

КРИТЕРИАЛЬНАЯ ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ПРОДЛЕНИЯ НАЗНАЧЕННЫХ РЕСУРСОВ ХВОСТОВЫХ ВАЛОВ ВЕРТОЛЁТОВ

© 2017

О. Ф. Машошин доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой;
Московский государственный технический университет гражданской авиации;
o.mashoshin@mstuca.aero

Р. Л. Семенихин кандидат технических наук, инженер по сопровождению эксплуатации вертолётов;
АО «Хеливерт», пос. Томилино, Московская область;
airroman1980@gmail.com

Одной из проблем отечественного вертолётостроения являются низкие показатели ресурсов элементов трансмиссии вертолётов отечественного производства по сравнению с зарубежными аналогами. Например, назначенный ресурс хвостового вала вертолёта Ми-2 составляет 4500 ч, межремонтный 1500 ч. Межремонтный ресурс хвостового вала аналогичных по классу вертолётов Bell 429 составляет 3200 ч, Eurocopter AS350 – 3000 ч. Назначенный ресурс хвостовых валов вертолётов Bell 429 и Eurocopter AS350 не установлен. В связи с существенным ограничением финансирования работ по продлению ресурсов высоконагруженных элементов авиационных конструкций необходимо предложить другие пути оценки технического состояния данных элементов с целью продления ресурса, которые будут иметь меньшую трудоёмкость. Для решения этой задачи требуется введение новых критериев. Предложены и обоснованы новые критерии для оценки технического состояния хвостовых валов вертолётов с целью возможного продления их назначенных ресурсов. Данные критерии отображают изменение химических, физико-механических и прочностных свойств изделий с наработкой. При сравнении их с максимальными значениями можно сделать выводы о возможности продления ресурсов элементов конструкции трансмиссии вертолётов. Приведён пример расчёта этих показателей для хвостового вала вертолёта Ми-2, отработавшего назначенный ресурс 4500 ч.

Вертолёт; хвостовой вал; продление ресурсов; техническое состояние; критерии; химические свойства; физико-механические свойства; прочностные свойства.

Цитирование: Машошин О.Ф., Семенихин Р.Л. Критериальная оценка возможности продления назначенных ресурсов хвостовых валов вертолётов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 2. С. 75-80. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-75-80

Введение

В процессе эксплуатации вертолётов происходит изменение химических, физико-механических и прочностных характеристик материала изделий, работающих в условиях сложного циклического нагружения. В частности известно, что обычно влияние наработки с преимущественно циклическим нагружением на стали типа «хромансиль» сказывается на соотношении C/Fe. В совокупности с эксплуатационными нагрузками соотношение C/Fe имеет тенденцию к увеличению, что приводит к так называемому охрупчиванию стали.

Для оценки возможности продления назначенного ресурса высоконагруженным элементам авиационных конструкций необходимо иметь точные данные о техническом состоянии изделия, об изменении характеристик в сравнении их с максимально допустимыми значениями. Предлагаются критерии, в наибольшей степени отражающие изменение химических, физико-механических и прочностных характеристик материала элементов хвостовой трансмиссии вертолётов с наработкой, и приводится пример расчёта этих критериев для хвостового вала трансмиссии вертолёта Ми-2.

Критерий определения изменения химических и физико-механических свойств изделий с наработкой по результатам экспериментов

В целях определения технического состояния для оценки возможности продления назначенного ресурса элементам хвостовой трансмиссии вертолѐта проводятся исследования этих изделий, отработавших назначенный ресурс. В частности, выполняется определение химического состава материала, определение твѐрдости и испытания на разрыв. После проведения экспериментальных исследований и получения данных по химическому составу, физико-механическим свойствам и твѐрдости материала изделия (содержание углерода C , временное сопротивление разрыву σ_B , твѐрдость по Роквеллу HRC), необходимо найти критерий, математический смысл которого заключается в объединении полученных величин для оценки максимально возможного отклонения характеристик материала изделия от характеристик нового изделия (не имеющего наработки).

Оценим отдельно изменения каждого из трёх параметров, предложив следующие критерии:

$\Delta\sigma_B$ – изменение временного сопротивления разрыву, %;

ΔC – изменение содержания углерода, %;

$\overline{\Delta HRC}$ – среднее изменение твѐрдости по Роквеллу, %.

