

ПРОЕКТИРОВАНИЕ, КОНСТРУКЦИЯ И ПРОИЗВОДСТВО ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 629.735.33.014.16:533.662.6

DOI: 10.34759/vst-2021-2-52-68

ТЯЖЕЛЫЙ ВЕРТОЛЕТ ДЛЯ АРКТИЧЕСКОЙ ТРАНСПОРТНОЙ СИСТЕМЫ

Артамонов Б.Л.^{1*}, Заграничнов А.С.^{2**}, Лисовинов А.В.^{3***}

¹ *Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ,
Волоколамское шоссе, 4, Москва, 125993, Россия*

² *Вертолеты России,
Большая Пионерская ул., 1, Москва, 115054, Россия*

³ *Национальный центр вертолетостроения имени М.Л. Миля и Н.И. Камова,
ул. Гаршина, 26/1, Томилино, Московская область, 140070, Россия*

* *e-mail: k102@mai.ru*

** *e-mail: senya.zagr@mail.ru*

*** *e-mail: lisowinov.alexandr@yandex.ru*

Статья поступила в редакцию 31.03.2021

Рассматриваются особенности формирования облика транспортного вертолета одновинтовой схемы, выполняющего двухэтапную транспортную операцию в условиях Крайнего Севера. Описаны математические модели весового и аэродинамического расчета вертолета. На примере тяжелого вертолета показана возможность выполнения характерных для данного региона транспортных операций. Исследовано влияние диаметра несущего винта на технические критерии эффективности вертолета, облик которого сформирован под заданную операцию.

Ключевые слова: вертолет одновинтовой схемы, формирование облика вертолета, двухэтапная транспортная операция, математическая модель весового и аэродинамического расчета, компоновка вертолета, особенности конструкции.

Введение

Развитие Арктической зоны Российской Федерации (АЗРФ) является неотъемлемой частью внутренней и внешней политики государства. В российской Арктике, как полагают учёные, сосредоточено около 95% общего объёма отечественного природного газа и около 60% запасов нефти,

что обуславливает важность данного региона [1]. К тому же арктический шельф богат и многими полезными ископаемыми — золотом, медью, никелем, оловом, платиной, марганцем, углем и пр. Даже это беглое перечисление позволяет относить шельфы нашей Арктики по объёму ресурсов и разнообразию видов минерального сырья к числу

ведущих регионов страны [1]. Основными целями, которые преследует Россия, являются: береговая и пограничная охрана, добыча и использование природных ресурсов, развитие Северного морского пути, снабжение дрейфующих и полярных станций, перевозка пассажиров и грузов в районах Крайнего Севера.

Авиация в Арктике появилась уже в начале XX века, существенное развитие самолетная полярная авиация получила после Великой отечественной войны. Вертолетная техника также применялась в арктической зоне, но вертолета специального, спроектированного под Арктику, в то время не было. Решение вышеперечисленных задач невозможно было без создания авиационной транспортной системы (АТС), одним из элементов которой, учитывая специфику территории, является вертолет.

Подробно необходимость развития региональной авиации АЗРФ описана в работе [2].

Эксплуатируемый в Арктической зоне вертолет должен быть способен выполнять следующие операции:

- транспортировка войск, военной техники, вооружения и материальных средств и обеспечение перебазирования (маневра) авиации;
- доставка вахтовых нарядов в оперативные зоны и их возвращение после выполнения задачи;
- эвакуация раненых и больных;
- транспортировка топлива с возможностью автономной заправки наземной техники и других ЛА;
- проведение поисково-спасательных операций;
- перевозка контролируемых групп командного состава;
- высадка и эвакуация пограничных нарядов и спецгрупп;
- доставка продовольствия в труднодоступные места;
- содействие улучшению инфраструктуры районов в части монтажно-строительных работ, доставки стройматериалов, вывоза отслужившего свой срок оборудования и скопившегося мусора;
- сопровождение морских судов.

Целью проекта является формирование транспортной системы, отвечающей всем условиям региона, и решение на её основе как военных, так и гражданских задач.

Арктическая транспортная система (АТС) формируется с учетом:

- особенностей окружающей среды и условий эксплуатации авиационной техники (АТ);

- географического расположения точек базирования АТ, расстояний и высот между ними;
- номенклатуры грузов, подлежащих транспортировке.

АЗРФ характеризуется суровым климатом, которому присущи следующие особенности:

1) экстремально низкие температуры в течение длительного интервала времени (среднесуточная температура от -40°C до -65°C продолжительностью около 85 дней в году);

2) частые изменения погодных условий, сопровождающиеся опасными погодными явлениями;

3) продолжительные осадки (дождь — более 50 мм за 12 часов, снег — более 20 мм за 12 часов), метели, туманы (в летне-осенний период до 100 дней в году);

4) обледенение и ледяные дожди, инверсия температуры воздуха по высоте до 3000 м;

5) сильные ветры в зимний период (скорость до 40–60 м/с у земли);

6) интенсивная турбулентность воздуха на всем высотном интервале полета вертолета;

7) агрессивная внешняя среда в виде соленой воды;

8) длительная полярная ночь (до 6 месяцев в году).

Географическое расположение АЗРФ определяет следующие особенности эксплуатации АТ в условиях региона:

1) большие перепады высот (от 0 до 1100 м над уровнем моря);

2) слаборазвитая авиационная инфраструктура;

3) преобладание безориентирной местности с водными пространствами и территориями, покрытыми снегом;

4) перебои связи из-за повышенной электромагнитной активности в приполярных зонах;

5) возможность посадок на неподготовленные заснеженные площадки;

6) безангарное хранение и эксплуатация;

7) необходимость поддержания продолжительного автономного функционирования.

Основой для формирования АТС в АЗРФ является маршрутная карта, показанная на рис. 1. На ней обозначены основные населенные пункты и наиболее важные стратегические опорные точки этого региона, а также расстояния между ними (черные линии).

Фиолетовой линией показан Северный морской путь, являющийся кратчайшим путем морского сообщения между Восточной Азией и Ев-

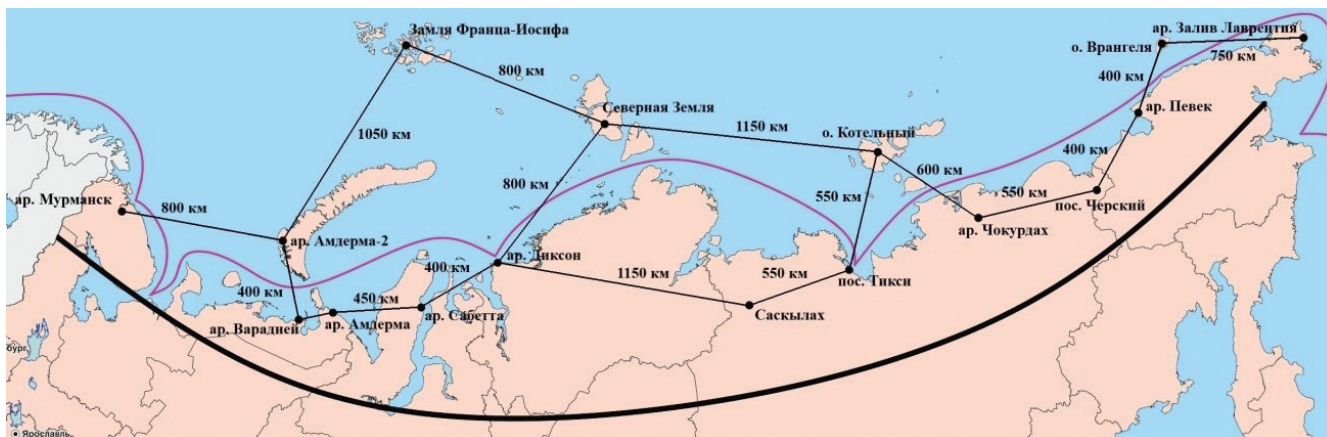


Рис. 1. Маршрутная карта для выбора участков транспортной системы

ропой и определяющий условия функционирования АТС и решаемые ею задачи. За 2019 год по этому маршруту было провезено более 30 тыс. т груза [3].

Одним из важнейших параметров АТС является перечень перевозимых грузов, покрывающий гражданские, коммерческие, военные нужды, а также потребности МЧС России и природоохранных организаций. В табл. 1 по данным [4–9] приведены массогабаритные характеристики перевозимых грузов, которые позволят определить параметры грузовой кабины и коммерческую нагрузку вертолета.

