

Ю.Н. ШМЕЛЕВ, С.И. ВЛАДОВ, С.Н. БОЙКО, Я.Р. КЛИМОВА

Кременчугский летный колледж Национального авиационного университета

С.Я. ВИШНЕВСКИЙ

Винницкий национальный технический университет

## ИНФОРМАЦИОННО-ДИАГНОСТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА СОСТОЯНИЯ ДВИГАТЕЛЯ ВЕРТОЛЕТА МИ-8МТВ ПРИ ЕГО ЭКСПЛУАТАЦИИ В РЕАЛЬНЫХ РЕЖИМАХ РАБОТЫ

*Эксплуатация авиационной техники, в том числе, и вертолета Ми-8МТВ, происходит при непрерывном изменении технического состояния узлов, агрегатов и деталей вследствие неизбежных процессов старения (изнашивания, усталостных явлений, коррозии и т.д.), что характеризуется постоянным изменением их свойств в целом в сторону ухудшения. Это происходит под действием внутренних и внешних факторов, имеющих либо достаточно строгий детерминированный, либо случайный непредсказуемый характер проявления [1]. При достижении критического значения величины ухудшения свойств наступает отказ, при котором изделие прекращает частично или полностью выполнять свои основные функции. Жесткие требования по поддержанию высокого уровня безопасности полетов и наличие значительных факторов опасности обуславливают необходимость более точного и своевременного обнаружения скрытых категорий предотказных состояний авиационной техники, основой которого являются непосредственное наблюдение, регистрация и контроль изменения диагностических признаков технического состояния объекта [2, 3]. Авиационный двигатель как объект контроля характеризуется возможностью перехода от наблюдаемых признаков к уровню скрытых категорий с использованием различных методов диагностирования при наличии определенных закономерностей изменения его технического состояния. Большое внимание уделялось методам диагностики авиационной техники с позиции информативности и информационному обеспечению процессов её диагностирования.*

*В целях более точного определения технического состояния авиационного двигателя, в том числе и двигателя вертолета Ми-8МТВ, требуется проведение дополнительного теста для выявления в работе авиационного двигателя различных проявлений [4, 5].*

*Ключевые слова: моделирование, техническое состояние, вертолет Ми-8МТВ, информационно-диагностическая система, реальные режимы работы, безопасность полетов, авиационный двигатель.*

YU.N. SHMELEV, S.I. VLADOV, S.N. BOYKO, Y.R. KLIMOVA

Kremenchuk Flight College of the National Aviation University

S.YA. VISHNEVSKY

Vinnytsia National Technical University

## INFORMATION AND DIAGNOSTIC SYSTEM OF THE STATE OF THE MI-8MTV HELICOPTER AT ITS OPERATION IN REAL OPERATION MODES

*The operation of aviation equipment, including the Mi-8MTV helicopter, occurs with a continuous change in the technical condition of units, aggregates and parts due to the inevitable aging processes (wear, fatigue, corrosion, etc.), which is characterized by a constant change in their properties in generally in the direction of deterioration. This happens under the influence of internal and external factors, which either have a sufficiently strict deterministic or random unpredictable character of manifestation [1].*

*When the critical value of the deterioration of properties is reached, a failure occurs when the product stops partially or completely fulfilling its basic functions.*

*Strict requirements to maintain a high level of safety and the presence of significant hazards cause the need for more accurate and timely detection of hidden categories of predicamental conditions of aviation equipment, the basis of which is the direct observation, registration and monitoring of changes in diagnostic features of the technical state of the facility.*

*The aircraft engine as an object of control is characterized by the possibility of transition from the observed characteristics to the level of hidden categories using various diagnostic methods in the presence of certain regularities of the change in its technical state. Much attention was paid to methods of aircraft engineering diagnostics from the point of informativeness and information support of the processes of its diagnosis.*

*In order to more accurately determine the technical state of the aircraft engine, including the engine of the Mi-8MTV helicopter, an additional test is required to detect various manifestations in the operation of the aircraft engine [4, 5].*

*Key words: modeling, technical condition, Mi-8MTV helicopter, information-diagnostic system, real operating modes, flight safety, aircraft engine.*

### Анализ последних исследований и публикаций.

В настоящее время проблематикой информационной диагностикой авиационной техники активно занимаются ученые Московского государственного технического университета гражданской авиации (МГТУ ГА), среди которых стоит выделить работы профессора Машошина О. Ф. [1–7], в которых применимы различные методики определения неисправностей авиационной техники, в том числе, и авиационных двигателей. Однако, в данных работах не рассмотрен вопрос разработки диагностической системы, которая позволяла бы, основываясь на полученных критериях информативности тех или иных признаков, которая в режиме реального времени определяла бы реальное состояние двигателя и, при необходимости возвращала бы его в рабочее состояние, а не давала бы перейти в режим авторотации.

