

УДК 629.071

DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-5-37-47

К задаче имитационного моделирования сложных и аварийных полетных ситуаций в процессе тренажерной подготовки пилота вертолета Ми-8МТВ

П.Н. Рыбкин¹, Ю.М. Чинючин²

¹ АО «НПО "СПАРК"», г. Санкт-Петербург, Россия

² Московский государственный технический университет гражданской авиации,
г. Москва, Россия

Аннотация: В статье рассмотрен способ получения необходимых исходных данных для адекватного математического моделирования нестационарных процессов в компьютерных и летном тренажерах вертолета Ми-8МТВ. Суть способа: видеофиксация нестационарных режимов силовой установки в реальном полете и расчет полученных зависимостей по известным формулам механики, аэродинамики, теории газотурбинных авиадвигателей и др. Далее, «наложением» расчетных зависимостей на полученные фотофиксацией находят значения параметров, определяющих поведение силовой установки вертолета (момент инерции несущей системы вертолета и др.) в нестационарных режимах. Полученные таким образом параметры позволяют перейти к решению задачи построения информационной картины поведения силовой установки вертолета в сложных и аварийных ситуациях, при которых получить реальную картину без нарушения требований по обеспечению безопасности полетов невозможно. Принимая во внимание данные обстоятельства, рассматривается возможность успешного и безопасного решения задачи путем математического моделирования переходных режимов работы силовой установки как в условиях нестационарных, так и сложных и аварийных ситуациях. Имитация данных ситуаций и их парирование реализуются на базе вертолетных тренажерных устройств. В реальном полете экипаж вертолета оценивает состояние функциональных систем и развитие сложных и аварийных ситуаций по показаниям стрелочных приборов, цифровых индикаторов, сигнальных табло и других информационных средств, расположенных в кабине, при этом не только по значениям параметров, но и по динамике их изменения во времени. В течение этого времени пилот должен определить возникшую ситуацию и принять решение о необходимых дальнейших действиях.

Ключевые слова: силовая установка, свободная турбина, несущий винт, тренажеры вертолета, сложные и аварийные ситуации, математические модели, режимы работы, малый газ, правая коррекция.

Для цитирования: Рыбкин П.Н., Чинючин Ю.М. К задаче имитационного моделирования сложных и аварийных полетных ситуаций в процессе тренажерной подготовки пилота вертолета Ми-8МТВ // Научный Вестник МГТУ ГА. 2022. Т. 25, № 5. С. 37–47. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-5-37-47

To the problem of simulation modelling of abnormal and emergency flight situations in the process of Mi-8MTV helicopter pilot simulation training

P.N. Rybkin¹, Yu.M. Chinynchin²

¹ Joint Stock Company "SPA "SPARC", St. Petersburg, Russia

² Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia

Abstract: The article examines a method of obtaining the required initial data for adequate mathematical modelling of non-stationary processes in the Mi-8MTV helicopter computer and flight simulators. The principle of the method is as follows: the video fixation of non-stationary modes of the power plant operation in a real flight and the computation of the obtained dependencies according to the known formulas of mechanics, aerodynamics, the theory of gas turbine aircraft engines, etc. are analysed. Moreover, by juxtaposing the computed dependencies and the obtained video fixation, the parameter values, that

determine the helicopter power plant behaviour (the inertia moment of the helicopter main rotor system, etc.) in the non-stationary modes, are found. These parameters allow us to solve the problem by modelling a complete picture of the helicopter power plant behaviour in abnormal and emergency situations, under which, it is impossible to formulate an objective verdict without violating flight safety requirements. Given the circumstances, the feasibility of an advantageous and reliable solution to the problem is considered using mathematical modelling of the transient power plant operation modes both in non-stationary conditions and in abnormal and emergency situations. A simulation of these scenarios and responsive actions is carried out using helicopter simulators. In a real flight, a helicopter crew monitors the functional systems status and the development of abnormal and emergency situations relying on readings from dial instruments, digital indicators, annunciators, and other computer-aided facilities in the cockpit, not only by the parameter values, but also by dynamics of their variation in flight. Within this timespan, the pilot must assess an abnormal situation and decide on required actions.

Key words: power plant, free power turbine, main rotor, helicopter simulators, abnormal and emergency situations, mathematical models, operating modes, idle, right throttle.

For citation: Rybkin, P.N. & Chinyanchin, Yu.M. (2022). To the problem of simulation modelling of abnormal and emergency flight situations in the process of Mi-8MTV helicopter pilot simulation training. Civil Aviation High Technologies, vol. 25, no. 5, pp. 37–47. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-5-37-47

Введение

Информационная картина, реализуемая на дисплейных и комплексных летных тренажерах, должна быть адекватной реальной информационной картине, наблюдаемой пилотом в полете [1].

Для получения временных зависимостей параметров, имитирующих реальную информационную картину, наблюдаемую пилотом в полете и при наземных проверках, проводилась работа в трех направлениях.

1. Использование сведений, имеющихся в эксплуатационных документах. В частности, в Руководстве по летной эксплуатации (РЛЭ) указывается для некоторых процессов, в какой момент времени параметр должен иметь заданное значение. К сожалению, таких сведений недостаточно для того, чтобы имитируемая информационная картина была бы полной и реальной.