На основе анализа приведенного списка грузов, географического расположения мест предполагаемого взлета/посадки АТС и климатических особенностей региона были выбраны две типовые транспортные операции (ТО), в одной из которых упор будет сделан на дальность полета, а во второй — на массу перевозимого груза. Эти ТО были положены в основу выбора параметров вертолета, способного выполнять вышеперечисленные задачи в условиях АЗРФ. Ключевые параметры этих ТО приведены в табл. 2.

В 2016 г. согласно решению Министерства обороны РФ на Улан-Удэнском авиационном

Таблица 1

Массогабаритные характеристики перевозимых грузов

Наименование	Масса, кг	Габариты ГхШхВ, мм	Код-во, шт.
Международный морской стандартный контейнер	-	6058x2438x2591	1
Бронетранспортер БТР-82А	16000	7580x2985x2725	1
Самоходная гаубица 2С1М1	15700	7260x2850x2725	1
Снегоболотоход ГАЗ-3344-20	7500	9930x2380x2700	1
Снегоболотоход Трэкол 39294	2900	5920x2550x2850	2
Снегоход ТТМ-1901 «Беркут 2»	1200	3870x1730x1970	3
Снегоход АС-1	320	2950x1150x1460	6
Дополнительные топливные баки (3700 л)	-	5250x1100x1100	4
Пассажиры	100	-	80
Больные (раненые) и медработники	100	-	60+3

Таблица 2

Типовые авиационные транспортные операции, характерные для АЗРФ

Параметры ТО	Обозначение ТО	
	ТО-1	ТО-2
Высота точки взлета, м	100	100
Расстояние между точками взлета и посадки, км	800	600
Масса перевозимого груза, кг	16000	20000
Высота точки посадки, м	100	100
Температура в точках взлета и посадки, °С	-50	-50
Необходимость вертикального взлета и посадки	обязательна	обязательна

заводе была создана специальная модификация вертолета Ми-8АМТ для полетов в условиях Арктики, получившая обозначение Ми-8АМТШ-ВА [10] (рис. 2). Его основные тактико-технические характеристики (ТТХ) приведены в табл. 6 (по данным [11]). Анализ показывает, что этот вертолет не в состоянии выполнить типовые транспор-

тные операции ТО-1 и ТО-2 в АЗРФ. Поэтому необходима разработка нового вертолета, обладающего большей грузоподъемностью и дальностью полета.

Анализ показывает, что для выполнения ТО-1 и ТО-2 требуется вертолет, размерность которого сопоставима с вертолетом Ми-26. Однако даль-



Рис. 2. Вертолет Ми-8АМТШ-ВА

нейшее развитие этого вертолета проблематично из-за прекращения поставок двигателей Д-136, производимых на Украине. Тем не менее, сама концепция вертолета Ми-26 может быть положена в основу создания нового тяжелого транспортного вертолета, ориентированного на эксплуатацию в условиях АЗРФ. Представляется целесообразным рассмотреть возможность применения на таком вертолете двигателя ПД-12В, проект которого разрабатывается на Пермском авиационном заводе «ОДК-Авиадвигатель» [12] для замены двигателя Д-136.

Для выбора параметров нового вертолета использованы подходы, описанные в работах [13, 14]. Они основаны на формировании облика вертолета, способного выполнить заданную транспортную операцию. Пользователь задаёт ключевые параметры вертолета, а реализованный программным путем алгоритм автоматически формирует под них облик вертолета. Если при заданных параметрах уравнение весового существования вертолета имеет решение и транспортная операция может быть выполнена, то задача считается решённой и полученная информация может быть использована для вычисления технических и экономических критериев данного варианта вертолета. Если решение получить невозможно и вертолёт с заявленными параметрами не может выполнить заданную транспортную операцию, то пользователю выдаётся информация о возникших проблемах. Он должен понять их причины и скорректировать параметры вертолета таким образом, чтобы получить решение задачи.

Весовой расчёт вертолета заключается в численном решении уравнения весового существования летательного аппарата (ЛА), которое имеет вид

$$M_{\text{взл}} = \sum_{i=1}^N M_i, \quad (1)$$

где $M_{\text{взл}}$ — максимальный взлетный вес вертолета при выполнении заданной транспортной операции; N — число агрегатов и систем вертолета в структуре весовой сводки; M_i — масса какого-либо агрегата или системы.

В соответствии с моделью М.Н. Тищенко — А.В. Некрасова [15, 16], полученной на основе статистической обработки по ключевым параметрам данных весовых сводок реальных вертолетов, выполненных по аналогичной концепции, но в разных размерностях и весовых категориях, мас-

са какого-либо агрегата или системы вертолёта M_i представляется в виде произведения ключевых N_i параметров p_j , определяющих условия функционирования этих агрегатов или систем, возведённых в некоторую степень α_j , размерного весового коэффициента W_i и безразмерного коэффициента K_i :

$$M_i = K_i W_i \prod_{j=1}^{N_i} p_j^{\alpha_j}. \quad (2)$$

Размерные коэффициенты W_i позволяют корректно настроить весовую модель ЛА на определенный тип конструкции агрегата или системы, а также учесть технологический прогресс развития авиационной техники при выполнении прогнозных исследований [17].

Следует отметить, что в качестве параметра p_j , определяющего массу некоторых систем или агрегатов (например, фюзеляж или шасси), может выступать искомая взлетная масса аппарата $M_{\text{взл}}$, возведённая в некоторую степень. Это приводит к трансцендентной форме уравнения (1) и требует поиска численных способов его решения. Подробно алгоритм весового расчета описан в работе [13].

Аэродинамический расчёт вертолета при выборе его параметров проводится с целью определения мощности двигателей, потребной для выполнения заданной транспортной операции, и необходимого для этого запаса топлива. Поскольку масса двигателей $M_{\text{дв}}$ и масса топлива $M_{\text{топ}}$ входят в уравнение весового существования вертолета (1), аэродинамический расчёт должен выполняться на каждом шаге решения этого уравнения, которое, как правило, имеет итерационный характер с недостаточно выраженной сходимостью.

Это обстоятельство накладывает принципиальные ограничения на выбор математической модели аэродинамического расчёта, которая должна не только обеспечивать высокое быстродействие, но и учитывать принципиально важные параметры вертолета, определяющие его облик. Сформулированные особенности модели аэродинамического расчёта особенно важны для вертолёта, несущий винт которого во многом определяет облик ЛА в целом, а корректный расчёт аэродинамических характеристик винта требует существенных затрат вычислительных ресурсов. Именно поэтому в задачах по выбору параметров вертолета обычно используются упрощенные мате-

математические модели аэродинамики винта, основанные на импульсной или дисковой вихревой теории.

Отметим, что в целях повышения быстродействия аэродинамического расчета рассматривались только два уравнения движения вертолета как материальной точки под действием массовых и аэродинамических сил:

$$\sum_{i=1}^N F_{yi} = 0, \quad \sum_{i=1}^N F_{xi} = 0, \quad (3)$$

где F_{yi} , F_{xi} — проекции действующих на вертолет сил в земной системе осей координат, а балансировка по моментам не учитывалась. Этого вполне достаточно для определения крейсерской скорости полета вертолета, определяющей расходы топлива на выполнение транспортной операции, а также анализа режимов набора высоты и снижения.

Для получения корректных результатов при формировании облика нового вертолета требуется верификация программы. Цель верификации — удостовериться в правильности заложенных в программу физических законов и зависимостей. Задача верификации — добиться максимального совпадения между расчетными и фактическими значениями ключевых параметров вертолета, принятого за прототип. В качестве таких параметров были выбраны: взлетная масса вертолета Ми-26, принятого за прототип арктического вертолета, зависимости потребной мощности от скорости полета, а также часового и километрового расходов топлива от скорости полета.

Верификация модуля весового расчета заключалась в совпадении расчетной и реальной весовых сводок вертолета Ми-26 при задании его параметров и, как следствие, совпадении взлетной массы, которое обеспечивается корректировкой весовых коэффициентов W_i в достаточно узком диапазоне значений. Это исключает получение результатов расчета, далеких от реальных значений масс систем и агрегатов вертолета, принятого за прототип.

Верификация модуля аэродинамического расчета заключалась в совпадении расчетных и взятых по данным летных испытаний зависимостей потребной мощности и расходов топлива при выполнении вертолетом горизонтального полета. Совпадение на скоростях полета больше крейсерской обеспечивалось незначительной корректировкой по скорости угла заклинивания несущего винта относительно строительной горизонтали

фюзеляжа, равноценной продольному отклонению эквивалентной плоскости вращения лопастей несущего винта за счет автомата перекоса.

