

Расчет затрат топлива на выполнение вертолетом медицинской транспортной операции

Представлена математическая модель, предназначенная для оценки топливных затрат вертолета одновинтовой схемы при выполнении транспортной операции медицинского назначения. Проанализированы возможные сценарии использования вертолета «Ансат» в условиях географических и природно-климатических особенностей республики Татарстан.

Б.Л. АРТАМОНОВ,
канд. техн. наук
(МАИ, Москва)
ABL-6124554@yandex.ru

Вертолет одновинтовой схемы, трехэтапная транспортная операция, математическая модель, затраты топлива на полет

Оценка затрат топлива на выполнение вертолетом предполагаемой транспортной операции является необходимым условием его безопасной эксплуатации как в гражданской, так и военной авиации. Некорректный учет загрузки вертолета, природно-климатических и географических условий полета могут привести к возникновению аварийных ситуаций и даже катастроф.

Особенно актуальна данная проблема при использовании вертолетов, выполняющих транспортные операции медицинского назначения, которые осложняются полетом над населенными пунктами и необходимостью выполнения полета в минимальные по времени сроки, обусловленные спецификой операции. Принципиальными ограничениями для таких полетов являются максимально допустимая скорость продолжительного горизонтального полета, ограниченная режимом работы двигателей, а также предельная нагрузка грузовой кабины вертолета, обусловленная нормами прочности.

В настоящее время в Российской Федерации для выполнения медицинских транспортных операций используются вертолеты российского (Ми-8АМТ ВА, «Ансат») и зарубежного (ЕС-145 (МВВ ВК 117), ЕС-135 (МВВ Во-105)) [1] производства, оснащенные специальными медицинскими модулями для размещения пострадавших, реанимационного оборудования и медицинского персонала. Сравнительные летно-технические характеристики медицинских вертолетов и их оборудования приведены в табл. 1.

Таблица 1

Летно-технические характеристики	Вертолет			
	«Ансат»	Ми-171 ВА	ЕС-135	ЕС-145
Взлетная масса, кг	3600	13000	2380	3585
Мощность двигателей, кВт	1640	2·1400	470	550
Максимальная (непревышаемая) скорость, км/ч	275	250	254	268
Скорость на режиме максимальной продолжительной мощности, км/ч	240	230	-	246
Максимальная вертикальная скороподъемность, м/с	9,5	-	7,62	8,1
Динамический потолок, м	4600	4800	6090	5240
Максимальная дальность полета, км	500	610	635	680
Максимальная продолжительность полета (до сухих баков), ч	3,07	-	-	-
Масса топлива, кг	566	-	-	723
Срок службы вертолета, ч	16000	7000	456	-
Число медицинских модулей, шт.	1 (0)	2	-	-
Число лежащих больных, чел.	1 (2)	4 (8)	2	-
Число медперсонала, чел.	2 (1)	3 (5)	-	-

Типовой цикл выполнения транспортной операции вертолетами медицинского назначения включает три этапа.

1. Полет из точки *A* базирования вертолета в точку *B*, где находится пациент.

2. Полет из точки *B* в точку *C*, где находится медицинское учреждение.

3. Полет из точки *C* в точку *D* базирования вертолета, которая в общем случае может не совпадать с точкой *A*.

Принципиальные особенности такой транспортной операции следующие:

- в точках *B* и *C* дозаправка вертолета топливом невозможна;
- массы целевого и коммерческого груза на каждом из этапов маршрута и расстояния между точками взлета и посадки могут быть произвольными;
- географические и природно-климатические условия по маршруту могут меняться;
- масса вертолета во время полета переменна по времени как за счет изменения целевой нагрузки, так и выгорания топлива;
- аварийный запас топлива резервируется по параметрам третьего этапа полета в предположении, что на первых этапах полета топлива достаточно для выполнения безопасной посадки в случае возникновения аварийной ситуации;
- на каждом из этапов полета должны выполняться заданные в руководстве по летной эксплуатации ограничения по предельно допустимой взлетной массе вертолета, массе целевой нагрузки, перевозимой в грузовой кабине, массе топлива, размещаемого в топливных баках.

Структура каждого из этапов полета принята одинаковой [2]:

- перемещение загруженного вертолета из точки стоянки в точку взлета за счет работающего несущего винта (колесное шасси) или стоянка для запуска и прогрева двигателей в точке взлета (полосковое шасси);
- контрольное висение вертолета в точке взлета при работе двигателя на режиме не выше номинального;
- набор высоты на номинальном режиме работы двигателей с горизонтальной скоростью, соответствующей режиму наибольшей скороподъемности вертолета;
- горизонтальный полет на заданной высоте с крейсерской скоростью, которая изменяется по мере выгорания топлива в процессе полета;
- посадка с заданным углом наклона траектории (по условиям точки посадки) при работающем двигателе на крейсерском режиме;
- контрольное висение вертолета в точке посадки при работе двигателя на режиме не выше номинального;
- перемещение вертолета из точки посадки в точку стоянки за счет работающего несущего винта (колесное шасси) или стоянка для остановки двигателей в точке посадки и торможения трансмиссии (полосковое шасси).

Для оценки возможности безопасного выполнения подобных транспортных операций необходим предварительный расчет необходимого запаса топлива, что предусмотрено действующими руководствами по летной эксплуатации вертолетов. В документах [3, 4] приведены соответствующие номограммы с ограниченным набором параметров, тем не менее оперативное проведение такого анализа вручную практически невозможно, а с помощью имеющегося программного обеспечения, адаптированного под конкретный тип вертолета, решать подобные задачи нельзя [5, 6]. В результате на практике требования летной эксплуатации вертолетов либо игнорируются, либо осуществляется полет с избыточным запасом топлива, обеспечивающим безусловное выполнение транспортной операции. Это, в свою очередь, приводит к снижению потенциальных функциональных возможностей вертолета.

Для составления алгоритма выполнения вертолетом транспортной операции необходима его математическая модель, адекватно отражающая конкретную модификацию вертолета и описывающая его летно-технические характеристики на всех режимах полета. Такие быстродействующие математические модели, разработанные в МАИ (Москва), использованы при анализе двухэтапных транспортных операций, выполняемых вертолетами одновинтовой схемы различного назначения [7–9]. Аэродинамический модуль этих моделей основан на обобщенной дисковой вихревой теории воздушного винта [10, 11], использованной в работе [12], а весовой модуль базируется на структурном подходе [13, 14]. Предусмотрена возможность использования весовой сводки конкретной модификации реального вертолета.