### Постановка задачи

Целью работы является разработка диагностической составляющей системы управления двигателя вертолета Ми-8МТВ, которая будет учитывать основные технические и эксплуатационные характеристики двигателя вертолета Ми-8МТВ, с целью своевременного обнаружения неисправности в текущих условиях работы и предотвращения их.

**Материал и результаты исследований**

Известно, что турбовальный двигатель ТВ3-177, который установлен на вертолете Ми-8МТВ, имеет датчики, основные из которых – датчик частоты вращения ротора турбокомпрессора, датчик давления масла, датчик давления топлива, систему датчиков температуры. Опираясь на значения, полученных с указанных датчиков, можно определить техническое состояние двигателя при различных режимах его работы. С этой целью в программном пакете MatLAB разработана диагностическая составляющей системы управления двигателем (рис. 1). При выходе из строя какого-либо датчика, отвечающего за тот или иной показатель двигателя, система управления вертолетом определяет это состояние как аварийный режим работы, что приводит к аварийному отключению двигателя и переход в режим авторотации.

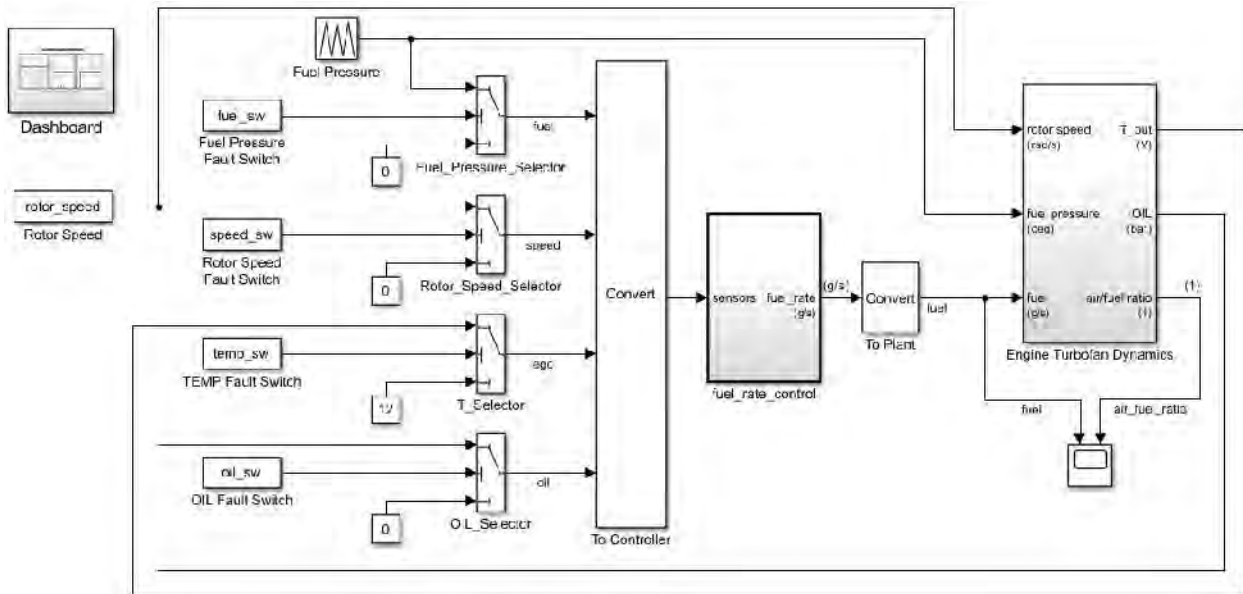


Рис. 1. система управления двигателем

В разработанную систему входит четыре датчика: Fuel Pressure Fault Switс – датчик давления топлива; Rotor Speed Fault Switch – датчик частоты вращения ротора турбокомпрессора; TEMP Fault Switch – датчик температуры. OIL Fault Switch – датчик давления масла.