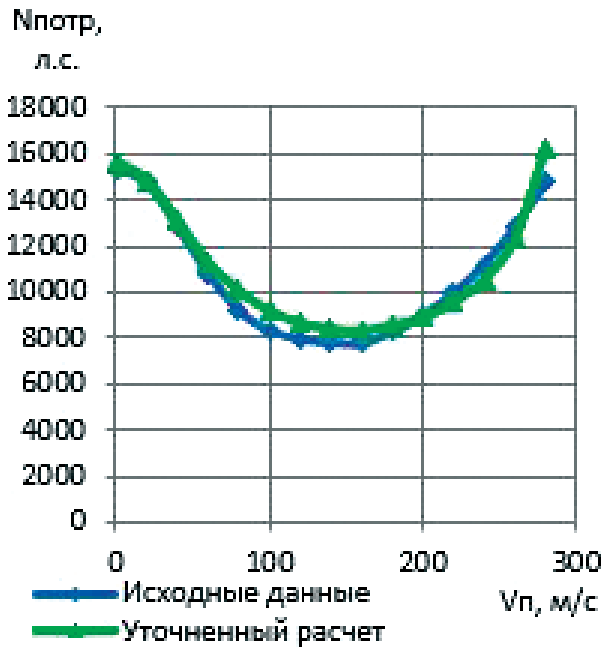
Результат верификации программного обеспечения представлен на графиках рис. 3. Как видно, расчетные значения анализируемых характеристик хорошо согласуются с данными летных испытаний, что свидетельствует о достоверности получаемых результатов.

Помимо выполнения транспортных операций ТО-1 и ТО-2, вертолет, проектируемый для АЗРФ, должен обеспечивать эксплуатацию в следующих условиях:

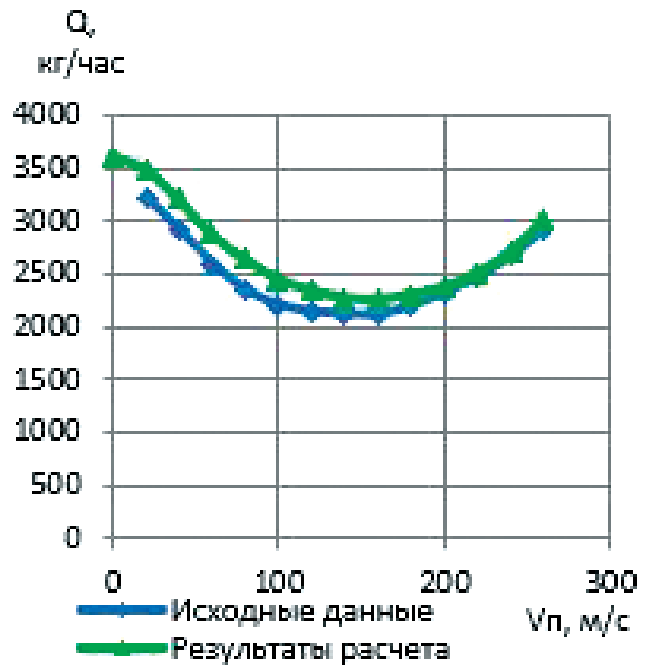
- 1) повышенная влажность, обильные осадки и воздействие морской соли;
- 2) возможность хранения на открытых стоянках при температурах до -60°C ;
- 3) температура наружного воздуха от $+40$ до -50°C ;
- 4) запуск двигателей при температуре воздуха выше -30°C при условии автономного базирования с использованием любого из применяемых топлив и штатных бортовых источников энергии, а при температуре воздуха ниже -30°C — с использованием аэродромного или дополнительного бортового оборудования;
- 5) полеты в условиях ограниченной видимости и над безориентирной местностью;
- 6) раскрутка и остановка винтов при скорости ветра до $20...30$ м/с под углом $\pm 30^{\circ}$ к продольной плоскости вертолета;
- 7) посадка на мягкий грунт (снег) с прочностью не менее $4,5$ кг/см²;
- 8) взлет и посадка с площадок с углом наклона от 8 до 10° в любом направлении;
- 9) положительная плавучесть и «неопроектирование» в случае аварийной посадки на воду в течение не менее 90 секунд;
- 10) безопасное покидание вертолета экипажем и пассажирами после аварийной посадки на воду.

Для выполнения этих требований необходимо внесение ряда конструктивных изменений в элементы конструкции и системы арктического вертолета по отношению к прототипу, а также установка новых систем. Перечислим наиболее важные.

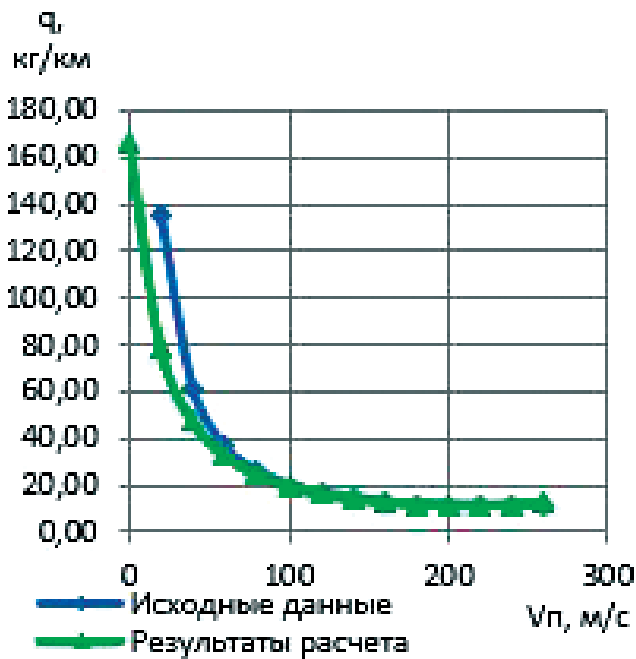
1. Система прогрева агрегатов вертолета на стоянке.
2. Индивидуальное снаряжение для членов экипажа — морской спасательный комплект МСК-5 производства ЗАО «НПО «Динафорс» [18].



а)



б)



в)

Рис. 3. Сравнение результатов расчета с данными летных испытаний вертолета Ми-26 ($M_{взл} = 49600$ кг, $H = 500$ м, МСА): а — потребляемая мощность; б — часовой расход топлива; в — километровый расход топлива

3. Индивидуальное снаряжение для пассажиров — спасательный гидротермокостюм ГТКС-2004, обеспечивающий плавучесть в течение не менее 6 часов при температуре воды от -1°C до $+30^{\circ}\text{C}$ [19].

4. Система кондиционирования МСК-5, предназначенная для сохранения тепла и поддержания летчика на плаву в случае аварийной посадки.

5. Выдавливаемые окна для обеспечения аварийного выхода в случае аварийного приводнения вертолета [пункт 29.807(d)] в соответствии с 7-й поправкой CS-29 [20].

6. Система освещения аварийных выходов вертолета.

7. Аварийно-спасательные плоты внешнего размещения в качестве группового средства спасения с обеспечением аварийной плавучести.

8. Система аварийного приводнения для обеспечения плавучести вертолета в течение промежутка времени, достаточного для покидания вертолета экипажем и пассажирами до его затопления. Обеспечивается установкой 8 баллонетов.

9. Теплозвукоизоляция для пассивного утепления внутрикабинных пространств.

Включение в конструкцию арктического вертолета указанных систем потребовало внесения изменений в модуль весового расчета путем учета:

- массы плотов

$$m_{пл\ \Sigma} = 0,014m_{пасс} + 36,69, \quad (4)$$

где $m_{пасс}$ — масса одного пассажира с костюмом ГТКС-2004, равная 100 кг;

- массы системы аварийного приводнения

$$m_{САП} = 0,1045m_{взл\ \max}^{0,8321}, \quad (5)$$

Где $m_{взл\ max}$ — максимальная взлетная масса вертолета;

- массы теплозвукоизоляции

$$m_{ТЗИ} = 0,0225m_{взл\ max}^{0,8092} \quad (6)$$

Формирование облика опирается на предварительную компоновку вертолета, номенклатуру перевозимых грузов и выбранные ТО. На основе исходных данных (рис. 4) с использованием про-

может быть решена и для нескольких типовых транспортных операций, выполняемых вертолетом.

