѐта вертолѐта для трёх значений массы: 10 000, 11 100 и 12 000 кг (рис. 4, а).

Видно, что время удержания постоянного значения ОШ (следовательно, и время выполнения вертикального взлѐта) ожидаемо растѣт с увеличением массы вертолѐта. Кроме того, для массы 12 000 кг особенно хорошо заметно влияние «воздушной подушки», дающей значительный прирост вертикальной скорости на начальном этапе.

**Влияние высоты площадки.** Высота площадки, с которой производится взлѐт, влияет на плотность воздуха, на максимально возможное значение ОШ НВ и, в конечном итоге, на параметры оптимального вертикального взлѐта (рис. 4, б). Были проведены два численных эксперимента для барометрических высот 0 и 500 м.

Можно заметить, что при увеличении барометрической высоты площадки с 0 до 500 м время выполнения оптимального взлѐта возрастает на 50%.

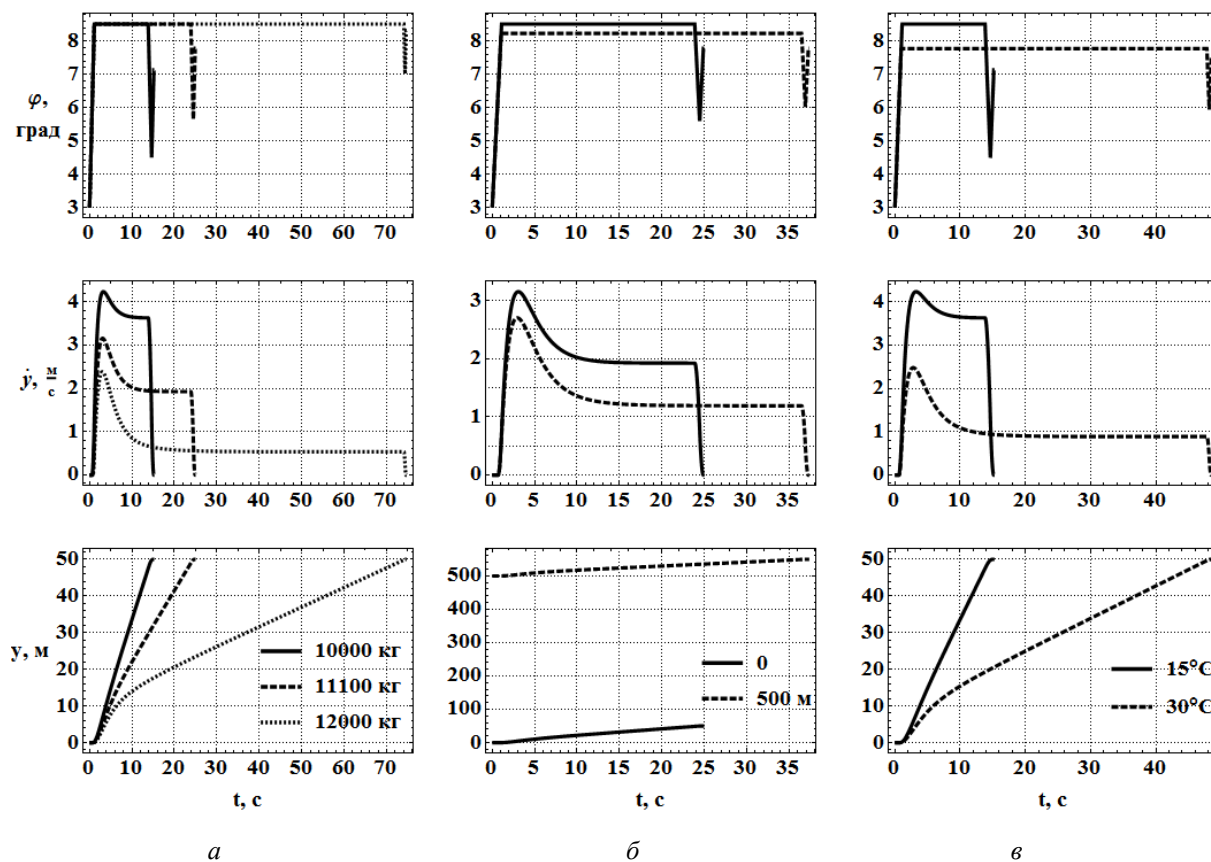


Рис. 4. Зависимости оптимального ОШ НВ, скорости и координаты вертолѐта от времени при варьировании некоторых исходных параметров: а – массы вертолѐта; б – барометрической высоты площадки; в – температуры наружного воздуха

**Влияние температуры наружного воздуха.** Температура наружного воздуха в значительной степени влияет на возможности силовой установки, а следовательно и на максимально возможное значение ОШ НВ. В численных экспериментах, результаты которых показаны на рис. 4, в, масса вертолёта составляла 10 000 кг, а температура наружного воздуха 15 и 30°C.

