

В. О. ГАБРИНЕЦЬ¹, С. М. ПОДОЛЬЧАК²¹ Дніпропетровський національний університет залізничного транспорту імені акад. В. Лазаряна, Україна² Дніпровський національний університет ім. Олесь Гончара, Україна

ОЦІНКА НАДІЙНОСТІ РАКЕТНОГО ДВИГУНА ЯК СКЛАДНОЇ ТЕХНІЧНОЇ СИСТЕМИ ЗА НЕДОСТАТНЬОЇ СТАТИСТИЧНОЇ ІНФОРМАЦІЇ

Предметом вивчення в статті є аналіз методів оцінки надійності складної технічної системи стосовно до ракетного двигуна для вирішення задачі оцінки надійності ракетного двигуна на ранній стадії його розробки. **Метою** є визначення методу оцінки надійності ракетного двигуна за недостатньої статистичної інформації та за мінімальних затрат часу. **Завдання:** провести аналіз існуючих методів оцінки надійності складної технічної системи; обґрунтувати доцільність їх застосування для оцінки надійності ракетного двигуна на ранній стадії його розробки; підібрати ефективний метод для вирішення поставленої задачі. В роботі був проведений аналіз наступних **методів:** метод нормування надійності за врахуванням складності системи і важливості елементів, що належать системі; метод "вагових коефіцієнтів"; метод урахування апріорної інформації при використанні моделі "параметр – одностороннє поле допуску". При проведенні досліджень були отримані такі **результати.** У результаті аналізу існуючих методів оцінки надійності складної технічної системи аргументовано можливість їх застосування стосовно до ракетного двигуна з точки зору наявності достатньої інформації. При визначенні методу оцінки надійності ракетного двигуна за недостатньої статистичної інформації була підібрана модель надійності, яка дозволяє оцінити рівень надійності ракетного двигуна на ранній стадії його розробки за недостатнього об'єму інформації. **Висновки.** Наукова новизна отриманих результатів полягає в наступному: запропонований метод дозволяє оцінити рівень надійності ракетних двигунів нових розробок, коли проєктанти не володіють достатньою статистичною інформацією по результатам випробувань на надійність, тобто на самому початку розробки ракетного двигуна; отримали подальший розвиток методи оцінки надійності складної технічної системи стосовно ракетного двигуна при використанні моделі "параметр – одностороннє поле допуску" завдяки наявності апріорної інформації, що дає можливість їх застосування для різних підходів оцінки надійності ракетного двигуна в залежності від об'єму наявної інформації.

Ключові слова: методи нормування, математичне сподівання, ракетний двигун, відмова, оцінка надійності, функція надійності, "ваговий коефіцієнт".

Вступ

На сучасному етапі одною з найважливіших задач в ракетному двигунобудуванні є забезпечення необхідного рівня надійності ракетного двигуна на етапі його створення при мінімальних затратах. На самому початку створення ракетного двигуна, при його проєктуванні задається рівень надійності а потім його необхідно підтвердити у процесі експериментального відпрацювання.

Якщо ракетний двигун створюється на базі прототипу (існуючого ракетного двигуна з подібними параметрами), то оцінку надійності проводять на базі статистичного матеріалу (інформації отриманої під час випробування і за час експлуатації прототипу).

Набагато складніше оцінити надійність створення нового (який не має аналогів) ракетного двигуна. Для цього на етапі проєктування використо-

вують методи моделювання надійності. На цьому етапі ми можемо попередньо оцінити рівень надійності ракетного двигуна на основі заданих точкової оцінки ймовірності безвідмовної роботи та нижньої межі ймовірності безвідмовної роботи, які задані в технічному завданні на розробку.

Підтвердження необхідного рівня надійності ракетного двигуна проводиться під час його випробувань на надійність. Від об'єму дослідних зразків, та тривалості випробувань залежить як точність оцінки надійності, так вартість розроблюваного двигуна.

