

УДК 629.735.062

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННОГО ДИАПАЗОНА ИЗМЕНЕНИЯ ВЫХОДНЫХ ПАРАМЕТРОВ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ ПОДСИСТЕМ ГИДРАВЛИЧЕСКИХ СИСТЕМ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

М.А. БОБРИН, Л.Г. КЛЕМИНА, А.Н. КОЗЛОВ

Статья представлена доктором технических наук, профессором Ципенко В.Г.

Для оценки эксплуатационного поля допуска выходных параметров гидравлических систем при различных условиях работы и этапах полета приведены математические зависимости и представлены результаты, полученные в среде Mathcad в графической форме.

Ключевые слова: гидравлическая система летательных аппаратов, контроль, диапазон изменения выходных параметров.

При контроле гидравлических систем ЛА проверяются выходные параметры функциональных подсистем – скорости перемещения выходных звеньев (время выполнения операций). В точке контроля, в основном, замеряется давление. Колебания выходных параметров определяются флуктуациями внутренних параметров.

В [1 – 3] получена зависимость, с помощью которой можно найти диапазон изменения давления

$$\Delta P = \frac{32lv_x}{d^2g} \left(\frac{248,8}{t_1 - t_{oc} \theta + 78,8 + t_{oc}} \right)^{3,44}, \quad (1)$$

где l , d – длина и диаметр трубы; v_x – скорость движения жидкости в трубе; t_1 , t_{oc} – температуры на входе в трубопровод и окружающей среды. Здесь

$$\theta = \frac{\frac{\rho c_p v_x}{\lambda_{ж}} - \sqrt{\frac{\rho c_p^2 v_x}{\lambda_{ж}} + 4 \frac{\alpha_{oc}}{r \lambda_{ж}}}}{2},$$

где ρ – плотность жидкости; c_p – теплоемкость жидкости при постоянном давлении; $\lambda_{ж}$ – коэффициент теплопроводности жидкости; α_{oc} – коэффициент теплоотдачи окружающей среды; r – радиус трубы.

С помощью этих выражений были оценены изменения величины давления в зависимости от скорости движения исполнительных механизмов, температуры жидкости на входе в трубу, температуры окружающей среды и времени наработки жидкости для различных этапов полета.

Работа функциональной подсистемы определяется рабочей точкой системы A (рис. 1), т.е. ее суммарной кривой потребного давления 1 и характеристикой насоса.

Кривая потребного давления получается в соответствии с выражением (1) с учетом давления, создаваемого нагрузкой на исполнительном механизме $\Delta P_H = F/S_{эфп}$ (здесь F – величина нагрузки;

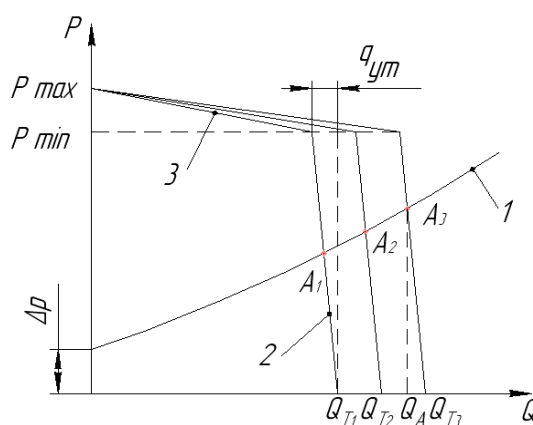


Рис. 1

$S_{эфп}$ – эффективная площадь поршня) в случае, если исполнительным элементом является гидравлический цилиндр.

Характеристика насоса переменной подачи образуется прямыми 2 и 3. Прямая 2 определяется теоретической подачей Q_T и величиной утечек $q_{ут}$, а прямая 3 давлениями P_{min} и P_{max} , которые обеспечиваются автоматикой изменения подачи насоса.

Q_T зависит от n об/мин – частоты вращения ротора и от q – объема жидкости, вытесняемого за один оборот $Q_T = qn$. Частота вращения n определяется частотой вращения двигателя, т.к. насос приводится во вращение механическим приводом, расположенным на двигателе, а она зависит от этапа полета. $q_{ут}$ определяется величиной зазоров, имеющих в насосе, и перепадом давления на них. Давления P_{min} и P_{max} остаются неизменными на всех этапах, т.к. они задаются настройкой автоматики изменения подачи насоса (пружиной), а она остается постоянной во время полета. Поэтому Q_T будет меняться в зависимости от этапа полета, а $q_{ут}$ не будет, следовательно, при изменении режима работы двигателя прямая 2 будет параллельно перемещаться вдоль оси Q , а прямая 3 будет менять свой наклон. Соответственно, будут меняться положение рабочей точки A , Q_A и скорость перемещения исполнительного механизма.