2. Видеофиксация реальной информационной картины. Автором статьи, аттестованным бортовым механиком-инструктором, в реальных полетах и наземных проверках функциональных систем вертолета была проведена видеосъемка приборных досок только в условиях нестационарных режимов работы силовой установки. Очевидно, что наблюдать и фиксировать информационную картину в сложных и аварийных ситуациях в нормальном полете невозможно.

3. Математическое моделирование процессов (механических, электрических, хими-

ческих и др.), приводящих к сложным и аварийным ситуациям. В процессе математического моделирования формировалась информационная картина, которая далее реализовывалась непосредственно на тренажере.

Математическое моделирование процессов, приводящих к сложным и аварийным ситуациям, позволяет получать реальную картину при условии наличия известных динамических характеристик двигателей и несущей системы вертолета [2–8]. Например, момент инерции несущей системы можно определить по формулам механики. Реально же это не удастся сделать из-за отсутствия весовых и габаритных характеристик движущихся и вращающихся масс (узлов и деталей) несущей системы. Динамические характеристики двигателей определяются законами системы автоматического управления (САУ) или системы автоматического регулирования (САР).

В этой связи рассматривается другой метод определения момента инерции несущей системы и двигателей вертолета.

Суть метода состоит в следующем. На реальном вертолете производим видеофиксацию нестационарных режимов: запуска двигателя и перевода силовой установки из режима малого газа (МГ) в режим правой коррекции (ПК).

Далее проводим анализ этих процессов с использованием расчетных параметров, определяющих динамику двигателей и несущей системы вертолета. Затем путем «совмещения» этих двух информационных картин

находим значения параметров, характеризующих динамику работы двигателей и несущей системы вертолета.

Для достижения поставленной цели были использованы некоторые результаты работ, связанных с построением расчетной информационной картины нестационарных процессов, в частности в области аэродинамики несущего винта вертолета – [9, 10], динамики полета вертолета – [11–14], теории газотурбинных авиационных двигателей – [15–17], механики – [18, 19].

Методика расчета параметров переходных процессов

Проводить видеофиксацию нестационарных процессов можно по расположенным на приборной доске двум стрелочным приборам с градуировкой в процентах.

Один показывает частоту вращения несущего винта (НВ) и частоту вращения свободной турбины, обозначим ее $\bar{\omega}$ в %, или ω в об/мин, или ω в рад/с.

Другой прибор, двухстрелочный, показывает частоту вращения каждого двигателя (турбокомпрессора), обозначим ее $\bar{n}$ в %, или n в об/мин, или n в рад/с.

Физическая частота вращения и градуированная в процентах частота вращения связаны соотношениями

$$\begin{aligned}\omega_{\text{НВ}} &= 0,211 \cdot \bar{\omega} \text{ рад/с; } \omega_{\text{СТ}} = \\ &= 16,51 \cdot \bar{\omega} \text{ рад/с; } n = 20,45 \cdot \bar{n} \text{ рад/с.}\end{aligned}$$

Результаты расшифровки процесса запуска, в частности процесса запуска двигателей и их выхода на режимы малого газа и процесса раскручивания несущего винта до выхода его на стационарный режим, приведены в табл. 1, при этом указаны длительности каждого из этапов и значения частоты вращения НВ, достигнутые в конце каждого соответствующего этапа.

Картина видеофиксации нестационарных режимов силовой установки вертолета Ми-8МТВ с двигателями ТВ3-117ВМ, а именно, процесса запуска двигателей и про-

цесса их перевода с режима малого газа на режим правой коррекции, показана на рис. 1.

Для расчета нестационарных режимов необходимо знание характеристик работы свободных турбин двигателей. В теории газовых турбин [15, 16] универсальная характеристика работы свободной турбины представлена на рис. 2, а.

Характеристика работы свободной турбины представляет собой зависимость крутящего момента M и мощности турбины N от частоты вращения при постоянных параметрах на входе (расход газа, давление и температура), протекающего через турбину потока газов. Комплексным параметром, оценивающим мощность газового потока, является скорость истечения газа из соплового аппарата турбины c_0 . Параметром, характеризующим частоту вращения, является окружная скорость рабочего колеса на расчетном радиусе турбины u . Из характеристики следует, что существует оптимальное отношение u/c_0 , при котором мощность турбины и ее КПД максимальны. Это означает, что на всех оптимальных режимах работы силовой установки треугольники скоростей рабочего колеса свободной турбины подобны. При соблюдении этого правила крутящий момент свободной турбины будет иметь линейную зависимость от частоты вращения. Другой особенностью характеристики является отношение крутящего момента неподвижной турбины к крутящему моменту при максимальной мощности. Это отношение в зависимости от конструктивных особенностей турбины колеблется незначительно.

В данных условиях мощность газового потока, проходящего через свободную турбину, однозначно определяется одним параметром (все остальные параметры: расход газа, давление и температура газа на входе в свободную турбину – от него зависят). В качестве такого параметра удобно использовать измеряемый штатным прибором параметр частоты вращения турбокомпрессора $\bar{n}$ в %, а в качестве отношения u/c_0 – измеряемые обороты несущего винта $\bar{\omega}$ в %. В результате характеристика свободной турбины будет выглядеть так, как это показано на рис. 2, б.