Постановка задачі дослідження

Отримання необхідних даних для оцінки надійності при наземних випробуваннях вимагає менших затрат, ніж при льотних. Але при цьому для отримання об'єктивних оцінок надійності необхідно

провести достатню кількість випробувань, що у свою чергу потребує значних затрат. Ці затрати можна суттєво зменшити, якщо проводити прискорені випробування за вдано підбраною програмою. У роботі [1] розглядалася задача вибору програми випробувань по двом критеріям: часу проведення випробувань та точності отриманих результатів.

При плануванні випробувань на надійність аналізується також необхідність застосування системи аварійного захисту, яка може у разі виникнення аварійної ситуації захистити обладнання та сам двигун від руйнувань, і цим самим заощадити на проведенні випробувань. Ймовірнісний аналіз взаємодії системи аварійного захисту й ракетного двигуна під час випробувань було розглянуто у роботі [2]. У даній роботі було обґрунтовано доцільність застосування системи аварійного захисту при випробуваннях високонадійних технічних систем з точки зору матеріальних затрат.

На початку створення нового ракетного двигуна проводиться аналіз статистичних даних, а за їх відсутності розробляються моделі та методики, за якими проводяться розрахунки для попередньої оцінки рівня надійності двигуна. На етапі доводочних випробувань будуються "криві зростання надійності", за якими робляться висновки про рівень надійності двигуна у процесі випробувань.

Необхідно оцінити рівень надійності ракетного двигуна на ранній стадії його розробки, тобто на етапі проектування визначити рівень проектної надійності.

На цьому етапі, як правило, недостатньо інформації по відмовам ракетних двигунів, або взагалі така інформація відсутня. Тому необхідно розробити такий метод, який би дозволив за недостатньої або зовсім відсутньої інформації зробити попередню оцінку надійності при розробці нового ракетного двигуна.

Аналіз методів оцінки надійності складної технічної системи

Для оцінки надійності складних технічних систем, в залежності від типу системи й елементів, які входять до системи, розглянемо деякі методи й обґрунтуємо доцільність їх використання стосовно ракетного двигуна [3, 4].

Методи оцінки надійності за врахуванням складності системи і важливості елементів, що належать системі

При розгляді даного методу робилися наступні допущення:

- усі елементи в системі відіграють однакову роль у виконанні задачі, поставленої перед системою;
- усі елементи повинні мати однакову надійність.

У цьому випадку надійність системи буде визначатися за формулою:

$$P = \prod_{i=1}^n P_i = P_1^n .$$

Згідно цієї формули, розподіл вимог по надійності до системи між її елементами можна проводити за формулою:

$$P_i = \sqrt[n]{P} .$$

Такий підхід хоча й забезпечує необхідний рівень надійності системи у цілому, але являється оптимальним, так як відпрацювання однакової надійності різних елементів практично важко здійснити й економічно не вигідно.

Крім того, за такого розподілу до окремих елементів системи можуть бути висунуті вимоги по надійності, виконання яких з технічних міркувань виявиться просто неможливим.

Тому такий метод можливий тільки для грубих оцінок, а також у випадку, коли елементи, що входять до системи мають однакову надійність (рівнонадійні елементи).

Так як ракетний двигун є системою, до якої входять елементи з різною надійністю, то очевидно, що цей метод не буде ефективним для визначення рівня його надійності.

Розглянемо тепер цей метод для оцінки надійності ракетного двигуна у випадку відсутності якої-небудь інформації.

Для застосування цього методу із системи ракетного двигуна необхідно виключити елементи із найнижчою надійністю ("найслабшої ланки"). З метою виключення у системі "слабих місць" з точки зору надійності, у якості критерію розподілу вимог будемо розглядати міру складності підсистеми й важливість виконуваних нею функцій при роботі системи.

