УДК 62-7
05.13.06 – Автоматизация и управление технологическими процессами и производствами (промышленность)

Жежера Николай Илларионович
ФГБОУ Оренбургский государственный университет
Россия, Оренбург[1]
Доктор технических наук, профессор
E-Mail: nik-gegera@mail.ru

Ильин Олег Николаевич
ФГБОУ Оренбургский государственный университет
Россия, Оренбург
Магистрант
E-Mail: ilyin.oleg.n@yandex.ru

Контроль герметичности топливной системы вертолета МИ-8 с использованием пузырьковой камеры

Аннотация. Разработана методика контроля герметичности топливной системы вертолета МИ-8 с использованием пузырьковой камеры. Существующая стандартная методика контроля герметичности топливной системы вертолета сжатым воздухом содержит подготовительные и заключительные операции, непосредственные испытания системы на герметичность и формирование заключения о герметичности топливной системы.

Топливная система вертолета считается герметичной, если давление воздуха по манометру, равное 0,2 кгс/см^2, остается в системе постоянным в течение 30 минут. В работе установлено, что если взять образцовый манометр высокого класса точности, равного 0,15 %, и чтобы увидеть понижение показания манометра на одно деление, тогда давление в топливной системе должно измениться не менее, чем на 300 Па.

Понижение давления в топливной системе на 300 Па соответствует выходу сжатого воздуха из топливной системы вертолета в атмосферу, равного 2,94 дм^3 за 30 минут, при объеме топливной системы, равной 1,96 м^3. По топливной системе, из которой при контроле герметичности вышел через микрощели в атмосферу сжатый воздух объемом меньшим 2,94 дм^3 за 30 минут (1633 мм^3/с), будет сделано заключение, что топливная система герметична.

При использовании пузырьковой камеры при контроле герметичности топливной системы вертолета точность контроля составляет 1,2 пузырьков в секунду или 81,7 мм^3/с, или почти в 20 раз выше, чем точность контроля герметичности топливной системы с использованием образцового манометра.

Ключевые слова: вертолет; топливная система; давление; сжатый воздух; контроль герметичности; точность контроля; манометр; пузырьковая камера; пузырьки сжатого воздуха.

Идентификационный номер статьи в журнале 122TVN314

[1] 460018, г. Оренбург, просп. Победы, д. 13

Топливная система вертолета МИ-8 предназначена для хранения заданного количества топлива и бесперебойной подачи топлива к насосам - регуляторам топлива в процессе работы вертолета. Упрощенно топливная система вертолета МИ-8 приведена в верхней части рисунка 1 и содержит [1]: 1 – насосы НР-40НТ двигателей; 2 – гибкие трубопроводы; 3 – блоки фильтров, в которые входят: 4 – фильтр тонкой очистки топлива, 5 – перепускной клапан блока фильтров, 6 – фильтр грубой очистки топлива, 7 – сливные краны блоков фильтров; 8 - дренажный бачок; 9 - расходный топливный бак; 10 - поплавок; 11, 16, 18, 21 – обратные клапаны; 12, 23, 31 – заливные горловины топливных баков; 13 – дренажная трубка для выхода воздуха; 14 – дренажная трубка для выхода капель топлива; 15 - поплавковый клапан; 17 - подкачивающие насосы ЭЦН-40; 19 - клапаны консервации; 20 - пожарные краны; 22, 28, 34 – сливные краны; 24, 30 – подвесные топливные баки; 25, 32 - перекачивающие насосы ЭЦН-75Б; 27, 29 – перекрывные краны.