Для проектируемого арктического вертолета основными параметрами транспортных операций являются максимальная дальность полета и масса перевозимого груза. Эффективность выполнения ТО оценивалась по критерию приведенной производительности, сформулированному М.Н. Тищенко [15]:

Вертолет	Несущий винт				Рулевой винт	Фюзеляж	Двигатели		Трансмиссия	Загрузка			
$M_{пол}, кг$	не используется				$D, м$	$7,6$	$\Sigma CxS, м^2$	$8,03$	$N_{двс\ чр}, кВт$	$17000,0$	$i_{пр}$	$M_{груз\ max}, кг$	20000
$\Delta N, кВт$	$110,3$	$\omega R, м/с$	221		$\omega R, м/с$	221	$\Delta \Sigma CxS_{пр}, м^2$	не используется	$N_{двс\ взи}, кВт$	$14914,0$	$i_{пр}$	$M_{топл\ max}, кг$	9323
$CN, \%$	$3,2$	σ_T	$0,1273$		σ_T	$0,1960$	$\Sigma \text{внв}, ^\circ$	-8	$N_{двс\ некн}, кВт$	$12677,0$	$i_{пр}$	$M_{эксплзт}, кг$	300
$\Delta N_{пзу}, кВт$	$2068,0$	η	1		η	1	$\text{срв}, ^\circ$	0	$N_{двс\ кр}, кВт$	$11373,3$	$i_{пр\ экк}$	$M_{аккумулят}, кг$	107
$\Delta N_{адрф}, кВт$	$3,0$	$\Delta \varphi \Sigma, ^\circ$	$5,5$		$\Delta \varphi \Sigma, ^\circ$	0	$\text{внв}, м$	$6,22$	$C_{D0\ взи}, кг/кг \cdot \text{ч}^2$	$0,286$	$f_{без\ экк}$	$M_{пиро\ доп}, кг$	59
$\Delta N_{акстк}, кВт$	$13,5$	γ_a	$7,35$	$1,319631219$	$\gamma_{л}$	$0,48$	$L_{рв}, м$	$20,05$	$M_{двс}, кг$	$2446,0$		$M_{ручн\ упр}, кг$	$53,5$
$\Delta N_{ас\ шд}, кВт$	$102,4$	$k_{зад}$	$0,4$		$k_{зад}$	$0,6$	$L_{гр\ отс}, м$	$12,0$	$M_{вртд}, кг$	$340,0$		$M_{дополн}, кг$	274
$\Delta N_{ас\ тр}, кВт$	$26,8$	$r_{г/R}$	$0,15$		$r_{г/R}$	$0,2$	$N_{тр\ отс}, м$	$3,1$	$M_{трвс}, кг$	$283,0$		$M_{чел\ доп}, кг$	0
$\Delta N_{вент}, кВт$	$48,0$	λ	20		λ	$8,12$	$L_{каб}, м$	$2,5$					
$\Delta N_{гс}, кВт$	$9,0$	K_a	8		K_a	5							
$\Delta N_{пс}, кВт$	$3,2$	$r_{врт/R}$	$0,106$		$r_{врт/R}$	$0,125$							
		$r_{цт/R}$	$0,48$		$r_{цт/R}$	$0,45$							
		$\eta_{ав}$	$0,7$		$\eta_{ав}$	$0,6$							
		$N_{адрф}$	5		Профиль	NACA 230-12							
		i	γ_1	$\gamma_{г-1}$	Профиль								
		1	$0,2$	$0,45$	D2-17(-6 5)_2								
		2	$0,45$	$0,67$	MO(-5 5)_2								
		3	$0,67$	$0,82$	MO(-5 10)_2								
		4	$0,82$	$0,903$	MO(-3 5)_2								
		5	$0,903$	1	CB(-3 5)_2								
Одноэтапная транспортная операция				Характеристика операции				Результаты весового расчета					
	Точка А	Маршрут АВ	Точка В										
$H, м$	100	$H, м$	500	$H, м$	100	$q_{час}, кг/ч \cdot \text{члс}$	$2188,50$	$M_{пустого}, кг$	$30486,2$				
$T, ^\circ C$	20	$L, км$	600	$T, ^\circ C$	20	$q_{км}, кг/км$	$11,05$	$M_{полн\ авт}, кг$	$684,6$				
$t_{взл}, мин$	5	$M_{груз}, кг$	20000	$t_{взл}, мин$	5	$K_{во\ ком}$	$0,353$						
Влияние земли	0	$M_{пасс}, кг$	0	Влияние з	0	$K_{во\ пол}$	$0,479$						
		$\Delta \Sigma CxS_{пр}, м^2$	0	$\varphi_{пр}, град$	-10	$L_{гид}, км/ч$	$69,87$						
		$T_{взл}, мин$	20			$L_{прив}, км^2/ч$	$358,26$						

Рис. 4. Форма представления исходных данных для формирования облика вертолета

граммы формирования облика вертолета [13] выполняется его весовой расчет, а также определяются следующие характеристики выполняемой ТО:

- коэффициент весовой отдачи по коммерческой нагрузке;
- коэффициент весовой отдачи по полезной нагрузке;
- удельная производительность;
- приведенная производительность;
- масса топлива, необходимая для выполнения ТО;
- часовой расход топлива;
- километровый расход топлива;
- время, затрачиваемое вертолетом на выполнение ТО.

Критерием оценки эффективности сформированного облика вертолета может выступать любая из перечисленных выше характеристик ТО, зависящая от параметров вертолета. Варьируя эти параметры и сравнивая полученные критерии между собой, можно найти оптимальные значения выбранных параметров. Аналогичная задача

$$P_{прив} = \frac{(m_{груза} + m_{пасс})L^2}{(1000m_{топл}t_{пол})}, \quad (7)$$

где $m_{груза}$ — масса груза, кг; $m_{пасс}$ — масса пассажиров, кг; $m_{топл}$ — масса топлива, кг; L — дальность полета, км; $t_{пол}$ — время полета, ч.

В качестве варьируемых ключевых параметров вертолета примем диаметр и удлинение лопасти несущего винта, диапазон изменения которых приведен в табл. 3.

На рис. 5 показаны зависимости коэффициента приведенной производительности $P_{прив}$ от

Таблица 3

Варьируемые параметры арктического вертолета

Параметр вертолета	Диапазон значений
Диаметр несущего винта $D_{НВ}, м$	32-36
Удлинение лопасти несущего винта $\lambda_{НВ}$	18-22