Из (1) следует, что суммарная кривая потребного давления определится формулой

$$P_{II} = \frac{F}{S_{эфп}} + \Delta P = \frac{F}{S_{эфп}} + \frac{32lv_x}{d^2g} \left(\frac{248,8}{\rho_1 - t_{oc}} \right)^{3,44} + 78,8 + t_{oc} \quad (2)$$

Для того чтобы оценить изменения внутреннего состояния системы и отделить эти изменения от внешних, вызываемых колебаниями нагрузки, для автоматического контроля гидравлических систем необходима установка датчиков давления P_1 и P_2 непосредственно у полостей гидравлического цилиндра. При этом $\Delta P_H = P_1 - P_2$. Здесь следует учесть знак нагрузки F (ее направление).

Рассматривая прямую 2, как прямую в отрезках, ее можно представить в виде

$$\frac{P}{Q_T} + \frac{Pq_{ут}}{Q_T P_{min}} = 1. \quad (3)$$

Аналогично, прямая 3 будет иметь вид

$$\frac{Q(P_{max} - P_{min})}{P_{max}(Q_T - q_{ут})} + \frac{P}{P_{max}} = 1. \quad (4)$$

В результате получается система уравнений (2), (3) и (4).

В гидравлических системах летательных аппаратов в ламинарном режиме течения жидкости потери давления по длине трубы зависят от расхода в первой степени, поэтому при учете лишь потерь по длине зависимость (1) будет линейной. Кривизну ΔP_{II} дает учет местных сопротивлений. На самолетах нового поколения местные сопротивления, такие как клапаны включения-выключения, фильтры, ограничители давления в системе управления не устанавливаются, поэтому ΔP_{II} для систем управления будет линейной.

Для всех функциональных подсистем скорость перемещения выходного звена (время выполнения операций) определяется уравнениями (2), (3) и (4). Их решения с помощью программы Mathcad представлены на рис. 2. Здесь вертикальными и горизонтальными наклонными плоскостями изображены характеристики насоса для различных этапов полета: а – взлет; б – набор высоты; с – крейсерский полет; д – снижение; е – посадка. На рис. 3 показана проекция этого изображения на плоскость PQ в случае, если пересечение прямых потребного напора лежит на прямой 2 характеристики насоса. Прямые потребного напора построены с учетом изменения вязкости жидкости с увеличением наработки: сплошными прямыми изображены зависимости для значений вязкости в начале работы, а пунктиром представлены прямые для более низкой вязкости, имеющей место при значительной наработке жидкости. Точки пересечения этих прямых с прямой 2 характеристики насоса задают значения расходов Q_{A1}' и Q_{A1}'' . Их раз-

ница дает диапазон изменения расхода ΔQ_{A1} для каждого этапа полета: $\Delta Q_{A1a} = 3,765 \times 10^{-6} \text{ м}^3/\text{с}$; $\Delta Q_{A1b} = 3,483 \times 10^{-6} \text{ м}^3/\text{с}$; $\Delta Q_{A1c} = 3,238 \times 10^{-6} \text{ м}^3/\text{с}$; $\Delta Q_{A1d} = 3,033 \times 10^{-6} \text{ м}^3/\text{с}$; $\Delta Q_{A1e} = 2,824 \times 10^{-6} \text{ м}^3/\text{с}$.