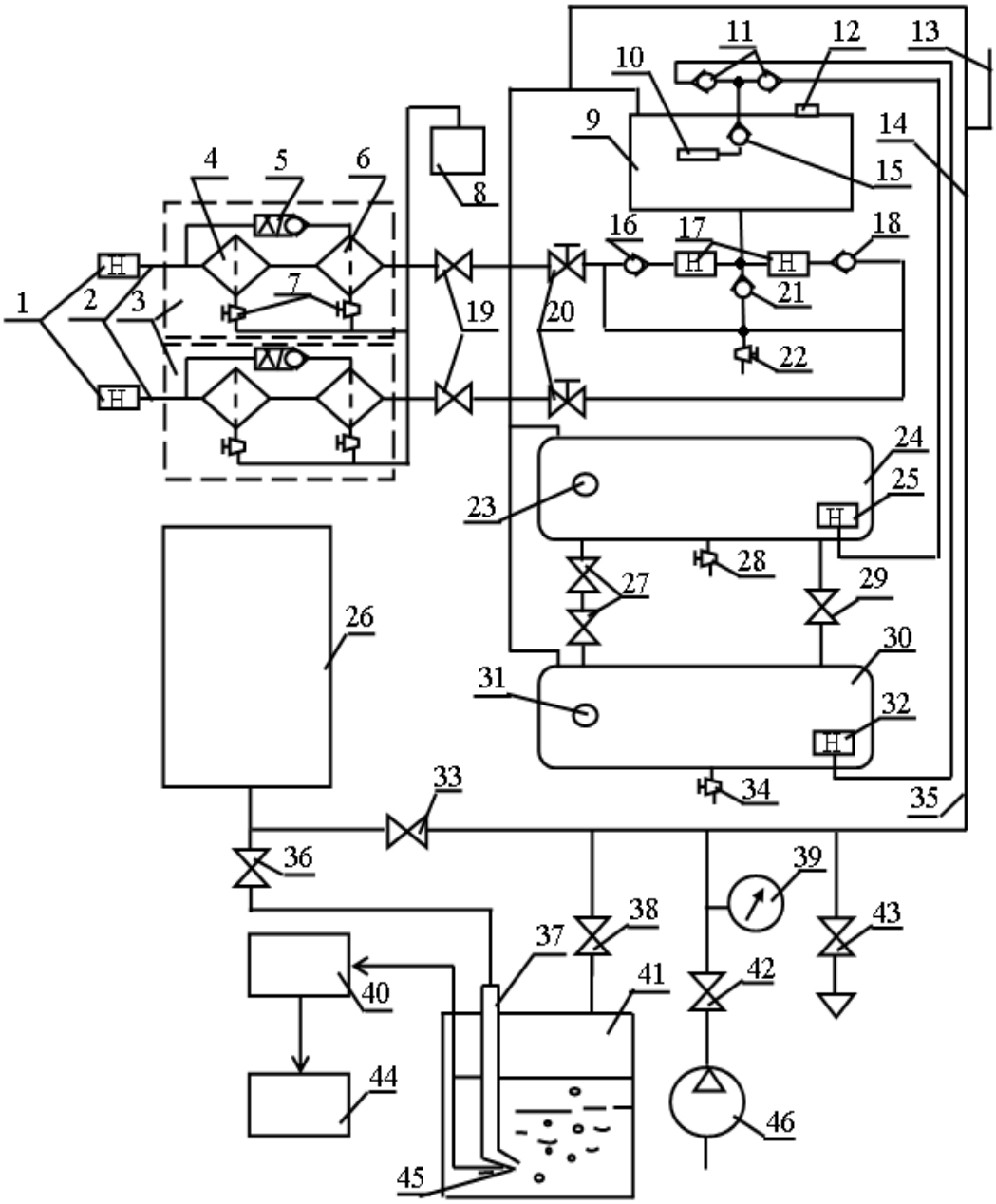

Рис. 1. *Принципиальная схема контроля герметичности топливной системы вертолета МИ-8 с использованием пузырьковой камеры*

Основным баком, из которого топливо поступает на насосы-регуляторы 1 типа НР - 40 НТ, является расходный бак топлива 9. В баке 9 расположен поплавок 10 с поплавковым клапаном 15. Эти два устройства обеспечивают набор в расходный топливный бак топлива до заданного уровня. При отказе поплавкового клапана 15 топливо в расходный бак 9 может подаваться через перекрывной кран 768600МА (на рисунке 1 не показан). Топливо из расходного бака 9 на насосы – расходомеры 1 типа НР-40НТ двигателей подаются двумя подкачивающими насосами 17 типа ЭЦН-40, которые закольцованы между собою. Если работает правый насос 17 (рисунок 1), тогда топливо подается из расходного бака 9 через обратный клапан 18, пожарные краны 20, клапаны консервации 19, блоки фильтров 3 на два насосы – регуляторы 1 двигателей. Если работает левый насос 17 (рисунок 1), тогда топливо подается из расходного бака 9 через обратный клапан 16, пожарные краны 20, клапаны консервации 19, блоки фильтров 3 на два насосы – регуляторы 1 двигателей. Если выходят со строя одновременно оба подкачивающие насосы 17, тогда топливо к насосам - регуляторам 1 поступает из расходного бака 9 через обратный клапан 21, пожарные краны 20, клапаны консервации 19, блоки фильтров 3 за счет разрежения, возникающего на входах топлива в насосы - регуляторы 1.