Разработанная система имеет определенную совокупность диагностических признаков  $K_1, K_2, \dots, K_{n_0}$ , которые характеризуют возможные состояния двигателя вертолета, который в произвольный момент может находиться либо в исправном состоянии  $D_0$  с вероятностью  $p_0$ , либо в любом из отказных состояний  $D_1, D_2, \dots, D_r$  с соответствующими вероятностями в случае отказа одного или нескольких датчиков. Влияния отказов различных элементов двигателя осуществляется с помощью матрицы состояний  $W = \|W_{ij}\|_{n_0 \times (r+1)}$ , число строк которой равно общему количеству признаков, а число столбцов – количеству возможных состояний двигателя, при этом  $W_{ij} = 1$ , если параметр  $d_k$  принимает допустимые значения состояния  $D_j$  и  $W_{ij} = 0$  – в противном случае. Поэтому в работе ставится задача выбора такого ограниченного набора из  $N$  признаков диагностирования, с помощью которых дается приемлемое количество информации о состояниях двигателя вертолета Ми-8МТВ [6, С. 104–106].

Для решения поставленной задачи распространенным является метод, описанный в [7].

Полная информационная энтропия К. Шеннона определяется по формуле [8]:

$$H_0 = -\sum_{j=0}^r P(D_j) \ln P(D_j); \tag{1}$$

Регистрация каждой реализации признака снижает энтропию, поскольку несет информацию о состоянии двигателя. Среднюю условную энтропию после регистрации можно определить по формуле:

$$H_i(d_{k_i}) = P(d_{k_i})H(d_{k_i}) + P(\bar{d}_{k_i})H(\bar{d}_{k_i}); \tag{2}$$

где  $P(d_{k_i})$  и  $P(\bar{d}_{k_i})$  – соответственно вероятности получения результатов при нормальном состоянии двигателя и при текущем, то есть при наличии отказа;  $H(d_{k_i})$  и  $H(\bar{d}_{k_i})$  – соответствующие данным результатам условные энтропии. Используя матрицу состояний,  $P(d_{k_i})$  и  $P(\bar{d}_{k_i})$  вычисляются

по формулам:

$$P(d_{K_i}) = \sum_{j \in \Omega_i} P(D_j); \quad (3)$$

$$P(\bar{d}_{K_i}) = \sum_{j \in \Omega_i} P(D_j); \quad (4)$$

где  $\Omega_i = [j : W_{ij} = 0]$  – множество индексов, составленное из номеров столбцов  $j$ , имеющих символы 0 на пересечении с  $i$ -ой строкой матрицы  $W$ . Энтропия состояния двигателя после проведения диагностирования по признаку рассчитывается по формуле:

$$H(d_{K_i}) = - \sum_{j \in \Omega_i} P\left(\frac{D_j}{K_i}\right) \ln P\left(\frac{D_j}{K_i}\right); \quad (5)$$

$$H(\bar{d}_{K_i}) = - \sum_{j \in \Omega_i} P\left(\frac{D_j}{\bar{K}_i}\right) \ln P\left(\frac{D_j}{\bar{K}_i}\right); \quad (6)$$

где  $\sum_{j \in \Omega_i} P\left(\frac{D_j}{K_i}\right)$  и  $\sum_{j \in \Omega_i} P\left(\frac{D_j}{\bar{K}_i}\right)$  – условные вероятности, соответствующие различным результатам диагностирования по признаку  $K_i$ , которые определяются по формулам Байеса [8]:

$$P\left(\frac{D_j}{K_i}\right) = \frac{P(D_j)}{\sum_{j \in \Omega_i} P(D_j)}; \quad (7)$$

$$P\left(\frac{D_j}{\bar{K}_i}\right) = \frac{P(D_j)}{\sum_{j \in \Omega_i} P(D_j)}. \quad (8)$$

Подставляя (5), (7) в (2), находим количество информации, полученное в результате диагностирования двигателя по признаку  $K_i$ :

$$I_i(K_i) = H_0 - H_i(K_i). \quad (9)$$

Выполнив аналогичные расчеты для всех конкурирующих признаков  $K_i$  ( $i = 1, 2, \dots, n_0$ ), нетрудно выбрать признак с максимально полезной информацией, контроль которого должен осуществляться в первую очередь.