Таблица 1
Table 1

Результаты расшифровки видеофиксации запуска двигателей
Results of decoding the video record of the engine start

Номер этапа	Режимы работы силовой установки	Длительность этапа, с	Частота вращения НВ в конце этапа, %
1	Запуск 1-го двигателя, НВ неподвижен	$t_0 = 9$	0
2	НВ раскручивается, 1-й двигатель выходит на режим малого газа (МГ)	$t_1 - t_0 = 26$	48
3	НВ продолжает раскручиваться до стационарного режима, 1-й двигатель работает на режиме МГ	$t_2 - t_1 = 15$	55
4	НВ вращается на стационарном режиме, 1-й двигатель работает на режиме МГ	$t_3 - t_2 = 11$	55
5	Запускается 2-й двигатель, свободная турбина 2-го двигателя «догоняет» свободную турбину 1-го двигателя и через муфту свободного хода соединяется с НВ	$t_4 - t_3 = 5$	56
6	НВ продолжает раскручиваться двумя двигателями, 2-й двигатель выходит на режим МГ	$t_5 - t_4 = 26$	63
7	Оба двигателя работают на режиме МГ, НВ выходит на стационарный режим МГ	$t_{\text{МГ}} - t_5 = 2$	65

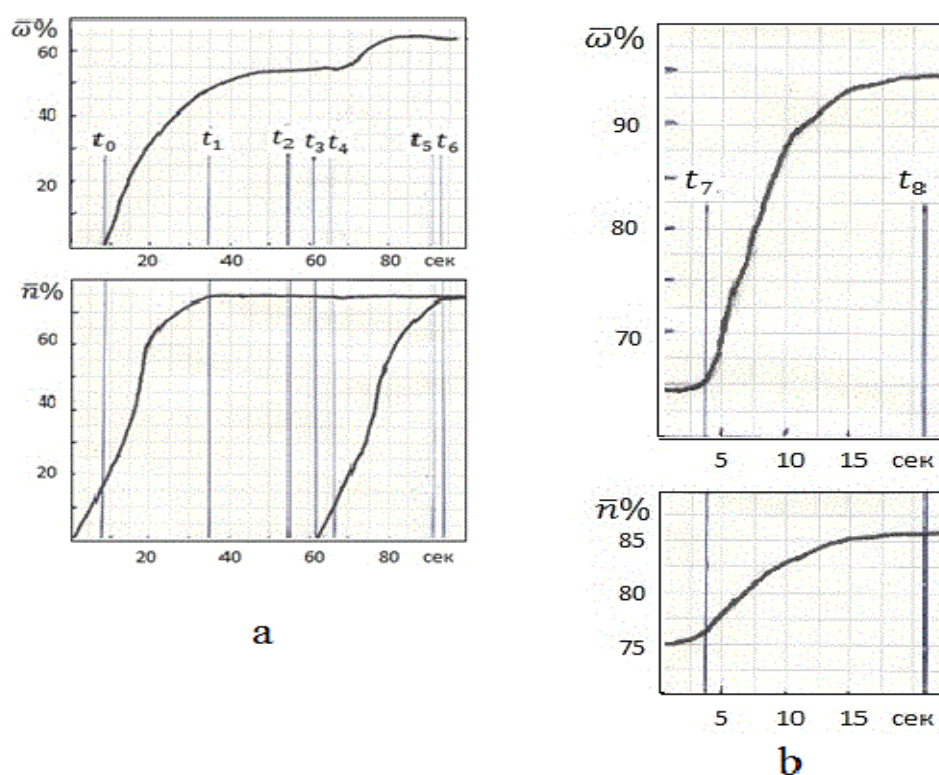


Рис. 1. Видеофиксация нестационарных режимов:

a – процесс запуска, b – процесс перевода с режима МГ на режим ПК

Fig. 1. Video fixation of non-stationary modes:

a – the start-up process, b – the process of transition from the idle power mode to the right throttle mode

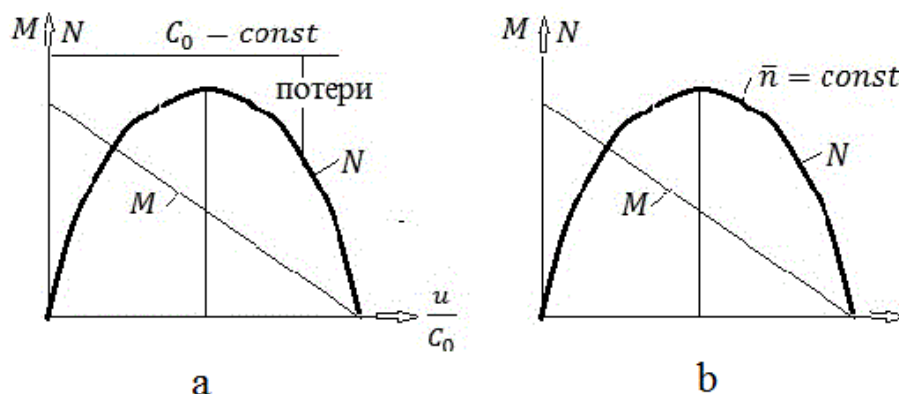


Рис. 2. Характеристика работы свободной турбины:
а – классическое представление, б – в наблюдаемых параметрах
Fig. 2. Free power turbine operation characteristics:
а – classical representation, б – within the monitored parameters

Следует заметить, что с увеличением $\bar{n}$, % кривая мощности будет перемещаться вверх и вправо (линия моментов соответственно). При реализованных законах управления силовой установкой вертолета оптимальный режим свободной турбины имеет место лишь при одном каком-либо нормированном режиме полета. Естественнo предположить, что таким режимом является крейсерский режим.