В блоках фильтров 3 установлены фильтры 6 грубой очистки топлива, фильтры 4 тонкой очистки топлива и перепускные клапаны 5. При нормальной работе топливной системы вертолета топливо к насосам - регуляторам 1 проходит последовательно через фильтры грубой, а потом фильтры тонкой очистки и очищается от механических примесей. При засорении фильтров 4 тонкой очистки топлива существенно увеличивается разность давлений на фильтрах, поэтому срабатывают перепускные клапаны 5 блоков фильтров и топливо проходит из фильтров грубой очистки непосредственно на насосы - регуляторы 1 двигателей.

При понижении уровня топлива в расходном баке 9 включается один из двух перекачивающих центробежных насосов 25 или 32 типа ЭЦН-75Б, расположенных в нижних частях подвесных топливных баках 24 и 30. Если включается перекачивающий насос 25, тогда топливо из подвесного топливного бака 24 подается в расходный бак 9 через обратный клапан 11 (правый на рисунке 1) и поплавковый клапан 15. При включении перекачивающего насоса 32 топливо из подвесного топливного бака 30 подается в расходный бак 9 через обратный клапан 11 (левый на рисунке 1) и поплавковый клапан 15.

От линии подачи топлива к правому насосу – регулятору 1 отводится топливо на керосиновый обогреватель КО-50 (не показан на рисунке 1). На рисунке 1 не показаны также два дополнительных топливных бака, которые через перекрывной кран могут подключаться к трубопроводу, расположенному между двумя перекрывными кранами 27 (рисунок 1). Дренажные трубопроводы дополнительных баков подключены к общей дренажной системе вертолета.

В работе [1] отмечается, что контроль герметичности топливной системы вертолета МИ-8 при ее испытаниях проводится сжатым воздухом при давлении 0,2 кгс/см^2 в течение 30 минут. Заключение о герметичности топливной системы вертолета проводят по падению давления сжатого воздуха, равного 0,2 кгс/см^2. «Топливная система вертолета считается герметичной, если давление воздуха 0,2 кгс/см^2 в течение 30 минут остается в системе постоянным» [1].

Из этого положения не видна количественная оценка герметичности топливной системы в конкретный момент, не имеется конкретных цифровых значений по герметичности топливной системы вертолета МИ-8 в виде утечек сжатого воздуха из топливной системы вертолета в атмосферу.

В работах [2, 3] предложены способы и устройства контроля герметичности изделий сжатым воздухом с использованием пузырьковой камеры. В работах [4, 5, 6] рассматриваются методики контроля герметичности изделий жидкостью с использованием пузырьковой камеры. В устройство контроля герметичности топливной системы вертолета МИ-8 с использованием пузырьковой камеры (рисунок 1) входят: перекрывные краны 33, 36, 38, 42, 43, гибкий трубопровод 35, подключаемый к топливной системе, барботажная трубка 37 пузырьковой камеры, манометр показывающий 39, усилитель электрических сигналов 40, пузырьковая камера 41, счетчик 44 пузырьков сжатого воздуха, проходящих через жидкость пузырьковой камеры 41, емкостный измерительный преобразователь 45 пузырьков, формируемых на нижнем срезе барботажной трубки 37 в жидкости пузырьковой камеры 41, источник сжатого воздуха 46.

Допустим, что контроль давления в топливной системе при контроле герметичности проводится образцовым манометром типа МО1226, который имеет согласно паспортным данным диапазон измерения 0 – 250 кПа (0 - 0, 25 кгс/см^2), 400 условных единиц (делений) и класс точности, равный 0,15 % при температуре окружающей среды t=+25 ^{0}C$\pm$ 10 %.

При контроле герметичности топливной системы при давлении воздуха 0,2 кгс/см^2, чтобы увидеть изменение показания манометра, давление в топливной системе должно измениться не менее, чем на 0,15 %. Если 0,2 кгс/см^2 = 200 000 Па составляют 100 %, тогда 0,15 % составит 300 Па.

Из гидромеханики известно выражение $P_1 V_1 = const$, где P_1 - давление в топливной системе вертолета, Па, V_1- объем топливной системы вертолета, м^3. Объем топливной системы вертолета определим по вместимости топливных баков [1]. Расходный бак имеет объем 445 л, левый подвесной бак 745 или 1140 л, правый подвесной бак 680 или 1030 л. Общий минимальный объем топливных баков вертолета составляет 445 + 745 + 680 = 1870 л = 1870 дм^3 = 1,870 м^3. Принимаем, что объем трубопроводной системы составляет 5 % от общего объема баков, то есть, равен 0,09 м^3. Общий объем топливной системы вертолета составляет 1,87 + 0,09 = 1,96 м^3. Определяем, что $P_1 V_1$ = 200000 Па $\cdot$ 1,96 м^3 = 392 000 Па$\cdot$м^3.