на бесконечное удлинение при углах атаки $\alpha(\bar{r}, \psi)$ и числах Маха $M(\bar{r}, \psi)$, сформировавшихся в текущем сечении лопасти на радиусе \bar{r} и азимуте ψ :

$$\alpha(\bar{r}, \psi) = \varphi(\bar{r}, \psi) + \arctg \frac{\bar{W}_y(\bar{r}, \psi)}{\bar{W}_x(\bar{r}, \psi)}; \quad (6)$$

$$M(\bar{r}, \psi) = M_0 \sqrt{\bar{W}_x^2(\bar{r}, \psi) + \bar{W}_y^2(\bar{r}, \psi)}. \quad (7)$$

Горизонтальный \bar{W}_x и вертикальный \bar{W}_y компоненты полного вектора скорости в сечении лопасти определяются соотношениями

$$\bar{W}_x(\bar{r}, \psi) = \bar{r} + (\bar{V} \cos \alpha_b + \bar{v}_x) \sin \psi; \quad \bar{W}_y(\bar{r}, \psi) = \bar{V} \sin \alpha_b - \bar{v}_y(\bar{r}, \psi) - \bar{v}_\delta(\bar{r}, \psi), \quad (8)$$

где \bar{V} – скорость набегающего на диск винта невозмущенного воздушного потока, отнесенная к окружной скорости концов лопастей; $\bar{v}_\delta(\bar{r}, \psi)$ – скорость, обусловленная маховым движением лопастей:

$$\bar{v}_\delta(\bar{r}, \psi) = \bar{r} \frac{d\beta(\psi)}{d\psi} + \beta(\psi) \bar{V} \cos \alpha_b \cos \psi. \quad (9)$$

В выражении (9) зависимость $\beta(\psi)$ описывается первой гармоникой ряда Фурье (3).

Угол установки сечений лопасти является переменной величиной как по радиусу, так и по ее азимутальному положению за счет воздействия автомата перекоса по первой косинусной φ_{c1} и синусной φ_{s1} гармоникам

$$\varphi(\bar{r}, \psi) = \varphi_7 + \Delta\varphi(\bar{r}) - k_{PB}\beta(\psi) + \varphi_{c1} \cos \psi + \varphi_{s1} \sin \psi, \quad (10)$$

где $k_{взм}$ – коэффициент регулятора взмаха лопастей несущего или рулевого винтов.

Предполагается, что лопасти несущего и рулевого винтов имеют произвольную аэродинамическую компоновку (состоят из произвольного числа аэродинамических профилей) в пределах участков с хордой и геометрической круткой, линейно изменяющимися по радиусу лопасти

$$\bar{b}(\bar{r}) = \bar{b}_7 \left[1 + \frac{\eta - 1}{0,7 + 0,3\eta - \bar{r}_0} (0,7 - \bar{r}) \right]; \quad \Delta\varphi(\bar{r}) = \frac{\Delta\varphi_\Sigma}{1 - \bar{r}_0} (0,7 - \bar{r}), \quad (11)$$

где η – сужение; $\Delta\varphi_\Sigma$ – суммарная геометрическая крутка лопасти в целом.

Создаваемые винтами индуктивные скорости $\bar{v}_y(\bar{r}, \psi)$ вычисляются по обобщенной дисковой вихревой теории воздушного винта на основе его линейной вихревой модели на режимах осевого и косоугольного обтекания [10]. Используется ее вариант, в котором воздушная нагрузка по диску винта считается переменной как по радиусу, так и по азимуту, но в соответствии с гипотезой В.Е. Касторского [15] вводится допущение о том, что во всех точках диска винта нагрузка такая же, как и в данной точке. В связи с этим возможно отказаться при расчете индуктивной скорости от вычисления двойного интеграла с выделением особенности в данной точке диска и использовать следующее аналитическое выражение:

$$\bar{v}_y(\bar{r}, \psi) = \frac{\bar{W}_x F_y(\bar{r}, \psi)}{8\pi\bar{r} \left| \bar{V}_{bc} \right| + \bar{W}_x F_y(\bar{r}, \psi)} \left[\varphi(\bar{r}, \psi) \bar{W}_x + \bar{V} \sin \alpha_b - \bar{v}_\delta(\bar{r}, \psi) \right], \quad (12)$$

в котором скорость сноса вихрей в данной точке диска \bar{V}_{bc} определяется по аналогии с работой [10] и принято допущение о линейности зависимости $c_y(a)$ профиля.

Функция $F_y(\bar{r}, \psi)$ описывает закон изменения индуктивной скорости винта с равномерно распределенной по диску воздушной нагрузкой с точностью до первой косинусной гармоники ряда Фурье:

$$F_y(\bar{r}, \psi) = 1 + k_\delta \bar{r} D(\bar{r}) \cos \psi, \quad (13)$$

где k_δ – коэффициент режима работы винта $k_\delta = \operatorname{tg}(\pi/4 - |\delta|/2)$; $D(\bar{r})$ – композиция полных эллиптических интегралов первого и второго рода

$$D(\bar{r}) = [K(\bar{r}) - E(\bar{r})] / \bar{r}^2. \quad (14)$$

Угол наклона вихревой системы к плоскости диска винта δ определяется формулами обобщенной дисковой вихревой теории [10] для заданного режима работы винта (\bar{V}, c_T, α_b) с равномерно распределенной по диску воздушной нагрузкой.

При расчете элементарных аэродинамических сил в сечении лопасти задача сводится к вычислению методом последовательных приближений значений углов атаки $\alpha(\bar{r}, \psi)$, возникающих при фиксированном угле установки характерного сечения лопасти φ_7 в формуле (10). Итерационный процесс сходится достаточно быстро, поскольку среднее значение индуктивной скорости по диску винта \bar{v}_{1y} и угол наклона вихревого цилиндра δ в пределах оборота винта могут быть приняты постоянными. Они не участвуют в итерационном процессе, поскольку расчет в пределах сечения лопасти проводится при фиксированных значениях коэффициентов силы тяги c_T и углов атаки α_b несущего и рулевого винтов, определяемых из условий балансировки вертолета в целом.