Учитывая это предположение и рассмотренные выше особенности характеристики работы свободной турбины, можно по данным нормированных режимов полета^{1,2} [20] построить характеристики свободной турбины двигателя ТВ3-117 ВМ.

Основные параметры характеристик работы приведены в табл. 2 и показаны на рис. 3.

Взаимное расположение рабочих и оптимальных режимов определяется соотношениями

$$\omega_* = 0,5 \left(\omega_0 + \left(\frac{\omega_*}{M_*} \right)_{кр} M_0 \right),$$

$$M_* = \left(\frac{M_*}{\omega_*} \right)_{кр} \omega_*,$$

где $\left(\frac{\omega_*}{M_*} \right)_{кр}$ и $\left(\frac{M_*}{\omega_*} \right)_{кр}$ соответствуют крейсерскому режиму, для которого рабочий режим свободной турбины совпадает с оптимальным режимом.

Рассмотрим последовательно процессы, происходящие на каждом из временных периодов выхода вертолета на режим малого газа.

Первый период от $t = 0$ до $t = t_0$, несущий винт неподвижен.

После нажатия кнопки «запуск» и открытия СТОП-КРАНА происходит раскрутка ротора турбокомпрессора запускаемого двигателя воздушным стартером и подача по определенной программе топлива и поджег его. По мере раскрутки турбокомпрессора крутящий момент, действующий на неподвижную свободную турбину, увеличивается, и при некотором значении $\bar{n} = \bar{n}_{стр}$ достигает величины $M_{стр}$, достаточной для преодоления сил трения во всех элементах несущей системы (всех подшипников, редукторов и др.), и происходит страгивание свободной турбины. В РЛЭ Ми-8МТВ сказано, что страгивание НВ должно происходить при частоте вращения 1-го двигателя в диапазоне 20...25 %. Для определения мощности свободной турбины при частоте вращения двигателя 20 % воспользуемся пусковой характеристикой двигателя $N = f(\bar{n})$ в диапазоне

¹ Двигатель ТВ3-117. Инструкция по технической эксплуатации. М., 1979. 284 с.

² Руководство по технической эксплуатации вертолета Ми-8МТВ-1. Казань: КВЗ, 1995. 315 с.

Таблица 2
Table 2

Параметры характеристик работы свободной турбины
Parameters of the free power turbine operation characteristics

Нормированные режимы	Рабочие параметры		Оптимальные параметры	
	Мощность, N, л. с. (кВт)	Показания прибора, $\bar{\omega}$, % (ω , рад/с)	Мощность, N, кВт	Частота вращения $\bar{\omega}$, % (ω , рад/с)
Малый газ	200 (147,2)	65 (1073)	180	41,7 (689)
Правая коррекция (2-й крейсерский)	1200 (883)	95 (1568)	886	85,4 (1410)
Крейсерский (1-й крейсерский)	1500 (1104)	95 (1568)	1104	95 (1568)
Номинальный	1700 (1251)	95 (1568)	1262	101,6 (1676)
Взлетный	2000 (1472)	93 (1535)	1512	111,2 (1835)
Чрезвычайный	2200 (1619)	93 (1535)	1691	117,7 (1942)