При понижении давления в топливной системе на 300 Па выражение $P_1 V_1$= (200 000 - 300) Па $\cdot$ 1,96 м^3 = 391412 Па$\cdot$м^3. Разность расчетных величин $\Delta P_1 V_1$= 392 000 Па$\cdot$м^3 □ 391412 Па$\cdot$м^3 = 588 Па$\cdot$м^3. Это количество энергии, которое уходит из топливной системы в атмосферу при понижении давления в ней на 300 Па. Объем воздуха, ушедшей из топливной системы в атмосферу, составит 588/200000=0,00294 м^3 = 2,94 дм^3. Это количество воздуха, которое может выйти из топливной системы в атмосферу в течение 30 минут при понижении давления в ней на 0,15 %. Выход сжатого воздуха из топливной системы за одну минуту составляет 2,94/30 = 0,098 дм^3/мин = 98,0 см^3/мин.

В ГОСТ 9544-2005 (Арматура трубопроводная. Классы и нормы герметичности затворов) указывается, что погрешность измерения утечек воздуха из изделия не должна превышать ± 0,01 см^3/мин для утечек $\leq$ 0,1 см^3/мин и ± 5 % для утечек > 0,1 см^3/мин. Таким образом, погрешность измерения утечек воздуха из топливной системы вертолета не должна превышать ± 5 %. Значение ± 5 % от 98,0 см^3/мин составляет 4,9 см^3/мин = 4900 мм^3/мин= 81,7 мм^3/с.

В работах [7, 8] теоретически установлены выражения, определяющие потери давления на формирование пузырьков сжатого воздуха на срезе барботажной трубки в жидкости пузырьковой камеры при испытаниях изделий на герметичность.

Значение диаметра пузырька D_n, м, сжатого воздуха, отрывающегося от нижнего среза барботажной трубки в жидкости пузырьковой камеры, определяется выражением [9, 10]

$$D_n = \sqrt[3]{\frac{3\sigma d}{2\rho g} + \frac{23}{32} d^3} \ .$$

где ρ - плотность жидкости, кг/м^3; σ - поверхностное натяжение жидкости, Н/м; d - внутренний диаметр барботажной рубки, м; g – ускорение силы тяжести, м/с^2.

На рисунке 2 приведены экспериментальная (кривая 1) и теоретическая (кривая 2) зависимости диаметров пузырьков сжатого воздуха, формируемых в жидкости пузырьковой камеры, от диаметра барботажной трубки.

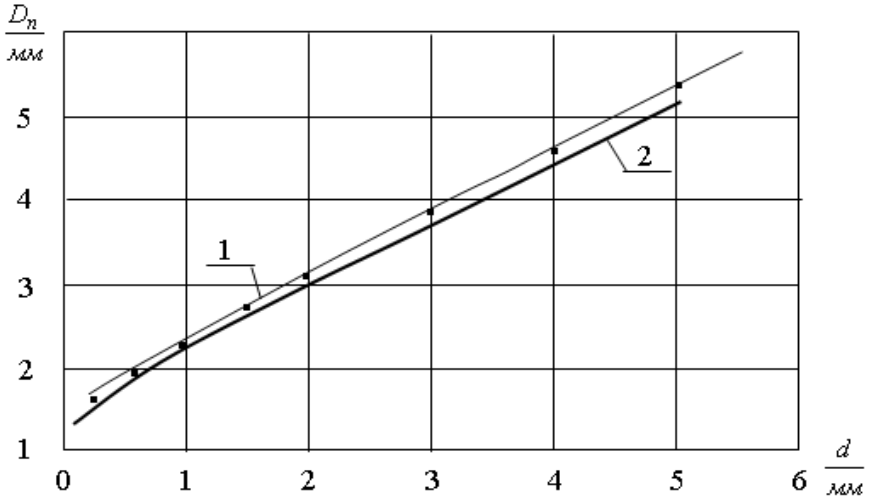

Рис. 2. *Экспериментальная (кривая 1) и теоретическая (кривая 2) зависимости диаметров пузырьков сжатого воздуха, формируемых в жидкости пузырьковой камеры, от диаметра барботажной трубки*

Допустим, что на выходе барботажной трубки в жидкости пузырьковой камеры формируются пузырьки сжатого воздуха диаметром D_n= 5,0 мм. Объем сжатого воздуха в шаре диаметром 5,0 мм составляет $V_{шара} = (4/3)\pi R^3 = (4/3)\pi 2{,}5^3 = 65{,}42$ мм^3.