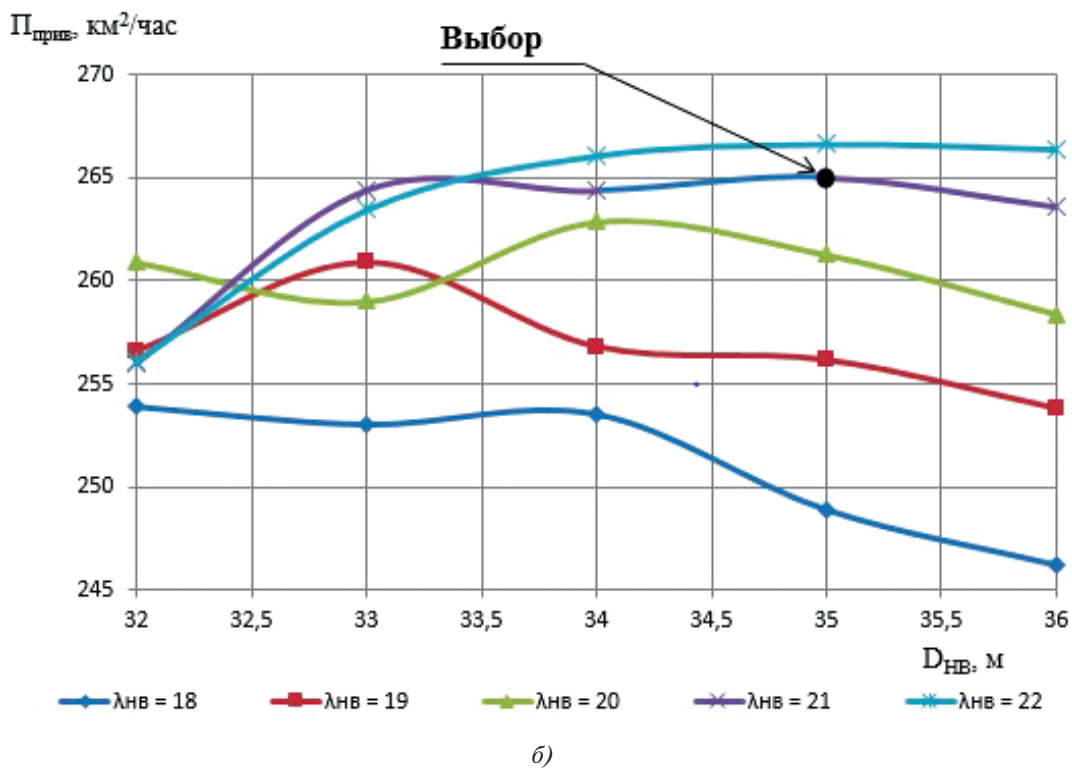
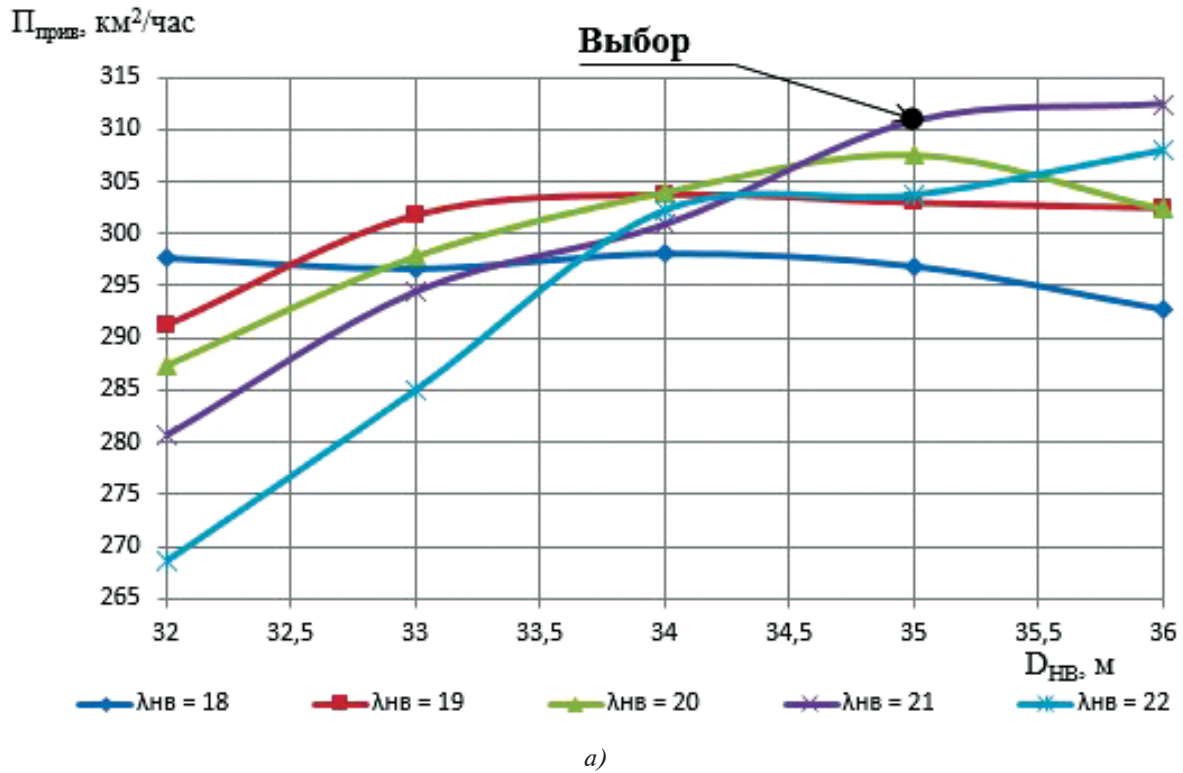


Рис. 5. Законы изменения коэффициента приведенной производительности $P_{прив}$ от параметров несущего винта вертолета для двух транспортных операций: а — ТО-1; б — ТО-2

диаметра несущего винта D_{HB} и удлинения лопасти λ_{HB} для двух транспортных операций ТО-1 и ТО-2, параметры которых были заданы в табл. 2.

Расчеты показывают, что для первой ТО предпочтительным является значение удлинения лопасти $\lambda_{HB} = 21$. При значении диаметра несущего винта $D_{HB} = 36$ м имеет место максимальная

производительность $P_{прив\ max} \approx 312\ \text{км}^2/\text{ч}$. Отметим, что в этой точке прирост производительности по отношению к $D_{НВ} = 35\ \text{м}$ невелик. Поэтому, из соображений уменьшения габаритов несущего винта и, как следствие, снижения массы и габаритов вертолета в целом, предпочтительнее значение $D_{НВ} = 35\ \text{м}$.

Анализируя вторую ТО, можно заметить, что при значении диаметра несущего винта $D_{НВ} = 35\ \text{м}$ также имеет место максимум приведенной производительности. Но в первой ТО он был получен при значении удлинения лопасти $\lambda_{НВ} = 21$, а во второй ТО данное значение удлинения лопасти занимает второе место. По результатам совместного анализа двух транспортных операций были выбраны следующие параметры несущего винта: $D_{НВ} = 35\ \text{м}$; $\lambda_{НВ} = 21$.

Анализ характеристик операций ТО-1 и ТО-2, выполняемых вертолетом с выбранными параметрами, показал, что в этих точках имеется некоторый запас по мощности двигателей. Это позволило рассмотреть обобщающую транспортную операцию ТО-3, превосходящую ТО-1 и ТО-2 по обоим параметрам – дальности и массе перевозимого груза. Параметры обобщающей операции ТО-3 приведены в табл. 4.

Расчеты показывают, что для выполнения обобщающей операции ТО-3 масса пустого проектируемого вертолета должна быть равна $M_{пуст} = 31347,8\ \text{кг}$, а аварийный запас топлива $M_{топл\ АНЗ} = 705,5\ \text{кг}$. Полученные характеристики этапов обобщающей операции ТО-3 приведены в табл. 5.

Интегральные характеристики операции ТО-3: $\tau_{полета} = 4,2\ \text{ч}$, $M_{топл} = 9806,8\ \text{кг}$.

На основании полученных результатов построена диаграмма «груз—дальность», показанная на

рис. 6. Для сравнения на неё помещены аналогичные диаграммы для вертолетов Ми-26 и Ми-8 АМТШ ВА. Из диаграммы явно видны транспортные возможности проектируемого арктического вертолета, существенно превосходящие характеристики прототипов.

Проработаны общий вид и компоновка арктического вертолета с учетом центровки всех агрегатов и систем, необходимых для эксплуатации в АЗРФ. Компоновка и общий вид вертолета показаны на рис. 7 и 8.

Имеющееся программное обеспечение позволяет оценить летно-технические характеристики вертолета (табл. 6) при выполнении заданной ТО. На рис. 9 и 10 показаны законы изменения по скорости полета часового и километрового расходов топлива для вертолета $M_{взл} = 61500\ \text{кг}$ в полете на высоте $H = 500\ \text{м}$ при температуре $T_{в} = -50^\circ\text{C}$.

На рис. 11 и 12 приведены аэродинамический паспорт и кривые скороподъемности арктического вертолета с выбранными параметрами.

Таблица 4

Параметры обобщающей транспортной операции

Параметры ТО	ТО-3
Высота точки взлета, м	100
Расстояние между точками взлета и посадки, км	800
Масса перевозимого груза, кг	20000
Высота точки посадки, м	100
Температура в точках взлета и посадки, °C	-50
Необходимость вертикального взлета и посадки	обязательна

Таблица 5

Характеристики этапов обобщающей операции ТО-3

Характеристика	Этапы транспортной операции				
	Висение	Набор высоты	Горизонтальный полет	Снижение	Висение
$N_{потр},\ \text{кВт}$	13979,9	15182,1	8616,9	5816,3	10986,4
$\Delta t,$ час	0,083	0,012	4,032	0,036	0,083
$\Delta M_{топл},\ \text{кг}$	281,6	41,2	9183,6	61,3	239,1
$N_{дв\ расп},\ \text{кВт}$	17111,6	17150,7	17218,7	17061,7	17111,6