В рассматриваемой постановке задачей аэродинамического расчета несущего и рулевого винтов является нахождение из уравнения (4) угла установки характерного сечения лопасти φ_7 , при котором может быть получено требуемое значение коэффициента силы тяги винта c_T при фиксированном угле атаки α_b и скорости набегающего потока \bar{V} относительно плоскости вращения винта. Здесь также используется метод последовательных приближений, поскольку угол установки лопастей несущего и рулевого винтов $\varphi_{7НВ}$ и $\varphi_{7РВ}$ находится в неявном виде под знаком двойного интеграла (4).

Требуемое значение коэффициента силы тяги рулевого винта $c_{ТРВ}$ находится из условия путевой балансировки вертолета с расстоянием $\bar{L}_{РВ}$ между осями винтов

$$c_{ТРВ} = \frac{m_{КНВ} \omega R_{НВ}^2 R_{НВ}^2}{\bar{L}_{РВ} \omega R_{РВ}^2 R_{РВ}^2}. \quad (15)$$

На основе величин крутящих моментов на валах несущего и рулевого винтов находится мощность силовой установки вертолета

$$N_{\text{потр}} = \left[\frac{1}{2} \rho \pi g \left(m_{КНВ} \omega R_{НВ}^3 R_{НВ}^2 + m_{КРВ} \omega R_{РВ}^3 R_{РВ}^2 \right) + \Delta N_{\text{агр}} \right] \frac{1}{1 - \xi_{\text{тр}}}, \quad (16)$$

где $\Delta N_{\text{агр}}$ – абсолютные затраты мощности на привод агрегатов и систем вертолета, работа которых необходима при выполнении транспортной операции; $\xi_{\text{тр}}$ – относительные потери мощности в трансмиссии вертолета за исключением привода рулевого винта.

Описанные расчеты аэродинамических характеристик винтов и требуемой мощности силовой установки выполняются на всех этапах полета вертолета, составляющих транспортную операцию (стоянка, движение по площадке, висение, набор высоты, горизонтальный полет, снижение). На каждом этапе решаются уравнения движения (1), (2) относительно требуемых значений коэффициента силы тяги $c_{ТНВ}$ и угла атаки винта $\alpha_{НВ}$. Здесь также используется метод последовательных приближений, поскольку коэффициенты сопротивления $c_{x\phi}$ и подъемной силы $c_{y\phi}$ фюзеляжа считаются зависящими от его угла

атаки α_ϕ . Характеристики $c_{x\phi}(a_\phi)$, $c_{y\phi}(a_\phi)$ берутся по результатам продувки модели вертолета в аэродинамической трубе.

Располагаемая мощность двигателей на режимах висения и горизонтального полета вертолета определяется величиной потребной мощности, кВт, и высотнo-температурными условиями работы двигателей:

$$N_{\text{потр}} = N_{\text{расп}} \zeta_H(H_{\text{пол}}) \zeta_V(V) \zeta_t(t), \quad (17)$$

где $\zeta_H(H_{\text{пол}})$, $\zeta_V(V)$, $\zeta_t(t)$ – высотная, скоростная и температурная характеристики двигателей.

Режим работы двигателей определяет удельные расходы топлива, кг/(кВт·ч), затрачиваемого вертолетом на выполнение заданного режима полета

$$c_e = c_{e\text{взл}} \xi_H(H_{\text{пол}}) \xi_V(V) \xi_t(t) \xi_N(\bar{N}), \quad (18)$$

где $c_{e\text{взл}}$ – удельный расход топлива на взлетном режиме работы двигателя; $\xi_H(H_{\text{пол}})$, $\xi_V(V)$, $\xi_t(t)$, $\xi_N(N_{\text{расп}}/N_{\text{взл}})$ – высотная, скоростная, температурная и дроссельная характеристики двигателей по расходу топлива. На их основе вычисляются локальные значения часового Q , кг/ч, и километрового q , кг/км, расходов топлива:

$$Q = c_e(V, H_{\text{пол}}, t, \bar{N}) N_{\text{расп}}; \quad q = c_e(V, H_{\text{пол}}, t, \bar{N}) N_{\text{расп}} / V. \quad (19)$$

В соответствии с постановкой задачи висение вертолета выполняется на режиме работы двигателя по мощности не выше номинальной $N_{\text{ном}}$, горизонтальный полет – на режиме полета с минимальным километровым расходом топлива q , набор высоты и снижение – на режиме полета с максимальным избытком мощности при работе двигателя на крейсерском режиме $N_{\text{кр}}$. Скорости полета вертолета $V_{\text{кр}}$ и $V_{\text{наб}}$, соответствующие этим режимам, находятся численным решением трансцендентных уравнений

$$\frac{d}{dV_{\text{кр}}} \left[c_e(V_{\text{кр}}) \frac{N_{\text{потр}}(V_{\text{кр}})}{V_{\text{кр}}} \right] = 0; \quad \frac{d}{dV_{\text{наб}}} [N_{\text{кр}}(V_{\text{наб}}) - N_{\text{потр}}(V_{\text{наб}})] = 0 \quad (20)$$

и определяют летно-технические характеристики вертолета при фиксированной полетной массе и высоте полета.

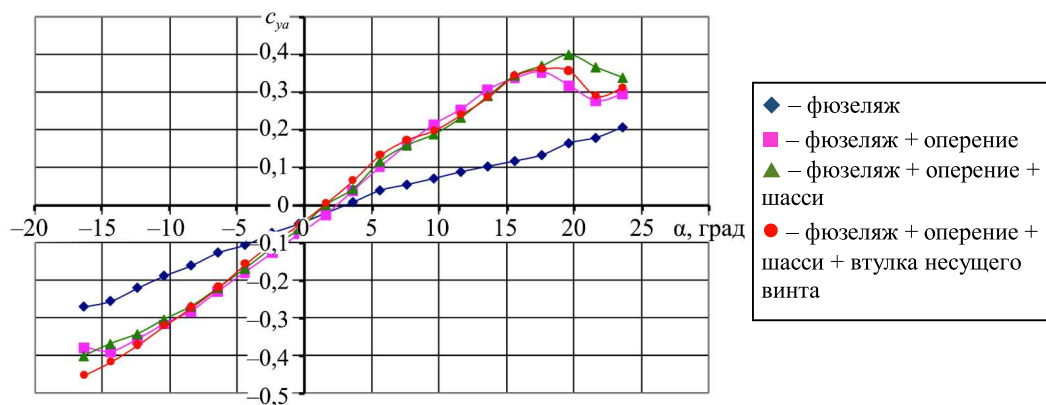
Для оценки достоверности прогнозируемых расходов топлива и продолжительности транспортной операции сравним результаты расчета потребных мощностей $N_{\text{потр}}$ и часового расхода топлива Q вертолета «Ансат» с данными его летных испытаний при выполнении горизонтального полета в диапазоне скоростей 0...280 км/ч на высоте $H_{\text{пол}} = 500$ м с полетной массой $M_{\text{пол}} = 3600$ кг.