Если 81,7 мм^3/с разделить на 65,42 мм^3, тогда получим 1,2 пузырьков в секунду. Таким образом, погрешность контроля герметичности топливной системы вертолета с использованием пузырьковой камеры составляет $\pm 1{,}2$ пузырьков с секунду при испытательном давлении в топливной системе, равном 0,2 кгс/см^2.

Объем воздуха, ушедшего из топливной системы вертолета в атмосферу, соответствующий одному делению по манометру, составляет 2,94 дм^3 за 30 минут или 1633,3 мм^3 за одну секунду. Из этого определяем, что использование пузырьковой камеры при контроле герметичности топливной системы вертолета почти в 20 (1633,3/ 81,7= 19,99) повышает точность контроля герметичности топливной системы по сравнению с использованием образцового манометра.

Количество воздуха, которое может выйти из топливной системы за 30 минут при понижении давления в ней на 0,15 % составляет 2,94 дм^3. По этому значению определяем, что 2,94 дм^3 = 2940000 мм^3/65,42 мм^3 = 44940 пузырьков за 30 минут. Таким образом, одному делению по манометру соответствует 44940 пузырьков сжатого воздуха в жидкости

пузырьковой камеры за 30 минут. Эти значения позволяют сократить время контроля герметичности до 1 минуты (44940/30=1498 пузырьков).

Полученные значения чисел пузырьков сжатого воздуха (44940 пузырьков за 30 минут или 1498 пузырьков за минуту) являются относительно большими потому, что расчеты проведены для максимально допустимых значений утечек сжатого воздуха из топливной системы. Фактически контролируемая на герметичность топливная система вертолета будет более герметичной и количество пузырьков в жидкости пузырьковой камеры будет минимальным.

В работе [1] регламентируется, что контроль герметичности топливной системы вертолета МИ-8 проводится по следующей стандартной методике.

1. Отвернуть винты и снять среднюю продольную крышку настила пола центральной части фюзеляжа.

2. Открыть три перекрывных крана топливной системы, расположенные под средней продольной крышкой настила пола.

3. Закрыть сливные краны блоков, топливных фильтров, расходного и подвесных топливных баков.

4. Убедиться в том, что пожарные краны открыты.

5. Отсоединить гибкие трубопроводы 2 (рисунок I) от насосов НР-40 двигателей. Штуцеры насосов заглушить технологическими заглушками.

6. Открыть крышки лючков для подхода к заливным горловинам расходного и подвесных топливных баков.

7. Закрыть открытый конец дренажной трубки для воздуха 13 (рисунок 1) технологической заглушкой.

8. Подсоединить гибкий трубопровод приспособления 63660/1226 к дренажной трубке 14 капель топлива и закрепить хомутом.

9. Открыть кран редуктора приспособления 63660/1226 и проверить, проходит ли воздух через топливную систему. При этом воздух должен выходить через открытые концы гибких трубопроводов 2, отсоединенных от насосов НР-40 двигателей.

10. Закрыть кран редуктора приспособления 63660/1226 .

11. Заглушить открытые концы гибких трубопроводов 2 технологическими заглушками.

12. Плавно открывая кран редуктора приспособления, создать в топливной системе избыточное давление 0,2 кгс/см^2. В процессе заполнения топливной системы воздухом необходимо все время следить за показаниями манометра. Повышать давление в системе более 0,2 кгс/см^2 запрещается.

13. Выдержать топливную систему под этим давлением в течение 30 минут. При этом проверить герметичность всех соединений топливной системы с помощью мыльной воды. Устранить утечку воздуха через соединения трубопроводов, подтягивая накидные гайки. Если таким путем утечка не устраняется, необходимо разобрать и осмотреть соединение. Топливная система вертолета считается герметичной, если давление воздуха 0,2 кгс/см^2 в течение 30 минут остается в системе постоянным.

14. После окончания испытания необходимо: отсоединить гибкий трубопровод приспособления 63660 от дренажной трубки 14; снять заглушки с открытых концов

дренажной трубки 13 и гибких трубопроводов 2; подсоединить гибкие трубопроводы к штуцерам насосов НР-40 двигателей, предварительно сняв со штуцеров технологические заглушки; законтрить и опломбировать накидные гайки соединений трубопроводов; закрыть крышки лючков для подхода к заливным горловинам топливных баков; закрыть и законтрить перекрывные краны, расположенные под средней продольной крышкой настила пола; удалить чистой салфеткой остатки мыльной воды в местах соединения трубопроводов; установить на место среднюю продольную крышку настила пола центральной части фюзеляжа.

Контроль герметичности топливной системы вертолета МИ-8 с использованием пузырьковой камеры 41 (рисунок 1) проводится в следующей очередности. Выполняются пункты 1-7 по стандартной методике [1].