Эти показатели рассчитаем по формулам:

$$\Delta\sigma_B = \left| \frac{\sigma_{B0} - \sigma_{Bn}}{\sigma_{B0}} \right| 100, \quad (1)$$

где σ_{B0} – временное сопротивление разрыву изделия, имеющего наработку 0 часов;
 σ_{Bn} – временное сопротивление разрыву изделия, отработавшего назначенный ресурс;

$$\Delta C = \left| \frac{C_0 - C_n}{C_0} \right| 100, \quad (2)$$

где C_0 – содержание углерода в изделии, имеющем наработку 0 часов; C_n – содержание углерода в изделии, отработавшем назначенный ресурс;

$$\overline{\Delta HRC} = \frac{\left| \frac{HRC_{01} + HRC_{02}}{2} \right| - \left| \frac{\overline{HRC}_{n1} + \overline{HRC}_{n2}}{2} \right|}{\left| \frac{HRC_{01} + HRC_{02}}{2} \right|} 100, \quad (3)$$

где HRC_{01} – нижнее значение твѐрдости по Роквеллу для нового изделия; \overline{HRC}_{n1} – среднее нижнее значение твѐрдости по Роквеллу для изделия, отработавшего назначенный ресурс; HRC_{02} – верхнее значение твѐрдости по Роквеллу для нового изделия; \overline{HRC}_{n2} – среднее верхнее значение твѐрдости по Роквеллу для изделия, отработавшего назначенный ресурс.

Приведѐм расчѐт этих критериев для вертолѐта Ми-2. Экспериментальным путѐм в работе [1] для хвостового вала вертолѐта Ми-2 были получены следующие данные:

$$\sigma_{B0}=100,3 \text{ кгс/мм}^2; \sigma_{Bн}=100,3 \text{ кгс/мм}^2; C_0=0,31; C_n=0,29; HRC_{01}=28; HRC_{02}=35; \overline{HRC}_{н1}=29,3; \overline{HRC}_{н2}=31,5.$$

Подставив эти значения в формулы (1), (2), (3), соответственно получим: $\Delta\sigma_B = 0$; $\Delta C = 6,45\%$; $\overline{\Delta HRC} = 3,49\%$.

Чтобы сделать выводы о возможности продления ресурса изделия, необходимо сравнить полученные значения с соответствующими максимально допустимыми значениями. Как известно из [2; 3], минимально допустимое временное сопротивление разрыву составляет 90 кгс/мм^2 , а допустимое содержание углерода в материале хвостового вала вертолёта Ми-2 (сталь 30ХН2МФА, ГОСТ 4543-71) составляет от 0,27 до 0,34 %. Допустимые значения твёрдости по Роквеллу определим из данных чертежа хвостового вала вертолёта Ми-2 и получим $HRC = 28 \dots 35$.

Преобразуем формулы (1), (2), (3) для расчёта соответствующих максимально допустимых значений $\Delta\sigma_{B\max}, \%$; $\Delta C_{\max}, \%$; $\overline{\Delta HRC}_{\max}, \%$:

$$\Delta\sigma_{B\max} = \left| \frac{\sigma_{B0} - \sigma_{B\min}}{\sigma_{B0}} \right| 100, \quad (4)$$

где σ_{B0} – временное сопротивление разрыву нового изделия; $\sigma_{B\min}$ – минимально допустимое временное сопротивление разрыву изделия;

$$\Delta C_{\max} = \frac{\frac{C_{ГОСТ1} + C_{ГОСТ2}}{2} - C_{ГОСТ1}}{\frac{C_{ГОСТ1} + C_{ГОСТ2}}{2}} 100, \quad (5)$$

где $C_{ГОСТ1}$ – нижняя граница содержания углерода в изделии по данным ГОСТ 4543-71; $C_{ГОСТ2}$ – верхняя граница содержания углерода в изделии по данным ГОСТ 4543-71;

$$\overline{\Delta HRC}_{\max} = \frac{\frac{HRC_{ГОСТ1} + HRC_{ГОСТ2}}{2} - HRC_{ГОСТ1}}{\frac{HRC_{ГОСТ1} + HRC_{ГОСТ2}}{2}} 100, \quad (6)$$

где $HRC_{ГОСТ1}$ – нижнее допустимое значение твёрдости по Роквеллу; $HRC_{ГОСТ2}$ – верхнее допустимое значение твёрдости по Роквеллу.