Видно, что повышение температуры до 30°C существенно увеличивает время выполнения оптимального вертикального взлёта.

### Заключение

В работе выполнен анализ и оптимизация начальных этапов взлёта, а именно отрыва, вертикального набора высоты и зависания. Результаты исследования могут быть использованы для создания программы автоматического управления как пилотируемого вертолёта, так и беспилотного. Дальнейшие исследования предполагается проводить в области оптимизации остальных этапов взлёта, а также разработки оптимизационного алгоритма выполнения посадочного манёвра и посадки.

### Библиографический список

1. Schmitz F.H. Optimal Takeoff Trajectories of a Heavily Loaded Helicopter // Journal of Aircraft. 1971. V. 8, Iss. 9. P. 717-723. DOI: 10.2514/3.59162
2. Cerbe T., Reichert G. Optimization of helicopter takeoff and landing // Journal of Aircraft. 1989. V. 26, Iss. 10. P. 925-931. DOI: 10.2514/3.45863
3. Okuno Y., Kawachi K. Optimal Takeoff of a Helicopter for Category A V/STOL Operations // Journal of Aircraft. 1993. V. 30, Iss. 2. P. 235-240. DOI: 10.2514/3.48271
4. Zhao Y., Jhemi A.A., Chen R.T.N. Optimal Vertical Takeoff and Landing Helicopter Operation in One Engine Failure // Journal of Aircraft. 1996. V. 33, Iss. 2. P. 337-346. DOI: 10.2514/3.46943
5. Phillips C., Karr C., Walker G. Helicopter Flight Control with Fuzzy Logic and Genetic Algorithms // Engineering Applications of Artificial Intelligence. 1996. V. 9, Iss. 2. P. 175-184. DOI: 10.1016/0952-1976(95)00008-9
6. Goldberg D.E. Genetic Algorithms in Search, Optimization and Machine Learning. Boston: Addison-Wesley Publishing Company, 1989. 432 p.
7. Bottasso C.L., Croce A., Leonello D., Riviello L. Optimization of critical trajectories for rotorcraft vehicles // Journal of the American Helicopter Society. 2005. V. 50, Iss. 2. P. 165-177. DOI: 10.4050/1.3092853
8. Аузяк А.Г., Будин В.И., Дрёмов Ф.В. Математическое моделирование оптимального управляемого полёта вертолёта на вертикальных режимах // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2010. № 1. С. 19-23.
9. Инструкция экипажу вертолёта Ми-8МТ. Книга 1. М.: Воениздат, 1982. 440 с.
10. Инструкция экипажу вертолёта Ми-24В. Книга 1. М.: Воениздат, 1987. 311 с.
11. Руководство по лётной эксплуатации вертолёта Ми-26Т. Книга 1. М.: Министерство гражданской авиации СССР, 1988. 402 с.
12. Михайлов С.А., Онушкин А.Ю. Метод энергий в вопросе расчёта манёвренных возможностей вертолёта с учётом конкретных эксплуатационных условий // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2007. № 2. С. 7-11.
13. Deb K. An efficient constraint handling method for genetic algorithms // Computer Methods in Applied mechanics and engineering. 2000. V. 186, Iss. 2-4. P. 311-338. DOI: 10.1016/s0045-7825(99)00389-8



## MATHEMATICAL MODEL AND OPTIMIZATION OF HELICOPTER VERTICAL TAKEOFF CONSIDERING OPERATIONAL CONDITIONS AND AERODYNAMIC DAMPING