8. Подсоединить гибкий трубопровод 35 устройства контроля герметичности топливной системы вертолета к дренажной трубке 14 (рисунок 1) капель топлива и закрепить хомутом.

9. Закрыть перекрывные краны 36, 38, 43, плавно открывать кран 42, подавая сжатый воздух от источника 46 в топливную систему вертолета, и проверить, проходит ли сжатый воздух через топливную систему. При этом воздух должен выходить через открытые концы гибких трубопроводов 2, отсоединенных от насосов НР-40 двигателей.

10. Закрыть перекрывной кран 42.

11. Заглушить открытые концы гибких трубопроводов 2 технологическими заглушками.

12. Открыть перекрывной кран 33 и, плавно открывая кран 42, создать в топливной системе и устройстве контроля герметичности избыточное давление, равное 0,2 кгс/см^2. В процессе заполнения топливной системы и устройства контроля герметичности сжатым воздухом необходимо все время следить за показаниями манометра 39. Повышать давление в системе более 0,2 кгс/см^2 не допускается.

Открывают перекрывные краны 36 и 38 и закрывают краны 33 и 42. Все элементы топливной системы, эталонная емкость 26, и пузырьковая камера 41 с барботажной трубкой 37 заполнены сжатым воздухом при давлении 0,2 кгс/см^2 и отключены от источника сжатого воздуха 46. Включают счетчик пузырьков сжатого воздуха 44 [11]. При негерметичности какого-либо элемента топливной системы или соединения трубопроводов через жидкость пузырьковой камеры 41 начинают проходить пузырьки сжатого воздуха. Сжатый воздух в этом случае будет проходить из эталонной емкости 26 через перекрывной кран 36, барботажную трубку 37, пузырьковую камеру 41, кран 38, гибкий трубопровод 35, дренажную трубку 14 в расходный бак 9, подвесные топливные баки 24 и 30 и все другие элементы топливной системы, включая заглушенные гибкие трубопроводы 2.

13. Выдержать топливную систему под этим давлением в течение 30 минут. При этом проверить герметичность всех соединений топливной системы с помощью мыльной воды. Устранить утечку воздуха через соединения трубопроводов, подтягивая накидные гайки. Если таким путем утечка не устраняется, необходимо разобрать и осмотреть соединение. Топливная система вертолета считается герметичной при давлении сжатого воздуха в ней, равного 0,2 кгс/см^2, если количество пузырьков сжатого воздуха, прошедшего через жидкость пузырьковой камеры в течение 30 минут (или одной минуты) не превышает указанного значения в технических условиях на контроль герметичности топливной системы вертолета МИ-8.

14. После окончания испытания необходимо: закрыть перекрывные краны 36 и 38; открыть перекрывные краны 33 и 43 и выпустить сжатый воздух из топливной системы в

атмосферу; отсоединить трубопровод 35 от дренажной трубки 14; снять заглушки с открытых концов дренажной трубки 13 и гибких трубопроводов 2; подсоединить гибкие трубопроводы к штуцерам насосов НР-40 двигателей, предварительно сняв со штуцеров технологические заглушки, и далее по стандартной методике, указанной в работе [1].

Таким образом, установлено, что если взять для контроля герметичности топливной системы вертолета МИ-8 образцовый манометр высокого класса точности, равного 0,15 %, тогда, чтобы увидеть понижение показания манометра на одно деление, давление в топливной системе должно измениться не менее, чем на 300 Па. Понижение давления в топливной системе на 300 Па соответствует выходу сжатого воздуха из топливной системы вертолета в атмосферу, равного 2,94 дм^3 за 30 минут, при объеме топливной системы, равной 1,96 м^3. По топливной системе, из которой при контроле герметичности вышел через микрощели в атмосферу сжатый воздух объемом меньшим 2,94 дм^3 за 30 минут (1633 мм^3/с), будет сделано заключение, что топливная система герметична. При использовании пузырьковой камеры при контроле герметичности топливной системы вертолета точность контроля составляет 1,2 пузырьков в секунду (81,7 мм^3/с) или почти в 20 раз выше, чем точность контроля герметичности топливной системы с использованием образцового манометра.