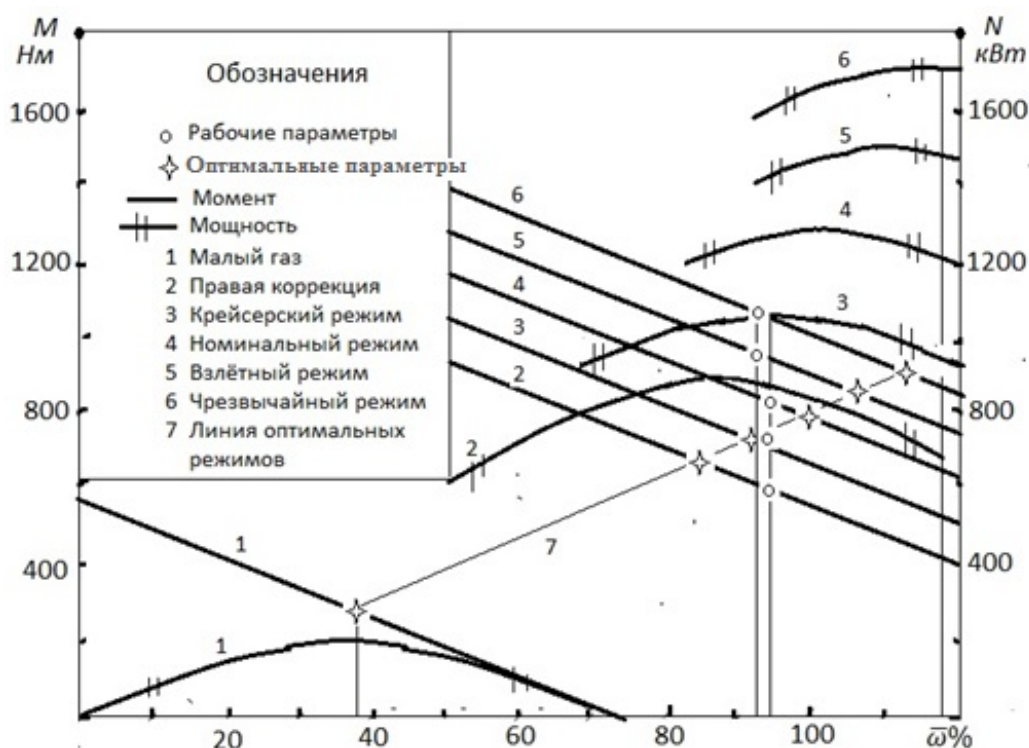


Рис. 3. Характеристики работы свободной турбины двигателя ТВ3-117 ВМ
Fig. 3. Free power turbine operation characteristics of the TV3-117VM engine

$\bar{n}$ от 0 до $\bar{n}_{мг}$. В качестве аппроксимирующей функции выберем полином 2-й степени

$$N = a + b \bar{n} + c \bar{n}^2.$$

Коэффициенты полинома найдем из условий, которым функция должна удовлетворять:

- при $\bar{n} = 0$, $N = 0$;
- при $\bar{n} = \bar{n}_{мг} = 75\%$, $N = N_{мг}$;
- при $\bar{n} = \bar{n}_{мг} = 75\%$, $dN/d\bar{n} = 0$.

При решении уравнения получено: для $\bar{n} = 20 \%$, $N_{онм} = 85$ кВт, а при построении характеристики СТ — $\bar{\omega}_{онм} = 7 \%$ и $M_{стр} = 101$ Нм.

Характеристики свободной турбины для момента страгивания и момента выхода двигателя на режим малого газа показаны на рис. 4.

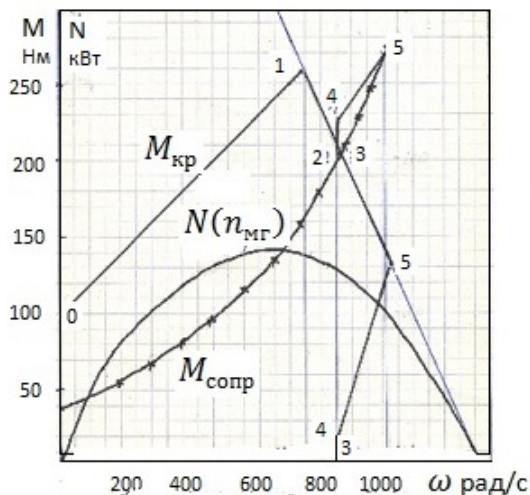


Рис. 4. Характеристики работы свободной турбины в процессе запуска 1-го двигателя

Fig. 4. Free power turbine operation characteristics during the 1st engine start-up

В ряде работ по теории трения показано, что после страгивания механизмов типа редуктор момент по преодолению трения быстро (практически мгновенно) уменьшается и не существенно зависит от частоты вращения

$$M_{тр} = \beta \cdot M_{стр},$$

где коэффициент $\beta < 1$;

$M_{тр}$ — момент преодоления трения несущей системы в подшипниках, в шестернях и других элементах.

Второй период от t_0 до $t = t_1$, несущий винт раскручивается, 1-й двигатель выходит на режим малого газа.

Изменение частоты вращения несущего винта (свободной турбины) находится из уравнения вращательного движения

$$\frac{d\omega}{dt} = \frac{M_{кр} - M_{сопр}}{J_{\Sigma}}.$$

Момент сопротивления вращению несущей системы $M_{сопр}$ создается силами, имеющими различные зависимости изменения от частоты вращения: есть независимые, есть зависящие от скорости, есть зависящие от квадрата скорости. Подобные зависимости удобно аппроксимировать логарифмической функции типа $lgM = a + b\omega$.

Для функции, описывающей момент сопротивления до выхода несущей системы на режим малого газа (общий шаг несущего винта постоянен и равен $\varphi = 1^\circ$), известны три точки, через которые она должна проходить.

1. Начало движения НВ, при котором

$$\omega = 0, \quad M_{сопр} = M_{тр} = \beta \cdot M_{стр}.$$

2. Режим малого газа НВ, при котором

$$\omega = 1073 \text{ рад/с}, \\ M_{сопр} = 2 \cdot 137 = 274 \text{ Нм}.$$

3. Режим правой коррекции, при котором

$$\omega = 1568 \text{ рад/с}, \\ M_{сопр} = 2 \cdot 563 = 1126 \text{ Нм}.$$

Поскольку коэффициент β неизвестен, полученную зависимость $lgM = f(\omega)$ целесообразно представить двумя отрезками:

$$\text{для } (0 - \omega_{мг}) \\ lgM = lg\beta + 2 + (0,438 - lg\beta) \cdot \omega/1073;$$

$$\text{для } (\omega_{мг} - \omega_{пк}) \\ lgM = 2,438 + 1,24 \cdot 10^{-3} \cdot (\omega - 1073).$$

Крутящий момент $M_{кр}$, действующий на свободную турбину, по мере увеличения частоты вращения турбокомпрессора 1-го двигателя определяется из условия перемещения рабочей точки в момент страгивания ($\bar{n} = 20 \%$, $\bar{\omega} = 0$) на моментную характеристику свободной турбины в момент выхода двигателя на режим МГ ($\bar{n} = 75 \%$, $\bar{\omega} = \bar{\omega}_1$). Дальнейшее перемещение рабочей точки будет происходить по этой характеристике вплоть до выхода НВ на стационарный режим $\bar{\omega} = 55 \%$ (рис. 4).