Складність підсистеми будемо оцінювати числом рівнонадійних елементів, які входять до неї, а міра важливості – коефіцієнтом значимості, який чисельно дорівнює ймовірності того, що відмова будь-якого елемента призведе до невиконання системою поставленої задачі й визначається за залежністю:

$$K_{zi} = \frac{m_H}{m_i},$$

де m_H – кількість невиконаних задач через відмову i -тої підсистеми за деякий період часу;

m_i – загальна кількість відмов даної підсистеми за той же період часу.

Загальна кількість елементів в системі, яка складається з k підсистем, кожна з яких включає в себе N_i рівнонадійних елементів:

$$N = \sum_{j=1}^k N_{ij}.$$

У випадку коли усі підсистеми незалежні і їх K_{zi} відомі, ймовірність невиконання задачі системою через i -ту підсистему буде визначатися добутком двох ймовірностей

$$Q_{zi} = Q_i K_{zi},$$

де Q_i – ймовірність відмови i -тої системи;

K_{zi} – ймовірність того, що відмова даної підсистеми призведе до невиконання задачі системою (дорівнює коефіцієнту значимості).

Ймовірність того, що задача буде виконана за відмови i -тої підсистеми

$$P_{zi} = 1 - Q_i K_{zi}.$$

Тоді повна ймовірність виконання задачі системою

$$P = \prod_{i=1}^k P_{zi} = \prod_{i=1}^k (1 - Q_i K_{zi}). \quad (1)$$

Якщо припустити, що усі підсистеми системи складаються з однакової кількості рівнонадійних елементів, то кількість елементів у кожній підсистемі можна визначити за залежністю

$$N_i = \frac{N}{k},$$

тоді $k = \frac{N}{N_i}$ і формулу (1) можна представити у наступному виді:

$$P = \left[1 - K_{zi} (1 - P_i) \right]^{\frac{N}{N_i}}.$$

Звідси отримуємо залежність для розподілу вимог по надійності:

$$P_i = 1 - \frac{1 - \sqrt[N]{P}^{N_i}}{K_{zi}}.$$

Вихідна інформація для проведення розрахунків за даним методом визначається рівнем складності системи, яка визначається кількістю елементів, що входять до неї, та коефіцієнтом їх значимості K_{zi} .

Так як ракетний двигун є системою, яка складається з рівнозначних елементів, тобто відмова будь-якого елемента призведе до відмови системи в цілому, то для ракетного двигуна $K_{zi} = 1$, та враховуючи зауваження до методу рівнонадійних елементів, цей метод не придатний для визначення оптимальних рівнів надійності ракетного двигуна.

Метод "вагових коефіцієнтів"

Даний метод передбачає наявність статистичних даних про відмови аналогових елементів у системах-прототипах [3]. На основі цих даних вводиться поняття "вагового коефіцієнта" відмов, який розглядається як критерій нормування надійності й визначає міру важливості елемента у складі системи. Чисельно він представляє собою відношення числа відмов даного елемента-аналога до загальної кількості відмов розглянутої аналогової системи:

$$\alpha_i = \frac{Q_i}{Q} = \frac{m_i}{m},$$

де α_i – "ваговий коефіцієнт" відмови i -го елемента-аналога;

Q_i – ймовірність відмови i -го елемента-аналога;

Q – ймовірність відмови системи-прототипу;

m_i – кількість відмов i -го елемента-аналога у системі-прототипі;

m – сумарна кількість відмов системи-прототипу.

При визначенні "вагових коефіцієнтів" відмов робилися наступні припущення:

– кількість елементів у розроблюваній та аналоговій системах однакова;

– умови й періоди експлуатації елементів у розроблюваній та аналоговій системах повинні бути приблизно однаковими;

– визначення вказаних коефіцієнтів необхідно проводити на основі значного статистичного матеріалу.

Очевидно, що сума усіх "вагових коефіцієнтів" відмов для системи повинна бути рівною одиниці:

$$\sum_{i=1}^n \alpha_i = 1.$$

Припускаючи що розподіл ймовірностей відмов елементів у розроблюваній системі залишається таким же як і для системи-аналога, можна записати

$$\alpha_i = \frac{q_i}{Q}, \quad (2)$$

де q_i – ймовірність відмови i -го елементу;

Q – ймовірність відмови системи.