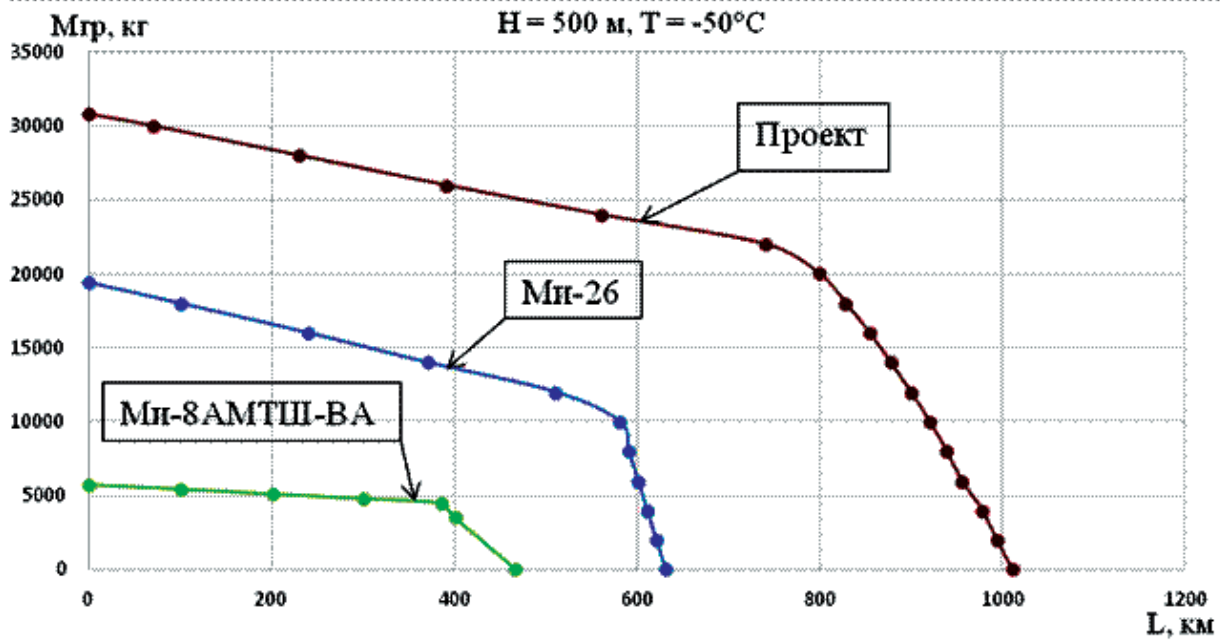


Рис. 6. Диаграммы «груз-дальность» для вертолетов Ми-26, Ми8АМТШ-ВА и проектируемого арктического вертолета

Таблица 6

Параметры и летно-технические характеристики вертолетов Ми-8АМТШ-ВА и проектируемого арктического вертолета

Характеристика	Ми-8 АМТШ-ВА	Проект
Длина (без винтов), м	18,99	35,59
Высота (без рулевого винта), м	4,76	8,71
Диаметр несущего винта, м	21,29	35
Диаметр рулевого винта, м	3,9	7,6
Максимальная взлетная масса, кг	13000	61500
Максимальная масса груза внутри грузовой кабины, кг	5500	30100
Максимальная масса груза на внешней подвеске, кг	5500	30100
Полезный объем грузовой кабины, м ³	23	146
Максимальная скорость полета, км/ч	250	235
Практический потолок, м	6000	2800
Дальность полета с максимальной взлетной массой, км	400	830
Двигатель (марка, количество)	ВК-2500-03 (2 шт.)	ПД-12В (2 шт.)
Взлетная мощность, л.с.	2x2700	2x11660
Количество перевозимых десантников, чел.	34	94
Количество перевозимых раненых на носилках, чел.	12	76
Экипаж, чел.	3	3
Масса пустого вертолета, кг	8600	31400
Боевая нагрузка, кг	2300	20000
Крейсерская скорость, км/ч	270	190
Скороподъемность, м/с	13,6	8,2
Статический потолок, м	3600	1100
Запас топлива, л	1720	10700
Перегоночная дальность, км	470	1030