Суммарный момент инерции J_Σ есть сумма моментов инерции всех деталей несущей системы, приведенных к оси вращения свободной турбины

$$J_\Sigma = \sum_1^Z J_{пр}.$$

Воспользуемся вышесказанным и преобразуем уравнение вращательного движения, используя обозначения параметров, приведенных на рис. 4:

$$M_{кр} = M_{стр} + \bar{\omega} \cdot \frac{M_1 - M_{стр}}{\bar{\omega}_1},$$

где M_1 – крутящий момент, развиваемый свободной турбиной 1-го двигателя в момент выхода на режим малого газа t_1 .

$$\frac{d\omega}{dt} = \frac{1}{J_\Sigma} \left(M_{стр} + \frac{\omega}{\omega_1} \left(M_{мг.опт} \left(2 - \frac{\omega_1}{\omega_{мг.опт}} \right) - M_{стр} \right) - \text{antilg}(\lg\beta + 2 + (0,438 - \lg\beta) \cdot \omega/1073) \right).$$

Выражение в скобках есть превышение крутящего момента над моментом сопротивления. Для удобства использования в дальнейшем представим его в виде

$$M_{избыт} = \left(\frac{M_{стр} + \frac{\omega}{\omega_1} \left(M_{мг.опт} \left(2 - \frac{\omega_1}{\omega_{мг.опт}} \right) - M_{стр} \right)}{-\text{antilg}(\lg\beta + 2 + (0,438 - \lg\beta) \cdot \omega/1073)} \right).$$

Выход НВ при работе одного двигателя на стационарную частоту вращения $\bar{\omega}_2 = 55\%$ означает, что момент сопротивления НС вращению стал равен крутящему моменту свободной турбины, т. е. $M_{избыт} = 0$.

Воспользуемся этим условием и с помощью уравнения

$$\left(M_{стр} + \frac{\omega_2}{\omega_1} \left(M_{мг.опт} \left(2 - \frac{\omega_1}{\omega_{мг.опт}} \right) - M_{стр} \right) - \text{antilg}(\lg\beta + 2 + (0,438 - \lg\beta) \cdot \omega_2/1073) \right) = 0$$

определим коэффициент β .

Результат решения уравнения $\beta = 0,4$.

Для введения временных показателей процесса запуска в уравнение проинтегрируем уравнение движения в интервале $\omega = 0 \dots \omega_2$, при этом справедливо уравнение

$$\int_{t_0}^{t_2} dt = J_\Sigma \int_0^{\omega_2} \frac{d\omega}{M_{избыт}}.$$

Выразим M_1 через известные параметры рабочей точки на характеристике режима малого газа $M_{мг.опт}$ и $\bar{\omega}_{мг.опт}$:

$$M_1 = M_{мг.опт} \cdot \left(2 - \frac{\omega_1}{\omega_{мг.опт}} \right).$$

На всех режимах до режима правой коррекции угол установки лопасти сохраняется минимальным (общий шаг НВ $\varphi = 1$ град.), тогда

$$M_{сопр} = \text{antilg}(\lg\beta + 2 + (0,438 - \lg\beta) \cdot \omega/1073);$$

$$\frac{d\omega}{dt} = \frac{M_{кр} - M_{сопр}}{J_\Sigma};$$

Из этого уравнения определим величину момента инерции несущей системы

$$J_\Sigma = \frac{t_2 - t_0}{\int_0^{\omega_2} \frac{d\omega}{M_{избыт}}}.$$

В результате решения этого уравнения получаем

$$J_\Sigma = 3,5 \text{ кгм}^2.$$

Полученное значение J_{Σ} можно дополнительно проверить в результате аналогичного анализа данных, полученных при видеофиксации перевода несущей системы с режима малого газа на режим правой коррекции, рис. 1, б.

Рабочая точка на диаграмме $M = f(\omega)$ в процессе перехода переместится из точки $(M_{\text{мг}}, \omega_{\text{мг}})$ в точку $(M_{\text{пк}}, \omega_{\text{пк}})$.

Значение J_{Σ} необходимо для интегрирования с использованием уравнения движения вида

$$\int_{t_7}^{t_8} dt = J_{\Sigma} \int_{\omega_{\text{мг}}}^{\omega_{\text{пк}}} \frac{d\omega}{M_{\text{избыт}}},$$

где $M_{\text{избыт}} = M_{\text{кр}} - M_{\text{сопр}}$;

$$M_{\text{кр}} = M_{\text{мг}} + \frac{M_{\text{пк}} - M_{\text{мг}}}{\omega_{\text{пк}} - \omega_{\text{мг}}}(\omega - \omega_{\text{мг}}),$$

$$M_{\text{сопр}} = \text{antilg}(2,438 + 1,24 \cdot 10^{-3} \cdot (\omega - \omega_{\text{мг}})).$$

В результате решения уравнения получаем $(t_8 - t_7) = 22 \text{ с}$, что с приемлемой точностью соответствует реально полученному времени перехода.