В расчете летно-технических характеристик вертолета «Ансат» были использованы аэродинамические характеристики его корпуса, полученные в результате продувок модели вертолета в аэродинамических трубах ЦАГИ (Жуковский) [16], Т-1 МАИ (Москва) и Т-1 КАИ (Казань).

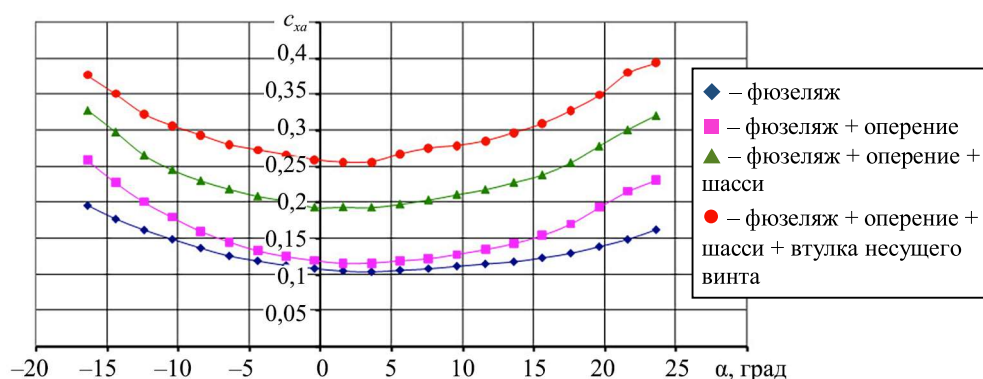
Зависимость коэффициента подъемной силы модели от угла атаки $c_{ya}(\alpha)$ приведена на рис. 2, а, зависимость коэффициента сопротивления по углу атаки $c_{xa}(\alpha)$ – на рис. 2, б в скоростной системе осей координат при скорости потока в трубе $V = 36$ м/с и угле скольжения $\beta = 0$.

Из результатов эксперимента следует, что вредное сопротивление корпуса вертолета «Ансат» не может быть меньше, чем $\Sigma C_x S = c_{xa} S_{\text{мф}} = 0,25 \cdot 3,83 \approx 1 \text{ м}^2$.

На рис. 3 показаны результаты расчетов по разработанной математической модели летно-технических характеристик вертолета «Ансат» с полетной массой $M_{\text{пол}} = 3600$ кг при $\Sigma C_x S = 1,5 \text{ м}^2$ в сравнении с данными летных испытаний, предоставленных разработчиком. Зависимость потребной мощности от скорости горизонтального полета на высоте $H_{\text{пол}} = 500$ м показана на рис. 3, а, зависимость часового расхода топлива – на рис. 3, б.



а



б

Рис. 2

Анализ зависимостей, приведенных на рис. 3, подтверждает корректность функционирования программы расчета летно-технических характеристик вертолета «Ансат», примененной в рамках настоящего исследования.

Алгоритмы расчета летно-технических характеристик вертолета позволяют проанализировать все составные элементы выполняемой им трехэтапной транспортной операции и определить затраты топлива, а также времени на выполнение каждого из этапов маршрута. Этот анализ проводится в «обратном» направлении, начиная с конечной точки D маршрута, в которой посадочная масса вертолета $M_{\text{пос}_D}$ известна:

$$M_{\text{пос}_D} = M_{\text{пуст}} + M_{\text{цел}} + M_{\text{сл}} + M_{\text{ком}_{CD}} + M_{\text{топ}_{АНЗ}} + M_{\text{топ.ост}}, \quad (21)$$

где $M_{\text{пуст}}$ – масса пустого вертолета; $M_{\text{цел}}$ – масса целевой нагрузки; $M_{\text{сл}}$ – масса служебной нагрузки; $M_{\text{ком}_{CD}}$ – масса коммерческой нагрузки на этапе CD ; $M_{\text{топ}_{АНЗ}}$ – масса аварийно-необходимого запаса топлива; $M_{\text{топ.ост}}$ – масса запланированного остатка топлива.

При продвижении последовательно от точки D к начальной точке A маршрута взлетная масса вертолета будет постоянно возрастать за счет вырабатываемого топлива и возможного изменения коммерческой нагрузки вертолета в точках B и C :

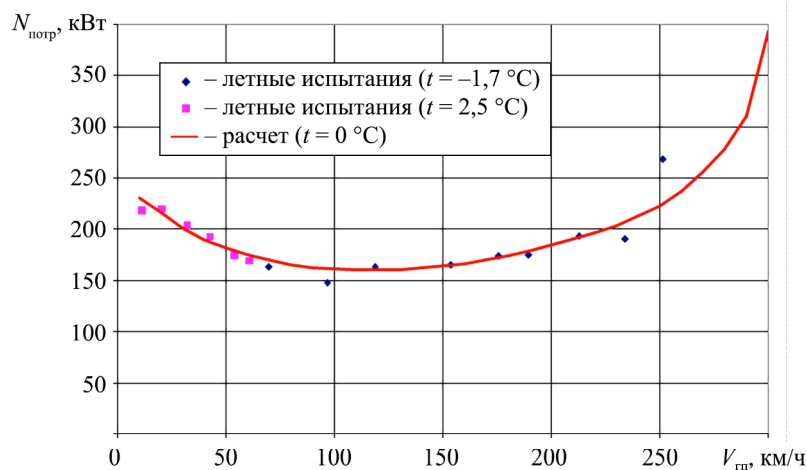
$$M_{\text{взл}_C} = M_{\text{пос}_D} + M_{\text{топ}_{CD}} + M_{\text{топ}_D}; \quad (22)$$