Следующим по порядку проверяется признак  $K_m$ , обеспечивающий максимум условной информации относительно нового состояния объекта с энтропией  $H_{il}$  и т.д. Таким образом, условная энтропия  $H_{il}\left(\frac{K_i}{K_l}\right)$  будет равна:

$$H_{il}\left(\frac{K_i}{K_l}\right) = P\left(\frac{K_i}{K_l}\right) H\left(\frac{K_i}{K_l}\right) + P\left(\frac{\bar{K}_i}{K_l}\right) H\left(\frac{\bar{K}_i}{K_l}\right) + P\left(\frac{K_i}{\bar{K}_l}\right) H\left(\frac{K_i}{\bar{K}_l}\right) + P\left(\frac{\bar{K}_i}{\bar{K}_l}\right) H\left(\frac{\bar{K}_i}{\bar{K}_l}\right); \quad (10)$$

где  $P\left(\frac{K_i}{K_l}\right)$  и  $P\left(\frac{\bar{K}_i}{K_l}\right)$  – соответственно условные вероятности того, что признак  $K_i$  находится в пределах своего поля допуска, либо не в этих пределах, если ранее зарегистрированный признак  $K_l$  получен при отказном состоянии двигателя;  $P\left(\frac{K_i}{\bar{K}_l}\right)$  и  $P\left(\frac{\bar{K}_i}{\bar{K}_l}\right)$  – условные вероятности нахождения  $K_i$  в заданных пределах. При этом для всех  $i \neq l$ :

$$P\left(\frac{K_i}{K_l}\right) = \sum_{j \in (\Omega_i \cap \Omega_l)} P\left(\frac{D_j}{K_l}\right)$$

$$P\left(\frac{\bar{K}_i}{K_l}\right) = \sum_{j \in (\bar{\Omega}_i \cap \Omega_l)} P\left(\frac{D_j}{K_l}\right)$$

$$P\left(\frac{K_i}{\bar{K}_l}\right) = \sum_{j \in (\Omega_i \cap \bar{\Omega}_l)} P\left(\frac{D_j}{\bar{K}_l}\right)$$

$$P\left(\frac{\bar{K}_i}{K_l}\right) = \sum_{j \in (\bar{\Omega}_i \cap \bar{\Omega}_l)} P\left(\frac{D_j}{K_l}\right)$$

$$H\left(\frac{K_i}{K_l}\right) = - \sum_{j \in (\Omega_i \cap \Omega_l)} P\left(\frac{D_j}{K_i}, K_l\right) \ln P\left(\frac{D_j}{K_i}, K_l\right)$$

$$H\left(\frac{\bar{K}_i}{K_l}\right) = - \sum_{j \in (\bar{\Omega}_i \cap \bar{\Omega}_l)} P\left(\frac{D_j}{\bar{K}_i}, K_l\right) \ln P\left(\frac{D_j}{\bar{K}_i}, K_l\right)$$

$$H\left(\frac{K_i}{\bar{K}_l}\right) = - \sum_{j \in (\Omega_i \cap \bar{\Omega}_l)} P\left(\frac{D_j}{K_i}, \bar{K}_l\right) \ln P\left(\frac{D_j}{K_i}, \bar{K}_l\right)$$

$$H\left(\frac{\bar{K}_i}{\bar{K}_l}\right) = - \sum_{j \in (\bar{\Omega}_i \cap \bar{\Omega}_l)} P\left(\frac{D_j}{\bar{K}_i}, \bar{K}_l\right) \ln P\left(\frac{D_j}{\bar{K}_i}, \bar{K}_l\right)$$

Количество информации, полученное в результате регистрации признака  $K_i$  ( $i \neq 1$ ) относительно состояния, возникшего после диагностирования по признаку  $K_i$ , определяется по формуле:

$$I\left(\frac{K_i}{K_l}\right) = H_l(K_l) - H_{il}\left(\frac{K_i}{K_l}\right) \tag{11}$$

Анализируя, можно найти такой признак  $K_m$ , для которого

$$I\left(\frac{K_m}{K_l}\right) = \max I\left(\frac{K_i}{K_l}\right) \tag{12}$$

Выбор последующих признаков производится в соответствии с приведенной схемой до тех пор, пока число выбранных признаков станет равно числу возможных состояний.

На рис. 2 приведены результаты моделирования в программной среде MatLAB процесса работы двигателя вертолета Ми-8МТВ.