Заключение

1. Проведено обоснование необходимости и целесообразности разработки метода имитационного моделирования процесса летно-технической эксплуатации вертолета Ми-8МТВ в сложных и аварийных полетных ситуациях.

2. Разработан математический аппарат и процедуры имитационного моделирования в сложных и аварийных полетных ситуациях на базе летного тренажера для подготовки пилота вертолета Ми-8МТВ.

3. Полученное при разработке математической модели значение момента инерции несущей системы является индивидуальным комплексным параметром несущей системы вертолета и учитывает структурные и массогабаритные особенности данной системы. Использование этого параметра позволит по-

лучить путем математического моделирования информационные картины развития сложных и аварийных ситуаций.

4. В целом представленные результаты могут быть использованы для разработки программы тренажерной подготовки пилотов вертолетов Ми-8МТВ в части успешного парирования сложных и аварийных полетных ситуаций.

Список литературы

1. Borisov Yu.A., Rybkin P.N., Chinyuchin Yu.M. Information technologies – basis of training, retraining and advanced training systems for helicopter pilots // Научный Вестник МГТУ ГА. 2019. Т. 22, № 6. С. 112–124. DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-6-112-124
2. Булатов В.В. Введение в математические методы моделирования сложных систем: монография. М.: ОнтоПринт, 2018. 342 с.
3. Борисов Ю.А., Соловьев Б.А. Диагностическая математическая модель гидравлического демпфера втулки несущего винта вертолета // Научный Вестник МГТУ ГА. 2014. № 206. С. 84–90.
4. Рыбкин П.Н. Математическая модель доплеровского измерителя скорости как часть математической модели летного тренажера вертолета Ми-8МТВ // Научный Вестник МГТУ ГА. 2012. № 176. С. 109–112.
5. Невская И.Р. Имитационное моделирование автоматического самолетовождения для электронных средств обучения летного и инженерно-технического персонала: дисс. ... канд. техн. наук. М., 2005. 220 с.
6. Моцар А.И. Математическая модель имитации полета вертолета на комплексном авиационном тренажере // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. 2008. № 38. С. 81–92.
7. Натальин В.М. Моделирование управляющих действий пилота в условиях особых ситуаций // Научный Вестник МГТУ ГА. 2009. № 138. С. 205–209.
8. Натальин В.М. О результате летного эксперимента, проведенного на вертолете Ми-8 в условиях возникновения полетного резонанса

в системе «Несущий винт – фюзеляж – летчик – система управления» // Научный Вестник МГТУ ГА. 2007. № 111. С. 190–191.

9. Леонтьев В.А. Метод решения уравнений движения упругих лопастей вертолетных винтов в общем случае движения // Ученые записки ЦАГИ. 2010. Т. 41, № 5. С. 67–80.

10. Лисс А.Ю. Исследование работы лопастей несущего винта с учетом изгиба в двух плоскостях и кручения: дис. ... докт. техн. наук. Казань, 1973. 328 с.

11. Браверман А.С., Вайнтриб А.П. Динамика вертолета. Предельные режимы полета. М.: Машиностроение, 1988. 280 с.

12. Володко А.М. Основы аэродинамики и динамики полета вертолетов. М.: Транспорт, 1998. 344 с.

13. Ефимов В.В., Ивчин В.А. Исследование влияния параметров груза на внешней подвеске на балансировочные характеристики вертолета // Научный Вестник МГТУ ГА. 2010. № 154. С. 86–93.

14. Efimov V.V., Chernigin K.O., Nikolaikin N.I. Mathematical modeling of helicopter dynamics with an external sling load // International Journal of Engineering and Technology (UAE). 2018. Vol. 7, no. 4.38. Pp. 1112–1114. DOI: 10.14419/ijet.v7i4.38.27652

15. Агульник А.Б., Бакулев В.И., Голубев В.А. Термогазодинамические расчеты и расчет характеристик авиационных ГТД. М.: МАИ, 2002. 256 с.

16. Богданов А.Д., Калинин Н.П., Кривко А.И. Турбовальный двигатель ТВ3-117ВМ. Конструкция и техническая эксплуатация. М.: Воздушный транспорт, 2000. 392 с.

17. Гольберг Ф.А., Батенин А.В. Математические модели газотурбинных двигателей как объектов управления. М.: МАИ, 1999. 80 с.

18. Чичинадзе А.В., Браун Э.Д., Буше Н.А. Основы трибологии (трение, износ, смазка). М.: Машиностроение, 2001. 664 с.

19. Заднепровский Р.П. О коэффициенте трения скольжения тел различного физического состояния // Проблемы машиностроения и надежности машин. 2006. № 6. С. 60–66.

20. Данилов В.А. Вертолет Ми-8МТВ. Устройство и техническое обслуживание. М.: Транспорт, 1998. 295 с.