Із залежності (2) випливає, що відношення ймовірності відмови i -го елементу до "вагового коефіцієнту" відмови цього елементу буде дорівнювати ймовірності відмови системи

$$\frac{q_1}{\alpha_1} = \frac{q_2}{\alpha_2} = \dots = \frac{q_i}{\alpha_i} = \frac{q_n}{\alpha_n} = Q.$$

Звідси отримаємо вираз для визначення вимог до надійності будь-якого елементу системи:

$$P_i = 1 - q_i = 1 - \alpha_i Q = 1 - \alpha_i (1 - P) = 1 - \alpha_i + \alpha_i P.$$

Як зазначалося раніше, вихідними даними для проведення розподілу вимог по надійності між елементами системи являються значення "вагових коефіцієнтів" відмов, які отримані за результатами експлуатації системи-прототипу.

Очевидно, що даний метод можна використувати для резервованих систем, коли після відмови основної системи, в роботу включається резервна.

Стосовно до ракетного двигуна, після кожної відмови проводяться ефективні міри для виявлення та усунення причин, що викликали дану відмову. Отже, "ваговий коефіцієнт" відмов буде дорівнювати нулю. Це означає, що використання даного методу для визначення оптимальних рівнів надійності основних елементів ракетного двигуна неможливо.

Метод оцінки надійності системи, оснований на модифікованій моделі Байєсовських мереж

Модифікована модель Байєсовських мереж [5] базується на моделі "дерева відмов", яке створюється на основі логічного зв'язку послідовно-паралельного з'єднання елементів у структурній

схемі. Модель "дерева відмов" повинна відображати функцію системи й усіх її частин та їх взаємодію.

Для ракетного двигуна дерево відмов за даною моделлю може мати вид, наведений на рисунку 1.

У таблиці 1 приведена детальна інформація про стани і події у дереві відмов.

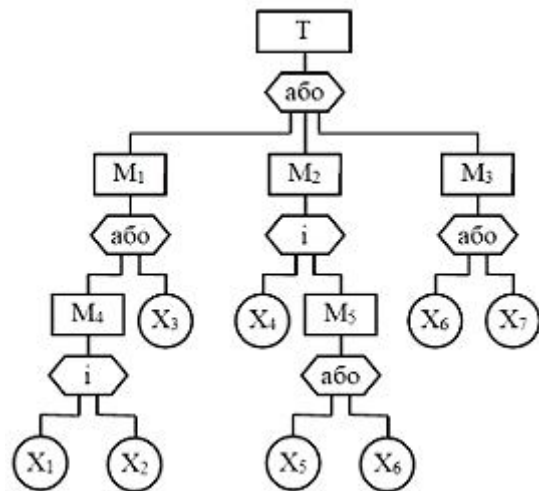


Рис. 1. Схема дерева відмов для ракетного двигуна

Таблиця 1
Інформація про стани і події у дереві відмов

Позначення	Стани та події
Т	Несправність двигуна
M ₁	Несправність системи запалювання
M ₂	Руйнація стінки камери згоряння
M ₃	Прогар камери згоряння
M ₄	Несправність джерела спалахування
M ₅	Тиск в камері згоряння вищий допустимого
X ₁	Несправність основного джерела спалахування
X ₂	Несправність резервного джерела спалахування
X ₃	Несправність автоматики системи запалювання
X ₄	Дефект стінки камери згоряння
X ₅	Несправність системи сумішоутворення
X ₆	Несправність системи охолодження
X ₇	Температура в камері згоряння вище допустимої

Із дерева відмов (див. рис. 1) очевидно, що мінімальними наборами розрізів є {X₁, X₂}, {X₃}, {X₄, X₅}, {X₆}, {X₇}. На основі цього можна визначити:

– ймовірність відмови двигуна:

$$P(T) = 1 - [1 - P(M_1)] \cdot [1 - P(M_2)] \cdot [1 - P(M_3)];$$

– ймовірності появи проміжкових подій:

$$P(M_1) = 1 - [1 - P(M_4)] \cdot [1 - P(X_3)],$$

$$P(M_2) = P(X_4) \cdot P(M_5),$$

$$P(M_3) = 1 - [1 - P(X_6)] \cdot [1 - P(X_7)],$$

$$P(M_4) = P(X_6) \cdot P(X_7),$$

$$P(M_5) = 1 - [1 - P(X_6)] \cdot [1 - P(X_5)].$$

За такої побудови "дерева відмов", а саме, для досягнення мінімальної кількості поборів розрізів, ми отримуємо незначну кількість детермінованих значень входів (входи X_1 та X_2).

Для отримання значень для інших входів необхідна додаткова статистична інформація або необхідно будувати більш розгалужене дерево відмов. Це потребує додаткових затрат часу та легко може викликати помилки проєктантів при визначенні мінімальних наборів розрізів або при визначенні повноти розгалуження дерева відмов.

Приймаючи до уваги зроблені зауваження, можна зробити висновок, що для вирішення поставленої задачі даний метод не буде оптимальним.

Метод оцінки надійності системи при використанні моделі "параметр – одностороннє поле допуску"

Так звана модель "параметр – одностороннє поле допуску" використовується у випадках, коли величина граничного значення параметра назначається детермінованим чином на основі інженерних розрахунків.

Для розрахунку кількісних характеристик надійності дана модель передбачає випадки наявності апріорної інформації, що належить до параметрів моделі [6].

При використанні даного методу робилися такі припущення:

- функція розподілу параметру відома;
- граничне значення параметру відоме або задане детермінованим способом.

Розглянемо випадок коли відомі математичне сподівання та середньоквадратичне відхилення параметру, який розподілено за нормальним законом. Тоді функція надійності у цьому випадку матиме вид

$$P = \Phi\left(\frac{x_{\text{гр}} - m}{\sigma}\right) = \Phi(U), \quad (3)$$

де: P – ймовірність безвідмовної роботи;

$x_{\text{гр}}$ – граничне значення параметра;

m – математичне сподівання;

σ – середньоквадратичне відхилення;

$\Phi(U)$ – функція нормального розподілу.

Математичне сподівання та середньоквадратичне відхилення за наявності апріорної інформації легко визначається за відомими з теорії ймовірності співвідношеннями.

За таблицею для функції нормального розподілу визначається ймовірність безвідмовної роботи.

Дану модель можна використовувати для оцінки надійності ракетного двигуна на етапі проєктних розрахунків при наявності апріорної інформації результатів випробувань.

При подальшому розгляді моделі "параметр – одностороннє поле допуску" можна розглянути ще декілька випадків оцінки надійності ракетного двигуна, коли інформації недостатньо, або вона зовсім відсутня:

1. Випадок, коли математичне сподівання невідоме а середньоквадратичне відхилення відоме.

Функція надійності у цьому випадку матиме вид

$$\hat{P} = \Phi\left(\frac{x_{\text{гр}} - \hat{m}}{\sigma}\right) = \Phi(\hat{U}), \quad (4)$$

де: \hat{P} – точкова оцінка ймовірності безвідмовної роботи;

\hat{m} – оцінка математичного сподівання, яку можна визначити наступним чином

$$\hat{m} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i,$$

де n – кількість проведених випробувань;

$\Phi(\hat{U})$ – функція нормованого розподілу.

У даному випадку нижню межу одностороннього довірчого інтервалу ймовірності безвідмовної роботи можна визначити за наступним виразом

$$P_n = \Phi\left(\frac{x_{\text{гр}} - \left[\hat{m} + U_\gamma \sqrt{\frac{\sigma^2}{n}}\right]}{\sigma}\right) = \Phi(U_n),$$

де U_γ – квантиль нормального розподілу за довірчої ймовірності γ ;

$\Phi(U_n)$ – функція нормального розподілу нормована по нижній межі.