$$M_{\text{пос}_C} = M_{\text{взл}_C} + M_{\text{топ}_C}; \quad (23)$$

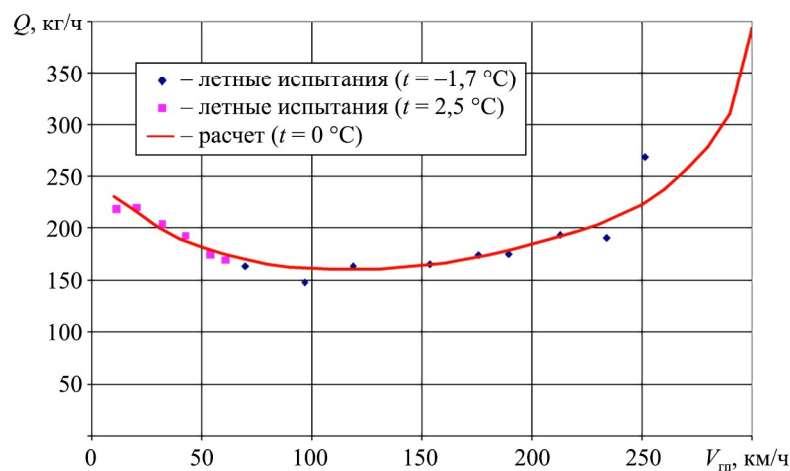
$$M_{\text{взл}_B} = M_{\text{пос}_C} + M_{\text{топ}_{BC}} - M_{\text{ком}_{CD}} + M_{\text{ком}_{BC}}; \quad (24)$$

$$M_{\text{пос}_B} = M_{\text{взл}_B} + M_{\text{топ}_B}; \quad (25)$$

$$M_{\text{взл}_A} = M_{\text{пос}_B} - M_{\text{ком}_{BC}} + M_{\text{ком}_{AB}} + M_{\text{топ}_{AB}} + M_{\text{топ}_A}. \quad (26)$$



а



б

Рис. 3

В итоге вся транспортная операция будет проанализирована на возможность ее выполнения, а также определены потребная масса топлива и наибольшая взлетная масса вертолета:

$$M_{\text{топ}_S} = M_{\text{топ}_{AB}} + M_{\text{топ}_{BC}} + M_{\text{топ}_{CD}}; \quad (27)$$

$$M_{\text{взл}_{\text{max}}} = \text{MAX}(M_{\text{взл}_A}, M_{\text{взл}_B}, M_{\text{взл}_C}). \quad (28)$$

Отметим, что протяженность горизонтальных участков AB , BC , CD полета по маршруту определяется с учетом расстояний, пролетаемых вертолетом при наборе высоты и снижении с заданным углом наклона траектории.

Рассмотрим работу описанного алгоритма на примере медицинской модификации вертолета «Ансат» [17]. Это легкий многоцелевой вертолет в классе 3000–4000 кг, предназначенный для перевозки пассажиров, транспортировки грузов внутри грузовой кабины или на внешней подвеске, а также решения специальных задач. В зависимости от целевого назначения вертолет может выполняться в различных вариантах – поисково-спасательном, патрульном, медицинском, учебно-тренировочном, грузопассажирском, противопожарном и др.

Вертолет «Ансат» сконструирован по одновинтовой схеме с рулевым винтом. Несущий винт четырехлопастный, рулевой двухлопастный, шасси в базовом варианте ползковое. «Ансат» разработан в соответствии с нормами АП-29 (НЛГ-29), категория А. На вертолете установлены два турбовальных двигателя PW207K [4]. Максимальный запас топлива во внутренних топливных баках состав-

ляет $M_{\text{топ}} = 566$ кг. Масса пустого вертолета в базовой комплектации, по данным разработчика, $M_{\text{пуст}} = 2433$ кг.

Медицинская модификация дополнительно оснащается санитарной кабиной, модулем ММ-А.9520.000 (с носилками и приемным устройством) производства ООО «Казанский агрегатный завод» (Казань). Модуль обеспечивает транспортировку одного пациента, нуждающегося в интенсивной терапии и реанимационной помощи. В пассажирской кабине размещены два энергопоглощающих кресла для медицинского персонала, инкубатор для перевозки грудных детей и полка для размещения медицинского оборудования. Кресла, полка и медицинский модуль устанавливаются на рельсы, предусмотренные на панели пола пассажирской кабины вертолета.

Модуль ММ-А.9520.000 опционально может быть оснащен комплексом для перевозки неонатальных пациентов с целью непрерывного мониторинга их состояния и поддержания жизненно важных функций организма, который проводится во время эвакуации медицинской бригадой интенсивной терапии в объеме специальной врачебной помощи. Общая масса целевого медицинского оборудования $M_{\text{цел}} = 315$ кг, масса пустого вертолета в медицинском исполнении $M_{\text{пуст}} = 2748$ кг.

Для расчета по описанным алгоритмам характеристик транспортных операций и оценки принципиальной возможности их выполнения разработан пакет прикладных программ на алгоритмическом языке VBA, работающий в структуре электронных таблиц Excel [18].

Приведем таблицу задания параметров транспортной операции, выполняемой медицинским вертолетом на этапе *AB* (рис. 4, *а*), этапе *BC* (рис. 4, *б*), этапе *CD* (рис. 4, *в*).