ЛИТЕРАТУРА

1. Вертолет Ми-8. Руководство по ремонту. Книга 4. Испытания вертолета после ремонта. Внешторгиздат. Изд. К 9882А. Типография ВТИ. Заказ К **3871.** - 38 с. Режим доступа: http://www.aviadocs.net/RLE/Mi-8/CD1/RPR/MI_8_RPR_Kn4.pdf, свободный. – Загл. с экрана. - Яз. рус., англ.
2. Жежера, Н. И. Развитие теории и совершенствование автоматизированных систем испытаний изделий на герметичность: дис. д-ра техн. наук: 05.13.06 / Н. И. Жежера. - Оренбург : ОГУ, 2004. - 441 с.
3. Патент РФ № 2206879. Способ испытания изделий на герметичность. Авторы изобретения Жежера Н.И., Сердюк А.И., Куленко Е.С. Приоритет от 16.04. 2002. Опубл. 20.06. 2003. Бюл. №17.
4. Жежера, Н. И. Способ испытания изделий на герметичность жидкостью с использованием пузырьковой камеры / Н. И. Жежера // Актуальные проблемы гуманитарных и естественных наук. 2012. № 7. С. 53-56.
5. Жежера, Н. И**.** Контроль герметичности изделий жидкостью с использованием пузырьковой камеры при различных давлениях газа и жидкости / Н. И. Жежера // Актуальные проблемы гуманитарных и естественных наук. 2012. № 8. С. 50-54.
6. Жежера, Н. И. Испытание изделий на герметичность жидкостью с использованием пузырьковой камеры при неравных давлениях контрольного газа и жидкости / Н. И. Жежера, Д. Р. Абубакиров // Законодательная и прикладная метрология. - М.: - 2006. - №1. - С. 62-64.
7. Жежера, Н. И. Потери давления на формирование пузырьков сжатого воздуха на срезе барботажной трубки при испытаниях изделий на герметичность пузырьковым камерным способом / Н. И. Жежера // Альманах современной науки и образования. 2012. № 7. С. 44-48.
8. Жежера, Н. И. Автоматизация контроля герметичности изделий при периодических возмущениях давления пробной среды : моногр. / Н. И. Жежера . - Оренбург : ОГУ, 2006. - 200 с.
9. Жежера, Н. И. Размеры пузырьков сжатого воздуха в пузырьковой камере систем испытаний изделий на герметичность / Н. И. Жежера, Е. С. Куленко // Законодательная и прикладная метрология. - М.: - 2003. - №3. - С. 42-45.
10. Жежера, Н. И. Влияние диаметра барботажной трубки и типа жидкости на размеры пузырьков газа в пузырьковой камере систем испытаний изделий на герметичность / Н. И. Жежера // Актуальные проблемы гуманитарных и естественных наук. 2012. № 6. С. 56-60.
11. Жежера, Н. И. Емкостный измерительный преобразователь систем испытаний изделий на герметичность с использованием пузырьковой камеры / Н. И. Жежера // Актуальные проблемы гуманитарных и естественных наук. 2012. № 9. С. 27-35.
12. Жежера Н. И. Применение вибрации при испытаниях изделий на герметичность жидкостью / Н. И. Жежера, О. Н. Ильин // Интернет-журнал «Науковедение», 2014 №1 (20) [Электронный ресурс]-М.: Науковедение, 2014. - Режим доступа: http://naukovedenie.ru/PDF/32TVN114.pdf, свободный. – Загл. с экрана. - Яз. рус., англ.

13. Жежера Н. И. Проектирование цифровой системы автоматического управления амплитудой периодических возмущений давления пробного газа при контроле герметичности кабины вертолета с использованием горизонтальной трубки / Н. И. Жежера, О. Н. Ильин // Интернет-журнал «Науковедение», 2014 №1 (20) [Электронный ресурс]-М.: Науковедение, 2014. - Режим доступа: http://naukovedenie.ru/PDF/33TVN114.pdf, свободный. – Загл. с экрана. - Яз. рус., англ.

Рецензент: Султанов Наиль Закиевич, заведующий кафедрой систем автоматизации производства Аэрокосмического института ФГБОУ Оренбургский государственный университет, доктор технических наук.

Nikolay Zhezhera
Orenburg State University
Russia, Orenburg
E-Mail: nik-gegera@mail.ru

Oleg Ilyin
Orenburg State University
Russia, Orenburg
E-Mail: ilyin.oleg.n@yandex.ru

Leakage check fuel system for MI-8 using the bubble chamber

Abstract. The technique of leak test the fuel system of the MI-8 using the bubble Chamber. The current standard technique of leakage control of the helicopter fuel system compressed air contains preparatory and concluding transactions directly test system for leaks and forming opinions about the integrity of the fuel system.

The helicopter fuel system is sealed, if the air pressure on the gauge of 0.2 kg/cm^2, remains in the system of constant for 30 minutes. In the work is that if you take a model high pressure gauge accuracy class 0.15%, equal to, and to see the gauge readings fall one notch, then the fuel system pressure must be no less than 300 Pa.