2. Випадок, коли математичне сподівання відоме а середньоквадратичне відхилення невідоме.

Функція надійності у цьому випадку матиме вид

$$\hat{P} = \Phi\left(\frac{x_{гр} - m}{\sqrt{\hat{D}}}\right) = \Phi(\hat{U}), \quad (5)$$

де $\hat{D} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (x_i - m)^2$ – оцінка дисперсії.

Нижню межу одностороннього довірчого інтервалу ймовірності безвідмовної роботи у даному випадку можна визначити за наступним виразом

$$P_n = \Phi\left(\frac{x_{гр} - m}{\sqrt{\frac{\hat{D}_n}{\chi_{\gamma,n}^2}}}\right) = \Phi(U_n),$$

де $\chi_{\gamma,n}^2$ – 100%-а точка розподілу χ^2 з n ступенями свободи за довірчої ймовірності γ .

Значення $\chi_{\gamma,n}^2$ вибирається з таблиць в залежності від числа ступенів свободи та величини довірчої ймовірності.

У таблиці 2 наведені результати оцінки надійності системи за моделлю "параметр – одностороннє поле допуску" у різних випадках.

Таблиця 2

Результати оцінки надійності системи за моделлю "параметр – одностороннє поле допуску" у різних випадках

	За формулою (3)	За формулою (4)	За формулою (5)
n=5	P = 0,9864	$\hat{P} = 0,9896$	$\hat{P} = 0,9885$
n=10	P = 0,9936	$\hat{P} = 0,9901$	$\hat{P} = 0,9896$
n=15	P = 0,9985	$\hat{P} = 0,9922$	$\hat{P} = 0,9914$

Порівнюючи результати розрахунків, зроблених за формулами (3) – (5), можна зробити висновок про придатність методу оцінки надійності системи за моделлю "параметр – одностороннє поле допуску", а саме формул (4) і (5) для вирішення поставленої задачі, так як за малого числа випробувань ці формули дають досить високі результати.

Якщо детально проаналізувати ці два випадки визначення характеристик надійності (точкової оцінки ймовірності безвідмовної роботи та нижньої межі одностороннього довірчого інтервалу ймовір-

ності безвідмовної роботи) ракетного двигуна, то можливо оцінити надійність ракетного двигуна й у випадку коли нам невідомі ні математичне сподівання, ні середньоквадратичне відхилення параметрів, по яким проводиться дана оцінка.

Висновки

Розглянута задача оцінки надійності ракетного двигуна за недостатньої інформації за допомогою моделі "параметр – одностороннє поле допуску", що дозволяє оцінити його надійність на ранній стадії розробки.

Запропоновані різні підходи для оцінки надійності в залежності від об'єму інформації, яким володіє проєктант на початку розробки ракетного двигуна.

Модель "параметр – одностороннє поле допуску" дозволяє оцінити рівень надійності ракетного двигуна нової розробки.

Викладені методи дозволяють оцінити надійність ракетного двигуна на ранній стадії його розробки у більш повній мірі ніж логіко-імовірнісний аналіз, який часто використовується для вирішення цієї задачі.

Література

1. Габринец, В. А. Оценка эффективности выбранной программы ускоренных испытаний [Текст] / В. А. Габринец, С. М. Подольчак // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2015. – № 1 (118). – С. 103-107.
2. Габринец, В. А. Вероятностный анализ взаимодействия системы аварийной защиты и ракетного двигателя при стендовых испытаниях [Текст] / В. А. Габринец, С. М. Подольчак // *Проблемы высокотемпературной техники : сб. науч. тр. ДНУ им. О. Гончара. – Днепропетровск : Пороги, 2013. – С. 25 – 31.*
3. Павлов, И. В. Статистические методы оценки надежности сложных систем по результатам испытаний [Текст] / И. В. Павлов. – М. : Радио и связь, 1982. – 168 с.
4. Надежность и эффективность в технике [Текст] : Справочник. В 10 т. Т. 6. Экспериментальная отработка и испытания / Под общ. ред. Р. С. Судакова, О. И. Тескина. – М. : Машиностроение, 1989. – 376 с.
5. Reliability analysis of an engine under uncertainty based on D-S evidence theory and Bayesian network [Text] / Zhi Qiang Li, et al. // *Journal of Mathematical Models in Engineering*. – 2017. – Vol. 3, No. 2. – P. 78-88.
6. Прикладная статистика: Основы моделирования и первичная обработка данных [Текст] : Справочное изд. / С. А. Айвазян, И. С. Енюков,