	Стоянка 1	Точка А	Этап AB	Точка В	Стоянка 2
$H_{\text{ст}}, \text{ м}$	0	0	470	0	0
$T, \text{ }^\circ\text{C}$	1	1	1	1	1
$\tau_{\text{ст}}, \text{ мин}$	5	2,5	200	2	5
$\omega R_{\text{ст}}, \text{ м/с}$	180	154	154	154	180
$\Phi_{7\text{НВ}}, \text{ град}$	3		0		3
$M_{\text{гр}}, \text{ кг}$	77		-10		154
$M_{\text{ст. в т. 1}}, \text{ кг}$	3236,6	$M_{\text{взл. в т. А}}, \text{ кг}$	3218,7	$M_{\text{пос. в т. В}}, \text{ кг}$	$M_{\text{ст. в т. В}}, \text{ кг}$
		3227,3		3030,9	3024,2

а

	Стоянка 3	Точка В	Этап BC	Точка С	Стоянка 4
$H_{\text{пол}}, \text{ м}$	0	0	470	0	0
$T, \text{ }^\circ\text{C}$	1	1	1	1	1
$\tau_{\text{вис}}, \text{ мин}$	5	2,5	200	2	5
$M_{\text{гр}}, \text{ кг}$	180	237	237	237	180
$\tau_{\text{АНЗ}}, \text{ мин}$	3		0		3
$\theta_{\text{гр сн}}, \text{ град}$	237		-10		237
$M_{\text{ст. в т. В}}, \text{ кг}$	3097,9	$M_{\text{взл. в т. В}}, \text{ кг}$	3079,7	$M_{\text{пос. в т. С}}, \text{ кг}$	$M_{\text{ст. в т. С}}, \text{ кг}$
		3088,6		2890,8	2884,0

б

	Стоянка 5	Точка С	Этап CD	Точка D	Стоянка 6
$H_{\text{пол}}, \text{ м}$	0	0	470	0	0
$T, \text{ }^\circ\text{C}$	1	1	1	1	1
$\tau_{\text{вис}}, \text{ мин}$	5	2,5	15	2	5
$M_{\text{гр}}, \text{ кг}$	180	154	154	154	180
$\tau_{\text{АНЗ}}, \text{ мин}$	3		0		3
$\theta_{\text{гр сн}}, \text{ град}$	154		-10		77
$M_{\text{ст. в т. С}}, \text{ кг}$	2791,7	$M_{\text{взл. в т. С}}, \text{ кг}$	2774,5	$M_{\text{пос. в т. D}}, \text{ кг}$	$M_{\text{ст. в т. 6}}, \text{ кг}$
		2782,4		2753,5	2747,3

в

Рис. 4

Предполагается, что вертолет вылетает из точки базирования *A*, имея на борту медицинский персонал массой $M_{\text{ком}_{AB}}$. По прибытии в точку *B*, расположенную на расстоянии L_{AB} от точки взлета, вертолет забирает пациента и с коммерческой нагрузкой $M_{\text{ком}_{BC}}$ вылетает в медицинское учреждение,

находящаяся от точки B на расстоянии L_{BC} . После выгрузки пострадавшего вертолет с коммерческой нагрузкой $M_{\text{ком}_{CD}}$ возвращается в точку базирования D , преодолевая расстояние L_{CD} . В каждой точке маршрута задаются высотно-климатические условия полета, соответствующие заданию.

Текущие и интегральные затраты топлива на весь маршрут и время полета вычисляются с учетом потребной и располагаемой мощности двигателей и изменяющейся в процессе полета массы вертолета.

Рис. 5, *а* демонстрирует изменение потребных и располагаемых мощностей двигателей по этапам полета. На рис. 5, *б* приведена интегральная диаграмма расходования топлива на различных этапах полета, на рис. 5, *в* – интегральная диаграмма затрат времени на выполнение различных этапов полета.