Fuel system pressure drop at 300 Pa corresponds to the output of compressed air from the fuel system of the helicopter into the atmosphere equivalent to 2.94 30 minutes per dm^3 volume of fuel system equal to 1.96 м^3. Fuel system from which the seal was released through mikroŝeli in the atmosphere of the compressed air volume is less than 30 minutes for dm^3 2.94 (1633 mm^3/s), the determination would be that the fuel system is pressurized.

When using a bubble chamber at the control of integrity of the fuel system of the helicopter control accuracy is 1.2 bubbles per second or 81.7 mm^3/s, or almost 20 times higher than precision leak test fuel system involving model gauge.

Keywords: The helicopter; fuel system; pressure; compressed air; leakage check; the accuracy of the control; pressure gauge; bubble chamber; compressed air bubbles.

REFERENCES

1. Vertolet Mi-8. Rukovodstvo po remontu. Kniga 4. Ispytanija vertoleta posle re-monta. Vneshtorgizdat. Izd. K 9882A. Tipografija VTI. Zakaz K 3871. - 38 s. Rezhim dostupa: http://www.aviadocs.net/RLE/Mi-8/CD1/RPR/MI_8_RPR_Kn4.pdf, svobodnyj. – Zagl. s jekrana. - Jaz. rus., angl.
2. Zhezhera, N. I. Razvitie teorii i sovershenstvovanie avtomatizirovannyh sistem ispytanij izdelij na germetichnost': dis. d-ra tehn. nauk: 05.13.06 / N. I. Zhezhera. - Orenburg : OGU, 2004. - 441 s.
3. Patent RF № 2206879. Sposob ispytanija izdelij na germetichnost'. Avtory izo-bretenija Zhezhera N.I., Serdjuk A.I., Kulenko E.S. Prioritet ot 16.04. 2002. Opubl. 20.06. 2003. Bjul. №17.
4. Zhezhera, N. I. Sposob ispytanija izdelij na germetichnost' zhidkost'ju s is-pol'zovaniem puzyr'kovoj kamery / N. I. Zhezhera // Aktual'nye problemy gu-manitarnyh i estestvennyh nauk. 2012. № 7. S. 53-56.
5. Zhezhera, N. I. Kontrol' germetichnosti izdelij zhidkost'ju s ispol'zovaniem puzyr'kovoj kamery pri razlichnyh davlenijah gaza i zhidkosti / N. I. Zhezhera // Aktual'nye problemy gumanitarnyh i estestvennyh nauk. 2012. № 8. S. 50-54.
6. Zhezhera, N. I. Ispytanie izdelij na germetichnost' zhidkost'ju s ispol'zovaniem puzyr'kovoj kamery pri neravnyh davlenijah kontrol'nogo gaza i zhidkosti / N. I. Zhezhera, D. R. Abubakirov // Zakonodatel'naja i prikladnaja metrologija. - M.: - 2006. - №1. - C. 62-64.
7. Zhezhera, N. I. Poteri davlenija na formirovanie puzyr'kov szhatogo vozduha na sreze barbotazhnoj trubki pri ispytanijah izdelij na germetichnost' puzyr'kovym kamernym sposobom / N. I. Zhezhera // Al'manah sovremennoj nauki i obrazovanija. 2012. № 7. S. 44-48.
8. Zhezhera, N. I. Avtomatizacija kontrolja germetichnosti izdelij pri periodicheskih vozmushhenijah davlenija probnoj sredy : monogr. / N. I. Zhezhera . - Orenburg : OGU, 2006. - 200 s.
9. Zhezhera, N. I. Razmery puzyr'kov szhatogo vozduha v puzyr'kovoj kamere sistem is-pytanij izdelij na germetichnost' / N. I. Zhezhera, E. S. Kulenko // Zakonodatel'-naja i prikladnaja metrologija. - M.: - 2003. - №3. - S. 42-45.
10. Zhezhera, N. I. Vlijanie diametra barbotazhnoj trubki i tipa zhidkosti na razme-ry puzyr'kov gaza v puzyr'kovoj kamere sistem ispytanij izdelij na germetich-nost' / N. I. Zhezhera // Aktual'nye problemy gumanitarnyh i estestvennyh nauk. 2012. № 6. S. 56-60.
11. Zhezhera, N. I. Emkostnyj izmeritel'nyj preobrazovatel' sistem ispytanij izdelij na germetichnost' s ispol'zovaniem puzyr'kovoj kamery / N. I. Zhezhera // Aktual'nye problemy gumanitarnyh i estestvennyh nauk. 2012. № 9. S. 27-35.