© 2017

- Yu. P. Onushkin** Candidate of Science (Engineering), Professor of the Department of Aerodynamics and Flight Dynamics;  
Branch of Air Force Academy, Syzran, Russian Federation;  
[onushkin163@gmail.com](mailto:onushkin163@gmail.com)
- D. A. Sizov** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Engineering Mechanics;  
Branch of Samara State Technical University, Syzran, Russian Federation;  
[sizov.syzran@gmail.com](mailto:sizov.syzran@gmail.com)
- V. A. Poluyakhtov** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Aerodynamics and Flight Dynamics;  
Branch of Air Force Academy, Syzran, Russian Federation;  
[halfboat@mail.ru](mailto:halfboat@mail.ru)
- A. V. Ostrovoy** Candidate of Science (Engineering), executive director;  
Center of sci-tech services "Dinamika", Zhukovsky, Russian Federation;  
[dinamika@dinamika-avia.ru](mailto:dinamika@dinamika-avia.ru)

A mathematical model of helicopter vertical takeoff was created. The model takes into account operating conditions and individual performance capabilities of a given helicopter. An optimization technique based on a genetic algorithm was introduced. The influence of mass, initial height and outside air temperature on the parameters of the optimal control law in case of vertical takeoff of Mi-8MT helicopter was estimated.

*Helicopter; vertical takeoff; operating conditions; optimization; control; genetic algorithm.*

---

*Citation:* Onushkin Yu.P., Sizov D.A., Poluyakhtov V.A., Ostrovoy A.V. Mathematical model and optimization of helicopter vertical takeoff considering operational conditions and aerodynamic damping. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 3. P. 94-103. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-94-103

### References

1. Schmitz F.H. Optimal Takeoff Trajectories of a Heavily Loaded Helicopter. *Journal of Aircraft*. 1971. V. 8, Iss. 9. P. 717-723. DOI: 10.2514/3.59162
2. Cerbe T., Reichert G. Optimization of helicopter takeoff and landing. *Journal of Aircraft*. 1989. V. 26, Iss. 10. P. 925-931. DOI: 10.2514/3.45863
3. Okuno Y., Kawachi K. Optimal Takeoff of a Helicopter for Category A V/STOL Operations. *Journal of Aircraft*. 1993. V. 30, Iss. 2. P. 235-240. DOI: 10.2514/3.48271
4. Zhao Y., Jhemi A.A., Chen R.T.N. Optimal Vertical Takeoff and Landing Helicopter Operation in One Engine Failure. *Journal of Aircraft*. 1996. V. 33, Iss. 2. P. 337-346. DOI: 10.2514/3.46943
5. Phillips C., Karr C., Walker G. Helicopter Flight Control with Fuzzy Logic and Genetic Algorithms. *Engineering Applications of Artificial Intelligence*. 1996. V. 9, Iss. 2. P. 175-184. DOI: 10.1016/0952-1976(95)00008-9
6. Goldberg D.E. Genetic Algorithms in Search, Optimization and Machine Learning. Boston: Addison-Wesley Publishing Company, 1989. 432 p.
7. Bottasso C.L., Croce A., Leonello D., Riviello L. Optimization of critical trajectories for rotorcraft vehicles. *Journal of the American Helicopter Society*. 2005. V. 50, Iss. 2. P. 165-177. DOI: 10.4050/1.3092853
8. Auzyak A.G., Budin V.I., Dremov F.V. Mathematical modeling of an optimal controlled helicopter flight at vertical regimes. *Russian Aeronautics*. 2010. V. 53, Iss. 1. P. 26-32. DOI: 10.3103/s1068799810010046

9. *Instruksiya ekipazhu vertoleta Mi-8MT. Kniga 1* [Helicopter Mi-8MT. Operating Procedures. V. 1]. Moscow: Voenizdat Publ., 1982. 440 p.
10. *Instruksiya ekipazhu vertoleta Mi-24V. Kniga 1* [Helicopter Mi-24V. Operating Procedures. V. 1]. Moscow: Voenizdat Publ., 1987. 311 p.
11. *Rukovodstvo poletnoy ekspluatatsii vertoleta Mi-26T. Kniga 1* [Helicopter Mi-26T. Flight Manual. V. 1]. Moscow: Ministerstvo Grazhdanskoj Aviatsii SSSR Publ., 1988. 402 p.
12. Mikhailov S.A., Onushkin A.Yu. Power balance method in calculation of helicopter maneuverability taking into account specific operational conditions. *Russian Aeronautics*. 2007. V. 50, Iss. 2. P. 121-128. DOI: 10.3103/s106879980702002x
13. Deb K. An efficient constraint handling method for genetic algorithms. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*. 2000. V. 186, Iss. 2-4. P. 311-338. DOI: 10.1016/s0045-7825(99)00389-8