Очевидно, что для положительного вывода о возможности продления ресурса должны соблюдаться условия:

$$\Delta\sigma_B \leq \Delta\sigma_{B\max}; \quad (7)$$

$$\Delta C \leq \Delta C_{\max}; \quad (8)$$

$$\overline{\Delta HRC} \leq \overline{\Delta HRC}_{\max}. \quad (9)$$

Подставляя численные значения в (4), (5), (6), для хвостового вала вертолѐта Ми-2 получаем: $\Delta\sigma_{B_{\max}}=10,27\%$; $\Delta C_{\max}=10\%$; $\overline{\Delta HRC}_{\max}=11,1\%$.

Для упрощения оценки возможности продления ресурса по результатам экспериментальных исследований свойств материала изделия, учитывая аддитивность свойств получаемой информации [4], введѐм критерий, обобщающий три предыдущих.

Обозначим этот критерий как $\Delta\mathcal{G}$, %. Математический смысл данного критерия – среднее отклонение химических и физико-механических свойств материала изделия с наработкой:

$$\Delta\mathcal{G} = \frac{\Delta\sigma_B + \Delta C + \overline{\Delta HRC}}{3}.$$

Для принятия решения о продлении ресурса данный показатель должен быть меньше среднего максимально допустимого значения. Поэтому необходимо определить среднее максимально допустимое значение $\Delta\mathcal{G}_{\max}$, %:

$$\Delta\mathcal{G}_{\max} = \frac{\Delta\sigma_{B_{\max}} + \Delta C_{\max} + \overline{\Delta HRC}_{\max}}{3}. \quad (10)$$

Подставляя полученные численные значения, получаем: $\Delta\mathcal{G}=3,31\%$; $\Delta\mathcal{G}_{\max}=10,45\%$.

Следовательно, требование (10) соблюдено и это позволяет сделать вывод о возможности продления назначенного ресурса хвостового вала трансмиссии вертолѐта Ми-2.

Оценка изменения запаса прочности вала с наработкой по результатам расчѐтов

Для определения допустимости полученных расчѐтным путѐм результатов введѐм ещё один критерий, оценивающий величину изменения запаса прочности вала в сравнении с допустимым параметром – ΔK_V , %.

Рассчитаем его по формуле

$$\Delta K_V = \frac{K_{V0} - K_{Vn}}{K_{V0}} 100, \quad (11)$$

где K_{V0} – запас прочности нового изделия; K_{Vn} – запас прочности изделия, отработавшего назначенный ресурс.

Для исследуемого хвостового вала имеем [5]: $K_{V0}=2,7$; $K_{Vn}=2,68$, и из (11) следует, что $\Delta K_V = 0,74\%$.

Следовательно, запас прочности хвостового вала трансмиссии вертолѐта Ми-2 после отработки назначенного ресурса 4500 ч снизился на 0,74%.

Для заключения о возможности продления ресурса изделий необходимо сравнить полученное значение изменения запаса прочности с максимально допустимым. Как известно из [6], минимальный запас прочности для изделия из стали, подвергающегося длительному нагружению, равен 1,5. Преобразуем (11) для расчѐта максимального допустимого изменения запаса прочности $\Delta K_{V_{\max}}$, %:

$$\Delta K_{V_{\max}} = \frac{K_{V_0} - K_{V_{\min}}}{K_{V_0}} 100, \quad (12)$$

где K_{V_0} – запас прочности нового изделия; $K_{V_{\min}}$ – минимальный запас прочности изделия, равный 1,5.

Очевидно, что для положительного вывода о возможности продления ресурса должно соблюдаться условие:

$$\Delta K_V \leq \Delta K_{V_{\max}}. \quad (13)$$

Подставляя численные значения в (12), получаем:

$$\Delta K_{V_{\max}} = 44,4 \%.$$

Следовательно, условие (13) соблюдается и можно сделать вывод о возможности продления назначенного ресурса хвостовой трансмиссии вертолѐта Ми-2.

Заключение

Среднее отклонение химических и физико-механических свойств материала хвостового вала трансмиссии вертолѐта Ми-2 составляет 3,31 %, что меньше обобщающего допустимого максимального значения, равного 10,45 %.