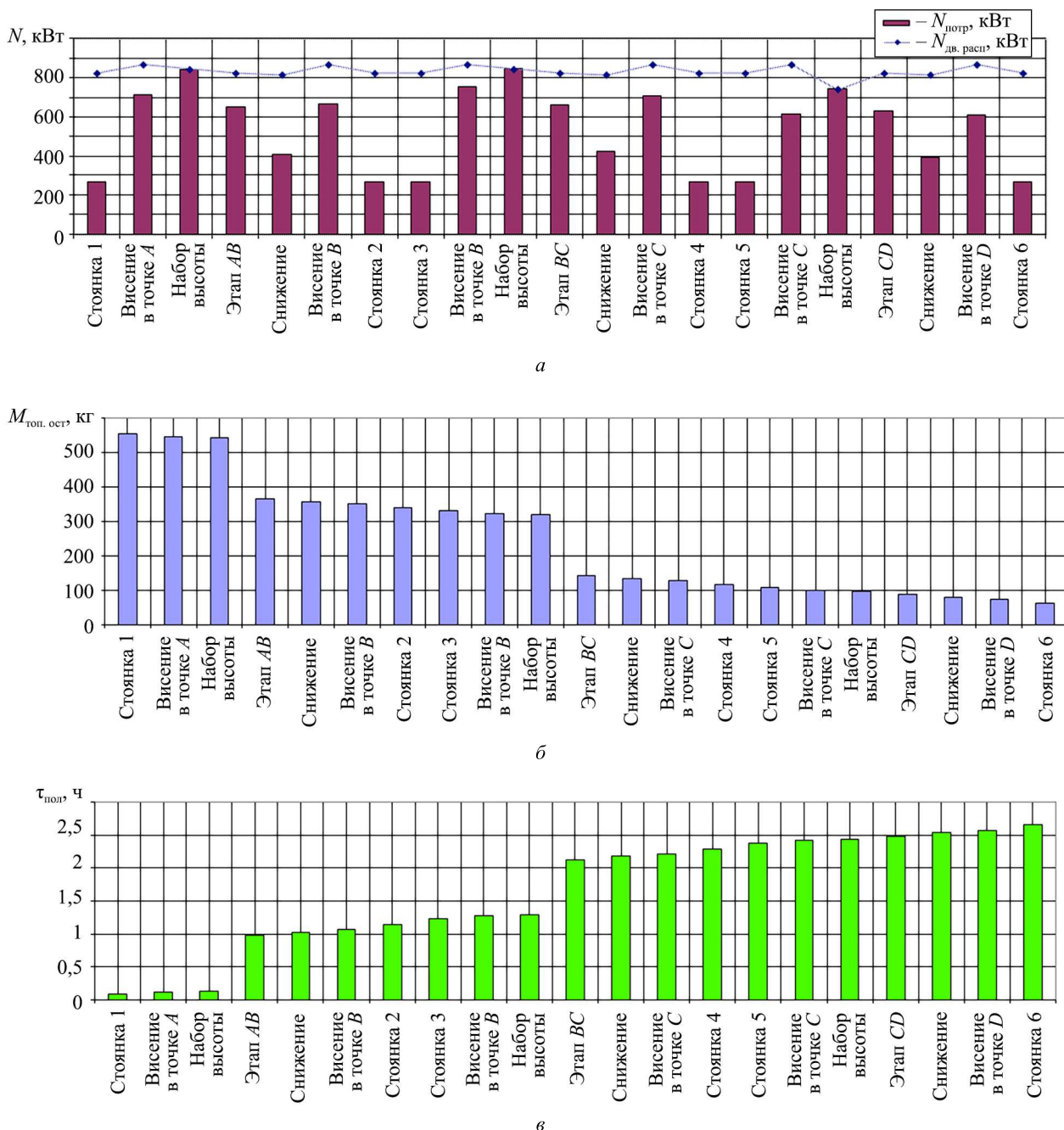


Рис. 5

Рассмотрим характеристики четырех региональных медицинских транспортных операций. Их исходные параметры, приведенные в табл. 2, выбраны в соответствии с условиями работы санитарной авиации в Республике Татарстан.

В непосредственной близости от Республиканской клинической больницы (Казань) расположена вертолетная площадка. Взлетая с нее, вертолет «Ансат» в зависимости от загрузки способен выполнить трехэтапную транспортную операцию в радиусе до $R_{\max} = 220$ км. Эта область покрывает практически всю территорию Республики Татарстан, за исключением «закамской» агломерации, где необходима дополнительная точка базирования вертолета «Ансат» с возможностью дозаправки топливом (рис. 6).

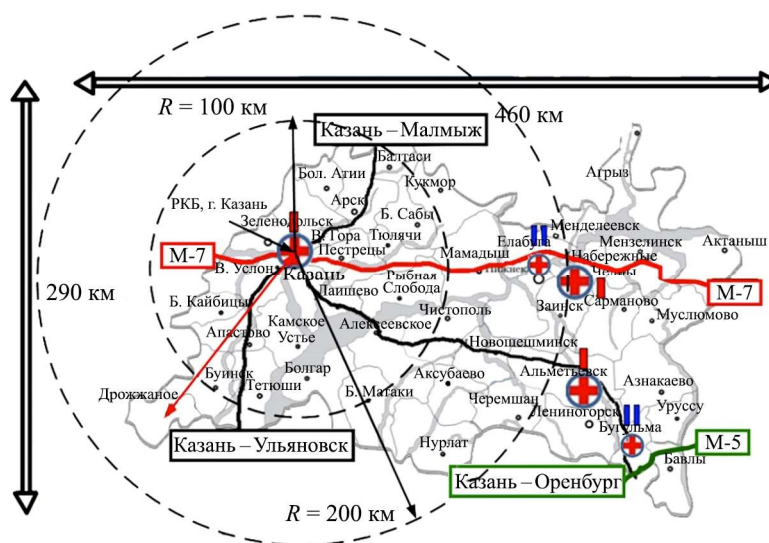


Рис. 6

Выберем и оценим характеристики медицинской транспортной операции, выполняемой вертолетом «Ансат» по маршруту Казань – районный центр Дрожжаное, при температуре окружающего воздуха $T = 1$ °C (табл. 2, вариант 1).

Таблица 2

Вариант операции	Коммерческий груз, кг			Этапы маршрута, км			Расход топлива q , кг/км	Показатели операции		
	$M_{\text{мр1}}$	$M_{\text{мр2}}$	$M_{\text{пост}}$	AB	BC	CD		$M_{\text{топ}}$, кг	$M_{\text{взл}}$, кг	$\tau_{\text{пол}}$, ч
С модулем ММ-А.9520.000										
и комплексом для транспортировки неонатальных пациентов										
1	77	-	80	220	225	10	1,11	506	3548	2,62
2	77	77	80	180	185	10	1,16	434	3553	2,27
3	77	77	0	185	180	10	1,16	433	3472	2,27
Без модуля ММ-А.9520.000										
4	77	-	80	232	230	10	1,11	517	3340	2,70

Согласно расчетам при нахождении пациента от точки базирования вертолета на расстоянии $L_{AB} \approx 220$ км на выполнение операции в целом потребуется $\tau_{\Sigma} \approx 2,62$ ч. Пациент массой $M_{\text{пост}} = 80$ кг в сопровождении одного медработника массой $M_{\text{мр1}} = 77$ кг будет доставлен в медучреждение через $\tau \approx 2,3$ ч от момента поступления заявки. Затраты топлива на выполнение такой операции будут равны $M_{\text{топ}\Sigma} \approx 506$ кг, что составляет 89 % от массы топлива, которое может быть размещено в топливных баках. Взлетная масса вертолета, заправленного в исходной точке базирования для выполнения полета, составит $M_{\text{взлA}} = 3548$ кг, что не превышает его предельно допустимой взлетной массы $M_{\text{взлmax}} = 3600$ кг.

При необходимости экстренной доставки пациента время операции может быть несколько сокращено за счет выполнения полета на режиме максимальной продолжительной мощности двигателей, что потребует увеличения массы необходимого топлива.

Если для сопровождения пострадавшего потребуется два медработника общей массой $M_{\text{мр1}} + M_{\text{мр2}} = 154$ кг (табл. 2, вариант 2), то радиус полета должен быть сокращен до $L_{AB} \approx 180$ км. Продолжительность такой операции в целом составит $\tau_{\Sigma} \approx 2,27$ ч, и пациент массой $M_{\text{пост}} = 80$ кг будет

доставлен в медучреждение через $\tau \approx 1,95$ ч от момента поступления заявки. На выполнение такой операции будет израсходовано $M_{\text{топ}\Sigma} \approx 434$ кг топлива, что составляет 76 % от максимально размещаемого в баках. Взлетная масса вертолета, заправленного в исходной точке базирования для выполнения полета, будет равна $M_{\text{взлА}} = 3563$ кг. Удельный расход топлива составит $q = 1,16$ кг/км.

Если программой операции не предусматривается доставка пациента в медучреждение или госпитализация не потребовалась, а для оказания медицинских услуг было запланировано два медработника массой $M_{\text{мп1}} + M_{\text{мп2}} = 154$ кг (табл. 2, вариант 3), радиус полета вертолета может быть увеличен до $L_{\text{AB}} \approx 185$ км. На выполнение такой операции потребуется $\tau_{\Sigma} \approx 2,27$ ч, потребная масса топлива будет равна $M_{\text{топ}\Sigma} \approx 433$ кг, что составит 76 % от максимально возможной. Взлетная масса вертолета, заправленного в исходной точке базирования, составит $M_{\text{взлА}} = 3472$ кг, удельный расход топлива $q = 1,16$ кг/км.