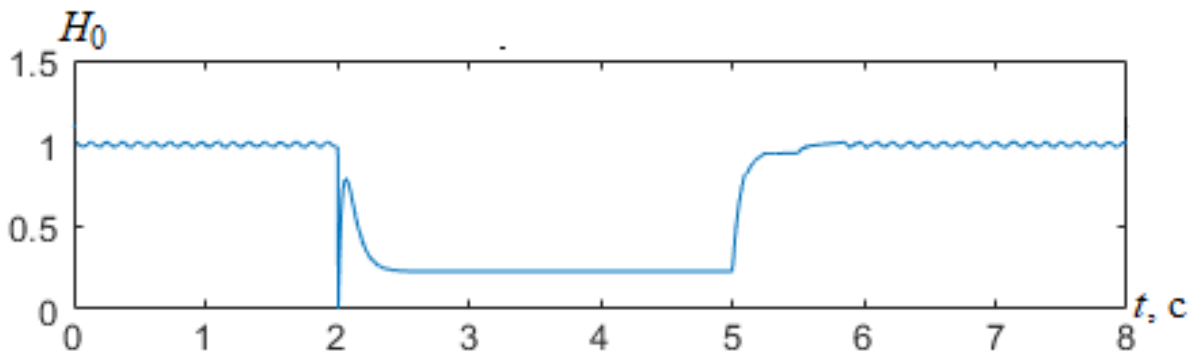


Рис. 2. Моделирование отказа одного из датчиков двигателя вертолета Ми-8МТВ

Как видно из рис. 2, при нормальном состоянии двигателя вертолета Ми-8МТВ (то есть все датчики показывают значения параметров исправно) значение энтропии равно 1. На временном участке  $t = 2$  происходит выход из строя одного из датчиков (в модели это событие реализовано путем отключения одного из датчиков), что привело к резкому падению значения энтропии практически до нуля, что является следствием того, что разработанная информационная система показывает аварийное состояние двигателя вертолета Ми-8МТВ и переход в режим авторотации. Однако, выход из строя одного из датчиков не говорит о том, что система имеет аварийное состояние, следовательно, практически мгновенно (на интервале  $t = 2,0 \dots 2,3$  с) система самовосстанавливается практически до значения энтропии 1 (на рис. 2 – до значения 0,8). Однако, выход из строя одного из датчиков приводит к перерасчету вышесказанных коэффициентов вследствие либо из-за отсутствия данных, которые поступают из неисправного датчика, либо из-за неадекватных и неправдоподобных значений. Поэтому на временном участке  $t = 2,3 \dots 5,0$  с значение энтропии падает до какого-то неопределенного значения, но, вследствие того, что двигатель работает в нормальном режиме, значение энтропии снова выходит на прежний уровень, то есть до значения 1, что свидетельствует о том, что система имеет свойство к самовосстановлению и выход из строя одного датчика не является причиной аварийной ситуации [9].

### Выводы

Таким образом, в работе предложена информационная диагностическая система двигателя вертолета Ми-8МТВ, которая позволяет при отказе одного из датчиков определять состояние двигателя во время эксплуатации, что приводит к безопасному продолжению полета. Перспективой дальнейшей работы

являється розробка інформаційно-управляючої технології двигателем вертольота Ми-8МТВ путем применения розробленої системи наряду с системою діагностики и прогнозування його стану.