Л. Д. Мешалкин. – М. : Финансы и статистика, 1983. – 471 с.

References

1. Gabrinets, V. A., Podol'chak, S. M. Otsenka effektivnosti vybrannoi programmy uskorennykh ispytaniy [Performance evaluation of selected program of accelerated tests]. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya – Aerospace Engineering and Technology*, 2015, no. 1 (118), pp. 103-107.

2. Gabrinets, V. A., Podol'chak, S. M. Veroyatnostnyi analiz vzaimodeystviya sistemy avariinoi zashchity i raketnogo dvigatelya pri stendovykh ispytaniyakh [Probabilistic analysis of the interaction of the emergency protection system and the rocket engine in bench tests]. *Sbornik nauchnykh trudov DNU im. O. Gonchara "Problemy vysokotemperaturnoi tekhniki" – Collection of scientific works of the DNU named after O. Gonchar "Problems of high-temperature*

technology", Dnepropetrovsk, Porogi Publ., 2013, pp. 25-31.

3. Pavlov I. V. *Statisticheskie metody otsenki nadezhnosti slozhnykh sistem po rezul'tatam ispytaniy* [Statistical methods for assessing the reliability of complex systems by test results]. Moscow, Radio i svyaz' Publ., 1982. 168 p.

4. Sudakov, R. S., Teskin, O. I. Eksperimental'naya otrabotka i ispytaniya [Experimental working off and testing]. *Nadezhnost' i effektivnost' v tekhnike – Reliability and efficiency in engineering*. Directory (Vols. 10; Vol. 6). Moscow, Mashinostroenie Publ., 1989. 376 p.

5. Li, Zhi Qiang, et al. Reliability analysis of an engine under uncertainty based on D-S evidence theory and Bayesian network. *Journal of Mathematical Models in Engineering*, 2017, vol. 3, no. 2, pp. 78-88.

6. Aivazjan, S. A., Enyukov, I. S., Meshalkin, L. D. *Prikladnaya statistika Osnovy modelirovaniya i pervichnaya obrabotka dannykh* [Applied Statistics. Basics of modeling and primary data processing. Directory]. Moscow, Finansy i statistika Publ., 1983. 471 p.

Надійшла до редакції 3.07.2018, розглянута не редколлеґії 7.08.2018

ОЦЕНКА НАДЕЖНОСТИ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ КАК СЛОЖНОЙ ТЕХНИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ПРИ НЕДОСТАТОЧНОЙ СТАТИСТИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ

В. А. Габринец, С. М. Подольчак

Предметом изучения в статье является анализ методов оценки надежности сложной технической системы применительно к ракетному двигателю для решения задачи оценки надежности ракетного двигателя на ранней стадии его разработки. **Целью** является определение метода оценки надежности ракетного двигателя при недостаточной статистической информации и при минимальных затратах времени. **Задача:** провести анализ существующих методов оценки надежности сложной технической системы; обосновать целесообразность их применения для оценки надежности ракетного двигателя на ранней стадии его разработки; подобрать эффективный метод для решения поставленной задачи. В работе был проведен анализ следующих **методов:** метод нормирования надежности с учетом сложности системы и важности элементов, принадлежащих системе; метод "весовых коэффициентов"; метод учета априорной информации при использовании модели "параметр - одностороннее поле допуска". При проведении исследований были получены следующие **результаты.** В результате анализа существующих методов оценки надежности сложной технической системы аргументирована возможность их применения по отношению к ракетному двигателю с точки зрения наличия достаточной информации. При определении метода оценки надежности ракетного двигателя при недостаточной статистической информации была подобрана модель надежности, которая позволяет оценить уровень надежности ракетного двигателя на ранней стадии его разработки при недостаточном объеме информации. **Выводы.** Научная новизна полученных результатов заключается в следующем: предложенный метод позволяет оценить уровень надежности ракетных двигателей новых разработок, когда проектанты не обладают достаточной статистической информации по результатам испытаний на надежность, то есть в самом начале разработки ракетного двигателя; получили дальнейшее развитие методы оценки надежности сложной технической системы применительно к ракетному двигателю при использовании модели "параметр - одностороннее поле допуска" благодаря наличию априорной информации, что дает возможность их применения для различных подходов оценки надежности ракетного двигателя в зависимости от объема имеющейся информации.

Ключевые слова: методы нормирования, математическое ожидание, ракетный двигатель, отказ, оценка надежности, функция надежности, "весовой коэффициент".

ASSESSMENT OF THE RELIABILITY OF A ROCKET ENGINE AS A COMPLEX TECHNICAL SYSTEM WITH INSUFFICIENT STATISTICAL INFORMATION

V. Gabrinets, S. Podolchak

The **subject matter** of the article is an analysis of methods for assessing the reliability of a complex technical system applicable to a rocket engine for solving the problem of estimating the reliability of a rocket engine at an early stage of its development. The **goal** is to determine the method of estimating the reliability of a rocket engine with insufficient statistical information. The **tasks** to be solved: to carry out the analysis of existing methods for assessing the reliability of a complex technical system; to justify the expediency of their application for assessing the reliability of the rocket engine at an early stage of its development; choose an effective method for solving the problem. In work the analysis of following **methods** was carried out: a method of rationing reliability taking into account the complexity of the system and the importance of the elements belonging to the system; method of "weighting factors"; method of accounting for a priori information when using the model "parameter – one-way tolerance field". The following **results** obtained during the research. As a result of the analysis of existing methods for assessing the reliability of a complex technical system, it argues that they can apply to a rocket engine in terms of the availability of sufficient information. When determining the method for estimating the reliability of a rocket engine with insufficient statistical information, a reliability chosen model that allows estimating the level of reliability of a rocket engine at an early stage of its development with insufficient information. **Conclusions.** The scientific novelty of the results is following: the proposed method makes it possible to assess the level of reliability of rocket engines of new developments when the designers do not have sufficient statistical information on the results of reliability tests, that is, at the very beginning of the development of the rocket engine; developed methods for assessing reliability of a complex technical system applied to a rocket engine with the use of the "parameter – one-way tolerance field" model was further developed, thanks to the availability of a priori information, which makes it possible to use them for various approaches to assess the reliability of a rocket engine, depending on the amount of information available.

Keywords: valuation methods, mathematical expectation, rocket engine, failure, reliability evaluation, reliability function, "weighting factor".

Габрінець Володимир Олексійович – д-р техн. наук, професор, завідувач кафедри теплотехніки, Дніпропетровський національний університет залізничного транспорту ім. академіка В. Лазаряна, Дніпро, Україна, e-mail: gabrin62@gmail.com.

Подольчак Сергій Михайлович – старший викладач кафедри двигунобудування, Дніпровський національний університет ім. О. Гончара, Дніпро, Україна, e-mail: dnu.podolchak@gmail.com.

Gabrinets Volodymyr O. – Doctor of Technical Sciences, Professor, Head of the Heat Engineering Department of Dnipropetrovsk National University of Railway Transport named after acad. V. Lazaryan, Dnipro, Ukraine, e-mail: gabrin62@gmail.com.

Podolchak Sergiy M. – Senior Lecturer of the Department of engine building, Dniprovsky National University named after. O. Gonchara, Dnipro, Ukraine, e-mail: dnu.podolchak@gmail.com.