Рассмотрим вариант дополнительного оборудования пассажирской кабины без установки модуля ММ-А.9520.000 (табл. 2, вариант 4). В этом случае общая масса целевого медицинского оборудования будет $M_{\text{цел}} = 106$ кг, а масса пустого вертолета в медицинском исполнении составит $M_{\text{пуст}} = 2540$ кг. Радиус действия вертолета при перевозке пострадавшего в сопровождении одного медработника увеличивается до $R_{\text{max}} = 232$ км и ограничивается объемом внутренних топливных баков.

В результате проведенного исследования можно сделать следующие выводы.

С помощью разработанной математической модели расчета затрат топлива, необходимого для выполнения транспортной операции медицинского назначения вертолетом одновинтовой схемы, программно реализованной в структуре электронных таблиц Excel, получены дифференциальные и интегральные расходы топлива, а также затраты времени по этапам полета как в табличном, так и в диаграммном представлении.

При невозможности выполнения полета с планируемым вариантом загрузки в заданных географических и природно-климатическими условиях выдается информация о причинах нарушения установленных ограничений и путях их устранения в создавшейся ситуации.

Анализ одного варианта трехэтапной транспортной операции при наличии переносного компьютера средней производительности не превышает 3–4 мин, что позволяет оперативно планировать медицинские полеты в реальном масштабе времени как летному составу вертолетов, так и диспетчерам медицинских учреждений.

Увеличение радиуса действия медицинской модификации вертолета «Ансат» с сокращенным вариантом целевого оборудования более $R_{\text{max}} = 230$ км ограничено объемом внутренних топливных баков.

Возможным вариантом дальнейшего увеличения радиуса действия вертолета является взлет по более пологим траекториям на режимах работы двигателя меньше номинального.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Единая информационная система санитарной авиации [Электронный ресурс]. URL: <https://sanavia.info/vertolety-i-samolety-sanaviatsii/> (дата обращения: 11.08.2025).
2. *Володко А.М.* Основы летной эксплуатации вертолетов. Аэродинамика. М.: Транспорт, 1984. 256 с.
3. Вертолет Ми-8АМТ. Руководство по технической эксплуатации. Кн. 1. Общие сведения [Электронный ресурс]. URL: <https://helisystems.ru/wp-content/uploads/2022/02/RTE-Mi-8AMT-kniga-1.pdf> (дата обращения: 11.08.2025).
4. *Расходов А.Е. и др.* Конструкция вертолета АНСАТ-У и его систем. Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2010. 279 с.
5. *Гирфанов А.М., Гирфанова Р.А.* Численное моделирование полета вертолета по заданной траектории // Изв. вузов. Авиационная техника. 2016. № 3. С. 40–44.
6. *Онушкин Ю.П., Сизов Д.А., Островой А.В.* Инженерно-штурманский расчет полета сверхлегкого беспилотного вертолета с поршневым двигателем // Изв. вузов. Авиационная техника. 2022. № 1. С. 106–115.
7. *Артамонов Б.Л., Журавлев В.Н., Шайдаков В.И.* Выбор параметров вертолета, выполняющего двухэтапную транспортную операцию // Полет. 2018. № 1. С. 29–43.
8. *Артамонов Б.Л., Заграничнов А.С., Лисовинов А.В.* Тяжелый вертолет для арктической транспортной системы // Вестник МАИ. 2021. № 2. С. 52–68.

9. Артамонов Б.Л., Синяев А.Э. Транспортная модификация вертолета Ми-26Т2 для перевозки крупногабаритных грузов // Вестник МАИ. 2025. № 1. С. 67–81.
10. Шайдаков В.И. Дисковая вихревая теория несущего винта с постоянной нагрузкой по диску // Проектирование вертолетов: Сб. ст. М.: МАИ, 1976. № 381. С. 57–69.
11. Шайдаков В.И., Асеев В.И. Алгоритмы и программы расчетов при проектировании вертолетов. Расчет нормального компонента индуктивной скорости в плоскости диска шарнирного несущего винта. М.: МАИ, 1979. 49 с.
12. Николаев Е.И., Николаева М.Н. Метод дискретных вихревых цилиндров для расчета индуктивных скоростей несущего винта вертолета // Изв. вузов. Авиационная техника. 2016. № 1. С. 9–14.
13. Тищенко М.Н., Некрасов А.В., Радин А.С. Вертолеты. Выбор параметров при проектировании. М.: Машиностроение, 1976. 368 с.
14. Тищенко М.Н. Выбор параметров вертолета на начальной стадии проектирования. М.: МАИ-Принт, 2011. 122 с.
15. Касторский В.Е. Практические работы по курсу воздушных винтов. М.: Краснознам. ордена Ленина воен.-воздуш. инж. акад. им. проф. Н.Е. Жуковского, 1948. 146 с.
16. Возжаев Е. Новые аэродинамические решения // Вертолет [Электронный журнал]. 2005. № 4. URL: <https://military.wikireading.ru/hogYQtMGNF> (дата обращения: 11.08.2025).
17. Гарипов А.О. Вертолет «Ансат». Перспективы развития и модернизации [Электронный ресурс]. URL: <https://helicopter.su/wp-content/uploads/2019/11/Garipov-1.pdf> (дата обращения: 11.08.2025).
18. Эйткен П. Разработка приложений на VBA в среде Microsoft Office XP. М.: Вильямс, 2003. 496 с.

Поступила в редакцию 11.09.25

После доработки 19.09.25

Принята к публикации 19.09.25

Calculation of Fuel Costs for Performing a Medical Transport Operation by Helicopter

B.L. ARTAMONOV

Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow

The paper presents a mathematical model designed to estimate the fuel costs of a single-rotor helicopter when performing a medical transport operation. The possible scenarios of using the Ansat helicopter in the conditions of geographical and climatic features of the Republic of Tatarstan are analyzed

Single-rotor helicopter, three-stage transport operation, mathematical model, fuel costs per flight