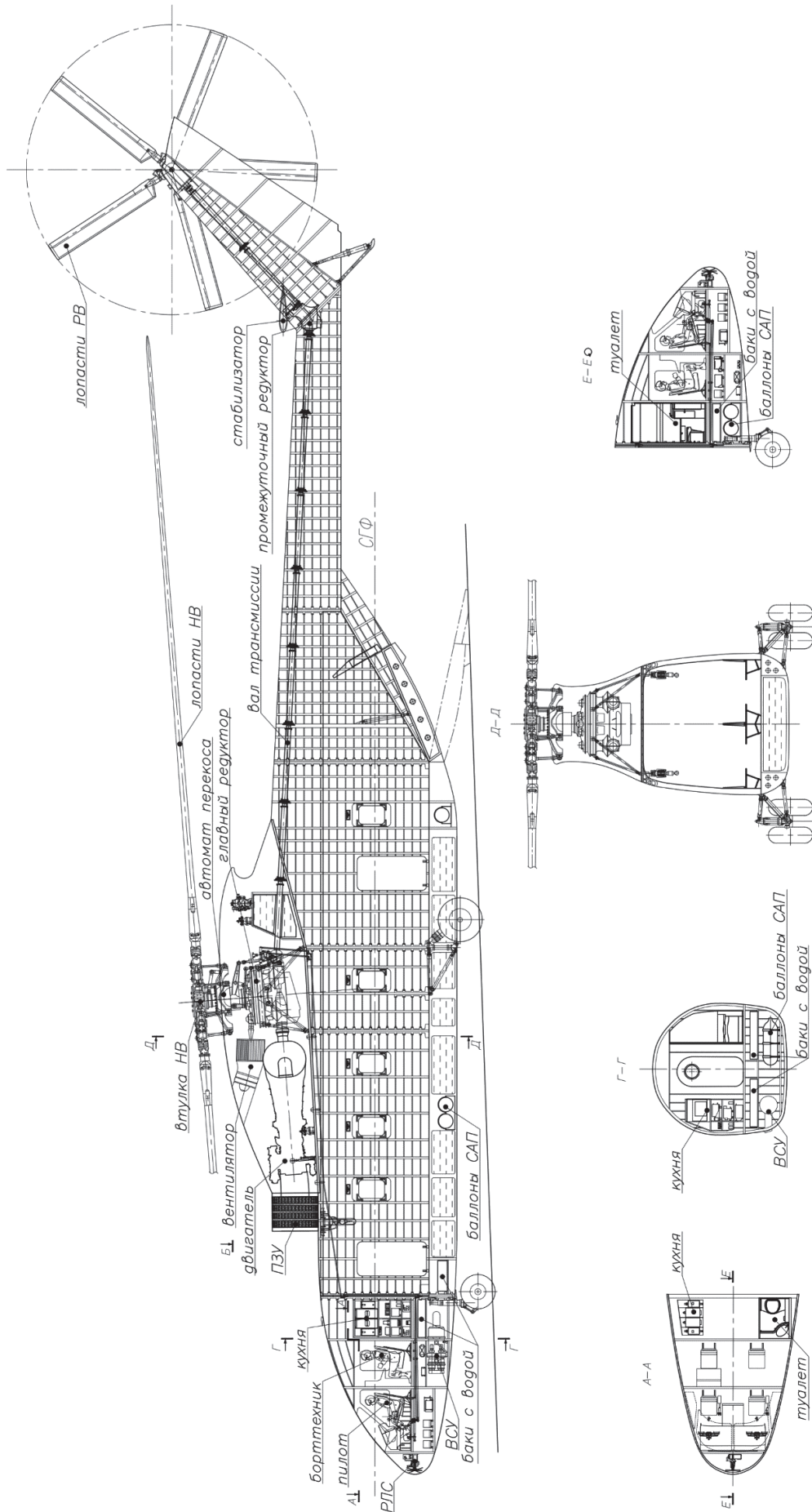


Рис. 7. Компоновка проектируемого арктического вертолета

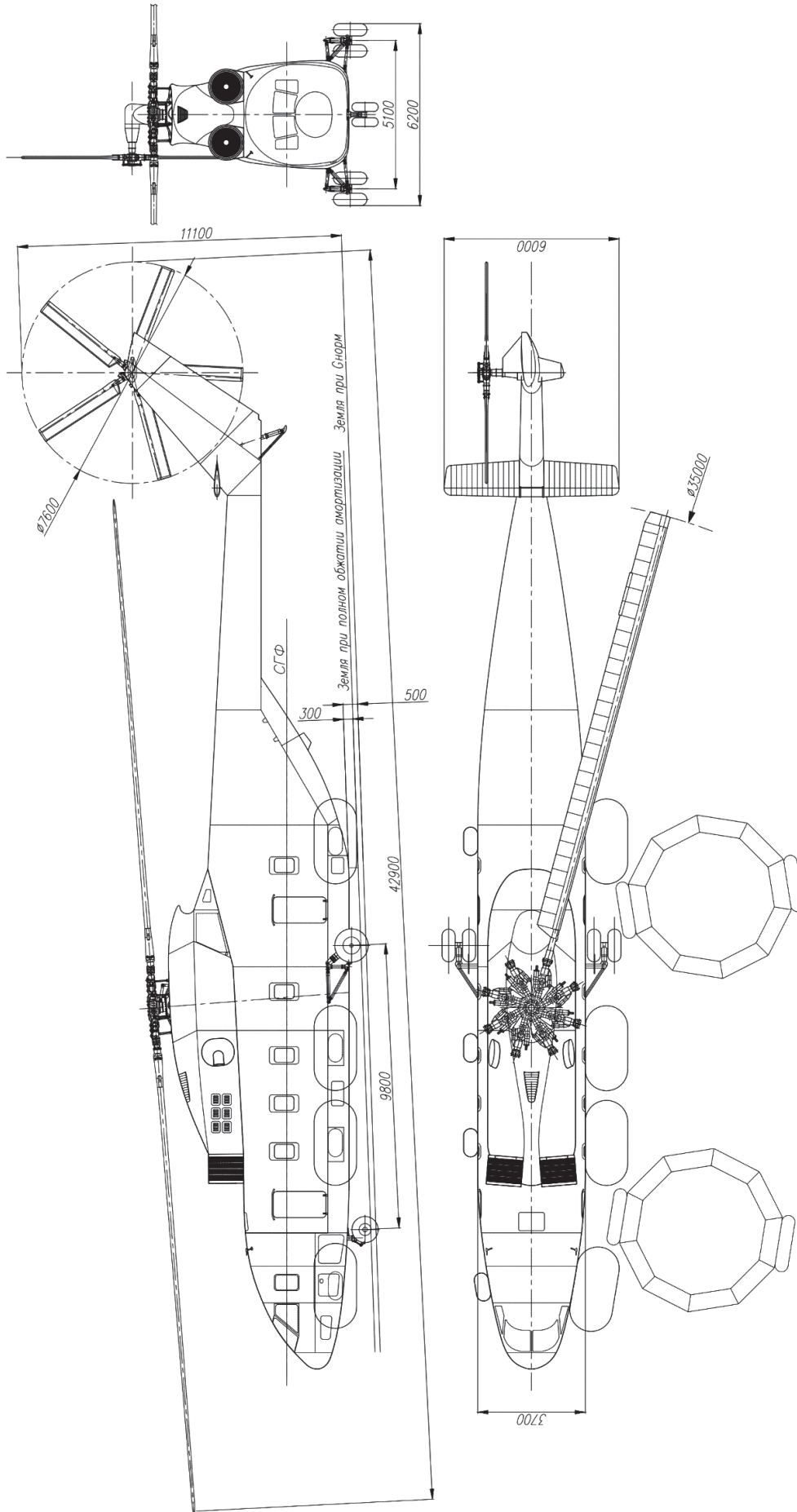


Рис. 8. Общий вид проектируемого арктического вертолета

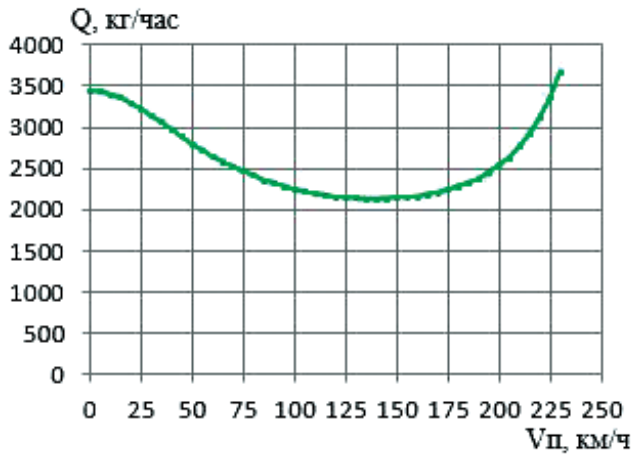


Рис. 9. Зависимость часового расхода топлива от скорости полета

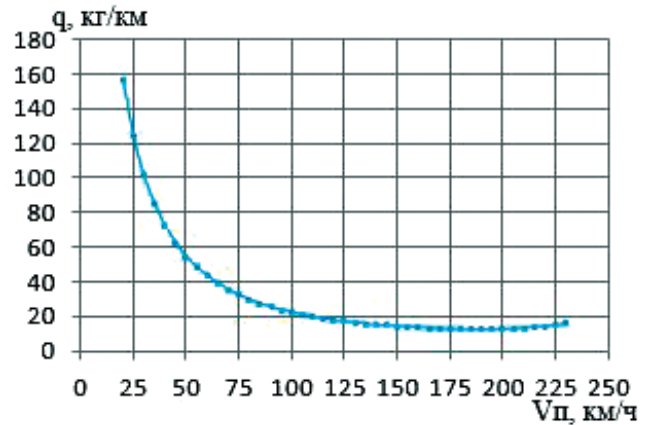


Рис. 10. Зависимость километрового расхода топлива от скорости полета

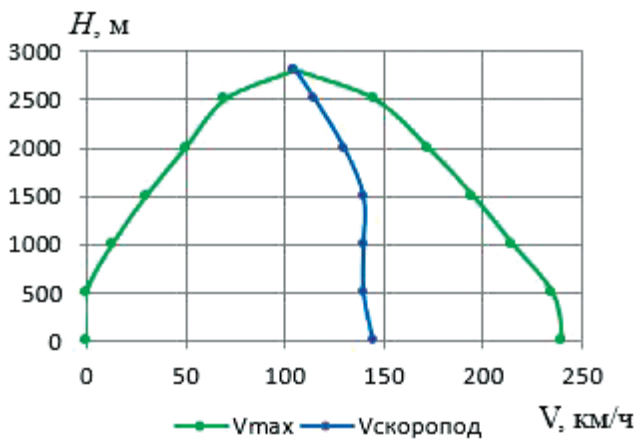


Рис. 11. Аэродинамический паспорт арктического вертолета

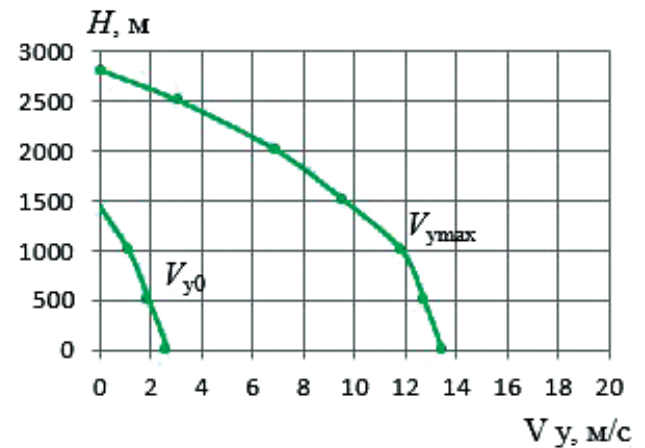


Рис. 12. Кривые скороподъемности арктического вертолета

Выводы

1. Выполнен анализ номенклатуры грузов гражданского и военного назначения для перевозки вертолетом в условиях АЗРФ. Сформированы параметры типовых транспортных операций, обеспечивающих транспортировку этих грузов в заданных условиях.

2. Предложен и реализован подход к выбору оптимальных параметров вертолета, выполняющего заданную транспортную операцию, основанный на анализе выбранного критерия оптимальности решения. В качестве критерия выбрана приведенная производительность вертолета на данной операции.

3. Сформирован облик тяжелого вертолета с двигателями ПД-12В, отвечающий региональным

требованиям АЗРФ и выполняющий типовые транспортные операции гражданского и военного назначения. Получены оптимальные параметры несущего винта $D_{НВ} = 35$ м; $\lambda_{НВ} = 21$, обеспечивающие максимум выбранного критерия.

4. Проработана компоновка перспективного тяжелого арктического вертолета и предложен ряд конструктивных решений, обеспечивающих его функционирование в АЗРФ.