Запас прочности материала хвостового вала трансмиссии вертолѐта Ми-2 изменился на 0,74 % при максимально допустимом значении 44,4 %.

Поскольку условия (7), (8), (9) выполняются, то можно заключить, что ресурсные возможности материала хвостового вала вертолѐта Ми-2 не исчерпаны и поэтому ресурс можно продлевать.

Библиографический список

1. Семенихин Р.Л. Оценка ресурсоспособности хвостового вала трансмиссии вертолѐта Ми-2 // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2010. № 160. С. 108-115.
2. ГОСТ 10006-80. Трубы металлические. Метод испытания на растяжение. М.: Стандартиформ, 2010. 12 с.
3. ГОСТ 4543-71. Прокат из легированной конструкционной стали. Технические условия. М.: Издательство стандартов, 2000. 40 с.
4. Машошин О.Ф. Диагностика авиационной техники. М.: Московский государственный технический университет гражданской авиации, 2007. 141 с.
5. Семенихин Р.Л. Расчѐтная оценка запаса прочности хвостового вала вертолѐта Ми-2 // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2014. № 205. С. 81-85.
6. Бородин Н.А. Соппротивление материалов. М.: Дрофа, 2001. 288 с.

CRITERION ASSESSMENT OF THE POSSIBILITY TO PROLONG THE SERVICE LIFE LIMIT OF THE HELICOPTER TAIL DRIVE SHAFT

© 2017

O. F. Mashoshin Doctor of Science (Engineering), Professor, Head of Department;
Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russian Federation;
o.mashoshin@mstuca.aero

R. L. Semenikhin Candidate of Science (Engineering), Product Support Engineer;
JSC "Helivert", Tomilino, Moscow Region, Russian Federation;
airroman1980@gmail.com

Low life time of home-produced helicopter transmission elements in comparison with foreign analogues is one of the problems of Russian helicopter industry. For example, the service life limit of Mi-2 drive shaft is 4,500 hours, the time between overhauls is 1,500 hours. The time between overhauls for the drive shaft of a similar helicopter Bell 429 is 3200 hours, for the Eurocopter AS350 it is 3000 hours. The service life limit of the drive shafts of Bell 429 and Eurocopter AS350 is not specified. As the financing of operations to prolong the service life limit of high-load elements of aircraft structure is very limited it is necessary to suggest other, less labor-intensive ways of assessing the technical condition of these elements in order to prolong the service life limit. New criteria need to be introduced to solve this problem. New criteria for the assessment of the possibility of prolonging the assigned life of helicopter tail rotor drive shafts are proposed and scientifically justified in this article. The criteria indicate changes in chemical, physical and mechanical properties, as well as strength properties of products after some time of service. Comparing the properties with their maximum values we can make a conclusion about the possibility to prolong the life cycle of helicopter transmission components. An example of the criteria calculation for the Mi-2 helicopter tail drive shaft with an expired Service Life Limit of 4500 hours is given.

Helicopter; tail rotor drive shaft; prolonging the service life limit; criteria; chemical properties; physical and mechanical properties; strength properties.

Citation: Mashoshin O.F., Semenikhin R.L. Criterion assessment of the possibility to prolong the service life limit of the helicopter tail drive shaft. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 2. P. 75-80. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-75-80

References

1. Semenikhin R.L. Assessment of Mi-2 drive shaft resourceability. *Civil Aviation High Technologies*. 2010. No. 160. P. 108-115. (In Russ.)
2. GOST 10006-80. Metaltubes. Tensile test method. Moscow: Standartinform Publ., 2010. 12 p. (In Russ.)
3. ГОСТ 4543-71. Structural alloy steel bars. Specifications. Moscow: Izdatelstvo Standartov Publ., 2000. 40 p. (In Russ.)
4. Mashoshin O.F. *Diagnostika aviatsionnoy tekhniki* [Diagnostics of aeronautical equipment]. Moscow: Moscow State Technical University of Civil Aviation Publ., 2007. 141 p.
5. Semenikhin R.L. Calculated evaluation of Mi-2 drive shaft strength reserve. *Civil Aviation High Technologies*. 2014. No. 205. P. 81-85. (In Russ.)
6. Borodin N.A. *Soprotivlenie materialov* [Strength of materials]. Moscow: Drofa Publ., 2001. 288 p.