References

1. Borisov, Yu.A., Rybkin, P.N. & Chinyuchin, Yu.M. (2019). *Information technologies – basis of training, retraining and advanced training systems for helicopter pilots*. Civil Aviation High Technologies, vol. 22, no. 6, pp. 112–124. DOI: 10.26467/2079-0619-2019-22-6-112-124

2. Bulatov, V.V. (2018). [Introduction to mathematical methods of modeling complex systems: Monografiya]. Moscow: OntoPrint, 342 p. (in Russian)

3. Borisov, Yu.A. & Solov'ev, B.A. (2014). *Diagnostic mathematical model of a hydraulic damper of helicopter rotor sleeve*. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 206, pp. 84–90. (in Russian)

4. Rybkin, P.N. (2012). *Mathematical model of Doppler velocity sensor, as a part of mathematical model of Mi-8MTV flight simulator*. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 176, pp. 109–112. (in Russian)

5. Nevskaya, I.R. (2005). [Simulation modeling of automatic aircraft navigation for electronic training of flight and engineering personnel: Candidate of Technical Sciences Thesis]. Moscow, 220 p. (in Russian)

6. Motsar, A.I. (2008). [Mathematical model of helicopter flight simulation on a complex aviation simulator]. Otkrytyye informatsionnye i kompyuternyye integrirovannyye tekhnologii, no. 38, pp. 81–92. (in Russian)

7. Natalin, V.M. (2009). *Modelling of operating actions of the pilot in conditions of special situations*. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 138, pp. 205–209. (in Russian)

8. Natalin, V.M. (2007). *About flight experiment executed on the helicopter Mi-8 in the flight resonance condition in the system "Carriers prop – Fuselage – Pilot – Control system"*. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 111, pp. 190–191. (in Russian)

9. Leontev, V.A. (2010). [A method for solving equations of helicopter elastic blades motion in helicopter propellers in the general case of motion]. Uchenye zapiski TsAGI, vol. 41, no. 5, pp. 67–80. (in Russian)

10. Liss, A.Yu. (1973). [*The research of the rotor blades operation taking into account bending in two planes and torsion: D. of Technical Sciences Thesis*]. Kazan, 328 p. (in Russian)

11. Braverman, A.S. & Vayntrub, A.P. (1988). [*Helicopter dynamics. Limit flight modes*]. Moscow: Mashinostroyeniye, 280 p. (in Russian)

12. Volodko, A.M. (1998). [*Fundamentals of aerodynamics and helicopter flight dynamics*]. Moscow: Transport, 344 p. (in Russian)

13. Efimov, V.V. & Ivchin, V.A. (2010). *Investigation of the influence of parameters cargo on external sling on the balancing data helicopter*. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 154, pp. 86–93. (in Russian)

14. Efimov, V.V., Chernigin, K.O. & Nikolaikin, N.I. (2018). *Mathematical modeling of helicopter dynamics with an external sling load*. International Journal of Engineering and Technology (UAE), vol. 7, no. 4.38, pp. 1112–1114. DOI: 10.14419/ijet.v7i4.38.27652

15. Agulnik, A.B., Bakulev, V.I. & Golubev, V.A. (2002). [*Thermal, gas and dynamic*

calculations and calculation of aviation gas turbine engines characteristics]. Moscow: MAI, 256 p. (in Russian)

16. Bogdanov, A.D., Kalinin, N.P. & Krivko, A.I. (2000). [*TV3-117VM turboshaft engine. Design and technical operation*]. Moscow: Vozdushnyy transport, 392 p. (in Russian)

17. Golberg, F.A. & Batenin, A.V. (1999). [*Mathematical models of gas turbine engines as control objects*]. Moscow: MAI, 80 p. (in Russian)

18. Chichinadze, A.V., Braun, E.D. & Bushe, N.A. (2001). [*Fundamentals of tribology (friction, wear, lubrication)*]. Moscow: Mashinostroyeniye, 664 p. (in Russian)

19. Zadneprovskiy, R.P. (2006). [*On the coefficient of sliding friction of bodies in different physical condition*]. Problemy mashinostroyeniya i nadezhnosti mashin, no 6, pp. 60–66. (in Russian)

20. Danilov, V.A. (1998). [*Mi-8MTV helicopter. Devices and maintenance*]. Moscow: Transport, 295 p. (in Russian)

Сведения об авторах

Рыбкин Павел Николаевич, кандидат технических наук, генеральный директор АО «НПО "СПАРК"», pavelnr@sparc.spb.ru.

Чинючин Юрий Михайлович, профессор, доктор технических наук, профессор кафедры технической эксплуатации летательных аппаратов и авиадвигателей МГТУ ГА, yu.chinyuchin@mstuca.aero.

Information about the authors

Pavel N. Rybkin, Candidate of Technical Sciences, General Director of Joint Stock Company "SPA "SPARC", pavelnr@sparc.spb.ru.

Yuri M. Chinyuchin, Professor, Doctor of Technical Sciences, Professor of the Aircraft and Aircraft Engines Maintenance Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, yu.chinyuchin@mstuca.aero.

Поступила в редакцию 30.03.2022
Принята в печать 22.09.2022

Received 30.03.2022
Accepted for publication 22.09.2022