### Литература

1. Mashoshin O. F. Diagnostika aviacionnogo gazoturbinnogo dvigatelja po nalichiju vrednyh primesej v sisteme kondicionirovanija vozduha / O. F. Mashoshin, G. S. Zontov // Nauchnyj vestnik MGTU GA. – M. : MGTU GA, 2014. – № 205. – С. 44–48.
2. Diagnostika i nerazrushajushhij kontrol' letatel'nyh apparatov i aviadvigatelej / [Pivovarov V. A., Mashoshin O. F., Hrustikov S. G., Sannikov A. V.]. – M. : MGTU GA, 2011. – 89 s.
3. Mashoshin O. F. Instrumental'nye metody diagnostiki aviacionnoj tehniki : uchebnoe posobie / O. F. Mashoshin. – M. : MGTUGA, 2010. – 88 s.
4. Mashoshin O. F. Informacionnoe obespechenie processov diagnostirovanija aviacionnoj tehniki / O. F. Mashoshin, A. V. Bigus // Nauchnyj vestnik MGTU GA. – M. : MGTU GA, 2002. – № 49. – С. 44–48.
5. Mashoshin O. F. Informacionnoe obespechenie processov diagnostirovanija aviadvigatelej / O. F. Mashoshin // ETAK : materialy nauchn. trudov konf. – Egor'evsk, 2001. – С.15–16.
6. Mashoshin O. F. Diagnostika aviacionnoj tehniki : uchebnoe posobie / O. F. Mashoshin. – M. : MGTU GA, 2007. – 141 s.
7. Pivovarov V. A. Primenenie apparata teorii statisticheskoj klassifikacii k zadacham diagnostirovanija aviacionnoj tehniki / V. A. Pivovarov, O. F. Mashoshin // Nauchnyj vestnik MGTU GA. – M. : MGTU GA, 1999. – № 20. – С. 25–30.
8. Mashoshin O. F. Interpretacija teorii K. Shennona v klassifikacionnyh zadachah informacionnoj diagnostiki aviadvigatelej / O. F. Mashoshin // Nauchnyj vestnik MGTU GA. – M. : MGTU GA, 2004. – № 80. – С. 60–65.
9. Клімова Я. Р. Передумови застосування рівнянь марківського процесу при діагностуванні відмови двигуна вертольота Ми-8МТВ / Я. Р. Клімова, С. І. Владов // Проблеми та перспективи розвитку сучасної науки в країнах Європи та Азії : матеріали Міжнародної науково-практичної інтернет-конференції, 27–28 лютого, 2018 р., Переяслав-Хмельницький. – Переяслав-Хмельницький : ТОВ «Колібрі 2011», 2018. – С. 32–34.

### References

1. Mashoshin O. F. Diagnostika aviacionnogo gazoturbinnogo dvigatelja po nalichiju vrednyh primesej v sisteme kondicionirovanija vozduha / O. F. Mashoshin, G. S. Zontov // Nauchnyj vestnik MGTU GA. – M. : MGTU GA, 2014. – № 205. – С. 44–48.
2. Diagnostika i nerazrushajushhij kontrol' letatel'nyh apparatov i aviadvigatelej / [Pivovarov V. A., Mashoshin O. F., Hrustikov S. G., Sannikov A. V.]. – M. : MGTU GA, 2011. – 89 s.
3. Mashoshin O. F. Instrumental'nye metody diagnostiki aviacionnoj tehniki : uchebnoe posobie / O. F. Mashoshin. – M. : MGTUGA, 2010. – 88 s.
4. Mashoshin O. F. Informacionnoe obespechenie processov diagnostirovanija aviacionnoj tehniki / O. F. Mashoshin, A. V. Bigus // Nauchnyj vestnik MGTU GA. – M. : MGTU GA, 2002. – № 49. – С. 44–48.
5. Mashoshin O. F. Informacionnoe obespechenie processov diagnostirovanija aviadvigatelej / O. F. Mashoshin // ETAK : materialy nauchn. trudov konf. – Egor'evsk, 2001. – С.15–16.
6. Mashoshin O. F. Diagnostika aviacionnoj tehniki : uchebnoe posobie / O. F. Mashoshin. – M. : MGTU GA, 2007. – 141 s.
7. Pivovarov V. A. Primenenie apparata teorii statisticheskoj klassifikacii k zadacham diagnostirovanija aviacionnoj tehniki / V. A. Pivovarov, O. F. Mashoshin // Nauchnyj vestnik MGTU GA. – M. : MGTU GA, 1999. – № 20. – С. 25–30.
8. Mashoshin O. F. Interpretacija teorii K. Shennona v klassifikacionnyh zadachah informacionnoj diagnostiki aviadvigatelej / O. F. Mashoshin // Nauchnyj vestnik MGTU GA. – M. : MGTU GA, 2004. – № 80. – С. 60–65.
9. Klimova Ja. R. Peredumovi zastosuvannja rivnjan' markivs'kogo procesu pri diagnostuvanni vidmovi dviguna vertol'otu Mi-8MTV / Ja. R. Klimova, S. I. Vladov // Problemi ta perspektivi rozvitku suchasnoj nauki v krajinah Evropy ta Azii : materialy Mizhnarodnoj naukovopraktichnoj internet-konferencii, 27–28 ljutogo, 2018 r., Perejaslav-Hmel'nic'kij. – Perejaslav-Hmel'nic'kij : TOV «Kolibri 2011», 2018. – С. 32–34.

Рецензія/Peer review : 12.04.2018 р.

Надрукована/Printed :23.05.2018 р.

Стаття рецензована редакційною колегією