Библиографический список

1. *Негенбля И.Е.* Над безграничной Арктикой. — Якутск: Якутский край, 1997. — 312 с.
2. *Немудрый К.В.* Региональная авиация как одно из условий эффективного социально-экономического развития приарктических районов // Труды МАИ. 2012. № 57. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=30712>
3. *Стародубцев В.* Широты высокой важности // Коммерсантъ. Review «Арктический форум». Приложение №53 от 29.03.2017, с. 14. URL: https://im.kommersant.ru/ISSUES.PDF/TEMA/2017/05312903/КОМ_053_002.PDF
4. Армейский снегоход АС-1 // Большая военная энциклопедия. URL: http://zonwar.ru/news3/news_458_snegohod_A-1.html
5. *Рябов К.* Двухзвенный снегоболотоход ГАЗ-3344 // Военное обозрение. 19 ноября 2014. URL: <https://topwar.ru/62827-dvuhzvennyu-snegobolotohod-gaz-3344.html>
6. Российский БТР-82А: история создания, описание и технические характеристики // Военный обзор. 2019. URL: <https://militaryarms.ru/voennaya-texnika/boyeu-mashiny/btr-82a/>
7. САУ 2С1 Гвоздика 122-мм Дальность стрельбы. Размеры. Устройство. Вес. // Вооружение России и мира. URL: <http://oruzhie.info/artilleriya/132-2s1-gvozdika>
8. Снегоболотоход «ТРЭКОЛ 39294». URL: <https://www.trecol.ru/catalog/cars/trekol-39294.html>
9. Снегоход с закрытой кабиной ТТМ-1901 «Беркут 2» // Военное обозрение. 2016. URL: <https://topwar.ru/105882-snegohod-s-zakrytoy-kabinoj-ttm-1901-berkut-2.html>
10. *Закиев Р.* Первый «арктический» вертолет передан Минобороны РФ // Российская газета. 2015. URL: <https://rg.ru/2015/11/25/vertolet-site.html>
11. Арктический транспортно-штурмовой вертолет Ми-8АМТШ-ВА // Военно-технический сборник «БАСТИОН». 2017. URL: <http://bastion-karpenko.ru/mi-8amtsh-va>
12. Разработка нового двигателя ПД-12В для вертолета Ми-26 // LiveJournal. 2018. URL: <https://bmpd.livejournal.com/3248518.html>
13. *Артамонов Б.Л., Журавлев В.Н., Шайдаков В.И.* Выбор параметров вертолёт, выполняющего двухэтапную транспортную операцию // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2018. № 1. С. 29-43.
14. *Тищенко М.Н., Артамонов Б.Л., Завалов О.А., Мойзых Е.И., Маслов А.Д.* Разработка методологии применения компьютерных технологий при проектировании винтокрылых летательных аппаратов и их систем // Вестник Московского авиационного института. 2005. Т. 12. № 2. С. 49-61.
15. *Тищенко М.Н.* Выбор параметров вертолета на начальной стадии проектирования: Учебное пособие. — М.: МАИ-Принт, 2011. — 121 с.
16. *Тищенко М.Н., Некрасов А.В., Радин А.С.* Вертолеты. Выбор параметров при проектировании. — М.: Машиностроение, 1976. - 366 с.
17. *Богданов Ю.С., Журавлев В.Н.* Система автоматизированного формирования облика вертолета и ее использование в задачах оценки уровня технического совершенства // Проектирование и конструкция вертолетов: сборник трудов Вторых научных чтений, посвященных памяти академика Б.Н. Юрьева (23-24 марта 1987; Москва). — М.: ИИЕТ, 1988. — 138 с.
18. Морской спасательный комплект МСК-5 // НПО «Динафорс». URL: <https://dynaforce.ru/proizvodstvo/catalog-tovarov/zashchitnoe-snaryazhenie-dlya-letnogo-sostava/morskoj-spatatelnyj-komplekt-msk-5/>
19. Гидротермокостюм спасательный модель ГТКС 2004 // Северо-Западное Морское Агенство. URL: <http://npfszma.ru/gtks-2004.html>
20. Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Rotorcraft CS-29. Amendment 7. 2019.

HEAVY HELICOPTER FOR ARCTIC TRANSPORT SYSTEM

Artamonov B.L.^{1*}, Zagranichnov A.S.^{2**}, Lisovinov A.V.^{3***}¹ Moscow Aviation Institute (National Research University), MAI,
4, Volokolamskoe shosse, Moscow, 125993, Russia² Russian Helicopters JSC,
1, Bolshaya Pionerskaya str., Moscow, 115054, Russia³ National Helicopter Center Mil & Kamov,
26/1, Garshin str., Tomilino, Moscow Region, 140070, Russia

* e-mail: k102@mai.ru

** e-mail: senya.zagr@mail.ru

*** e-mail: lisovinov.alexandr@yandex.ru

Abstract

The article deals with the project of a heavy helicopter, being one of the transport system elements of the Arctic zone of the Russian Federation. The helicopter is being created based on the PD-12V prospective domestic gas turbine engine

The software for helicopter appearance forming, which represents a set of jointly operating modules of weight and aerodynamic calculation, was employed for the carrier system parameters selection.

The dependences of rafts, emergency water touchdown, and thermal and sound insulation weight on the helicopter weight were obtained in this work. Various combinations of the main rotor diameter values and blade aspect ratio for the selected transport operations were analyzed. Optimal values of the helicopter main rotor parameters have been selected using the reduced criterion of the helicopter efficiency.

The project helicopter outdoes the Mi-8AMTSh-VA Arctic helicopter and Mi-26 helicopter by its performance characteristics by either loading capacity and flight range, or flight hour cost. The proposed methods for the helicopter, performing the specified set of transport operations, appearance forming can be employed hereafter while other prospective rotary-winged aircraft of vertical takeoff and landing design.

Keywords: single-rotor helicopter, appearance formation, two-stage transport operation, mathematical model of weight and aerodynamic computation, helicopter layout, composition, design features.

References

1. Negenblya I.E. *Nad bezgraničnoy Arktikoi* (Over the Boundless Arctic), Yakutsk, Yakutskii krai, 1997, 312 p.
2. Nemudryi K.V. *Trudy MAI*, 2012, no. 57. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=30712>
3. Starodubtsev V. *Kommersant. Review "Arkticheskii forum"*. *Prilozhenie № 53*, 29.03.2017, p. 14. URL: https://im.kommersant.ru/issues.pdf/tema/2017/05312903/kom_053_002.pdf
4. *Armeiskii snegokhod AS-1*. URL: http://zonwar.ru/news3/news_458_snegokhod_A-1.html
5. Ryabov K. *Dvukhzhvennyi snegobolotokhod GAZ-3344*, 19.11.2014. URL: <https://topwar.ru/62827-dvukhzhvennyy-snegobolotokhod-gaz-3344.html>
6. *Rossiiskii BTR-82A: istoriya sozdaniya, opisaniye i tekhnicheskie kharakteri-stiki*, 2019. URL: <https://militaryarms.ru/voennaya-texnika/boevye-mashiny/btr-82a/>
7. *SAU 2S1 Gvozdika 122-mm Dal'nost' strel'by. Razmery. Ustroystvo. Ves*. URL: <http://oruzhie.info/artilleriya/132-2s1-gvozdika>
8. *Snegobolotokhod "TREKOL 39294"*. URL: <https://www.trecol.ru/catalog/cars/trekol-39294.html>
9. *Arkticheskii transportno-shturmovoi vertolet Mi-8AMTSh-VA*, 2016. URL: <https://topwar.ru/105882-snegokhod-s-zakrytoy-kabinoy-ttm-1901-berkut-2.html>
10. Zakiev R. *Pervyi "arkticheskii" vertolet peredan Minoborony RF*, 2015. URL: <https://rg.ru/2015/11/25/vertolet-site.html>
11. *Arkticheskii transportno-shturmovoi vertolet Mi-8AMTSh-VA*, 2017. URL: <http://bastion-karpenko.ru/mi-8amtsh-va>
12. *Razrabotka novogo dvigatelya PD-12V dlya vertoleta Mi-26* (Development of a new PD-12 engine for the Mi-26 helicopter), 2018. URL: <https://bmpd.livejournal.com/3248518.html>
13. Artamonov B.L., Zhuravlev V.N., Shaidakov V.I. *Polet. Obshcherossiiskii nauchno-tekhnicheskii zhurnal*, 2018, no. 1, pp. 29-43.
14. Tischehko M.N., Artamonov B.L., Zavalov O.A., Mojzyh E.I., Maslov A.D. Development of application methodology for computer-aided techniques to design rotary wing aircraft and their systems. *Aerospace MAI Journal*, 2005, vol. 12, no. 2, pp. 49-61.
15. Tishchenko M.N. *Vybor parametrov vertoleta na nachal'noi stadii proektirovaniya* (Choice of helicopter

- parameters at the initial stage of design), Moscow, MAI-Print, 2011, 121 p.
16. Tishchenko M.N., Nekrasov A.V., Radin A.S. *Vertolety. Vybor parametrov pri proektirovanii* (Helicopters. Parameters selection at design), Moscow, Mashinostroenie, 1976, 366 p.
 17. Bogdanov Yu.S., Zhuravlev V.N. *Materialy II nauchnykh chtenii, posvyashchennykh pamyati akademika B.N. Yur'eva "Proektirovanie i konstruktsiya vertoletov" (23-24 March 1987; Moskva)*, Moscow, ИЕТ, 1988, 138 p.
 18. *Morskoi spasatel'nyi komplekt MSK-5*. URL: <https://dynaforce.ru/proizvodstvo-ru/catalog-tovarov/zashchitnoe-snaryazhenie-dlya-letnogo-sostava/morskoj-spasatelnyj-komplekt-msk-5/>
 19. *Gidrotermokostyum spasatel'nyi model' GTKS 2004*. URL: <http://npfszma.ru/gtks-2004.html>
 20. *Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Rotorcraft CS-29. Amendment 7*, 2019.