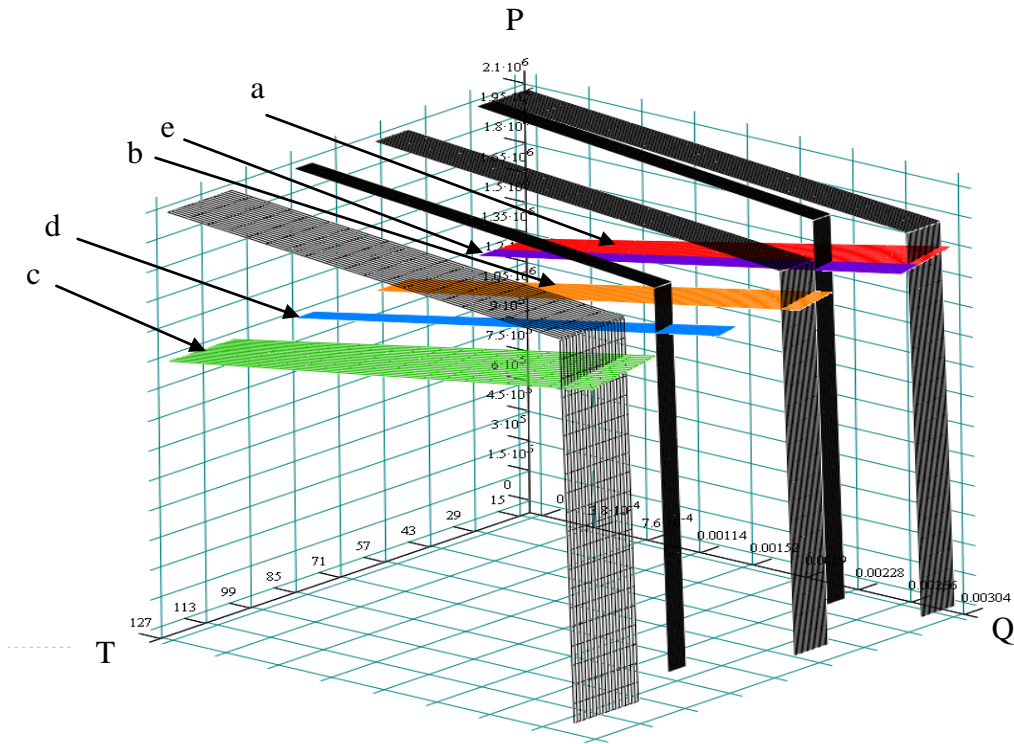


Рис. 2

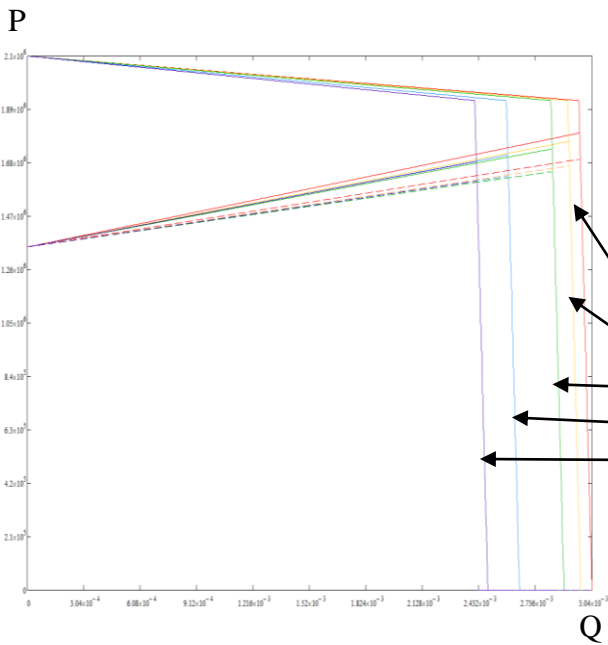


Рис. 3

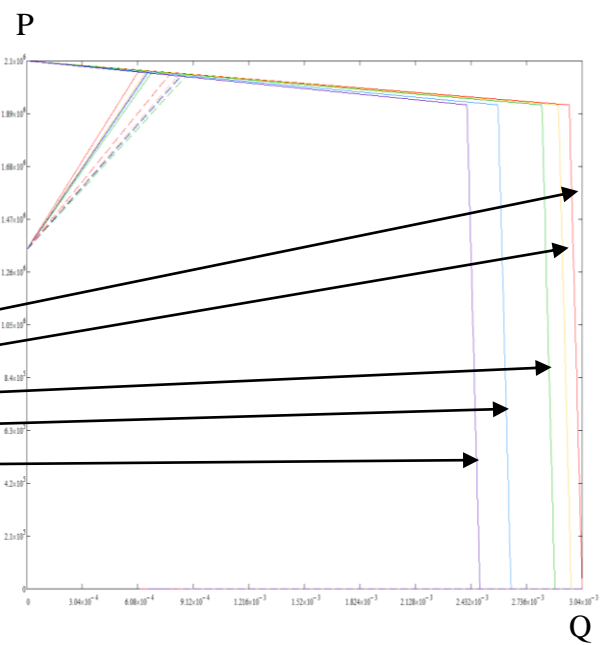


Рис. 4

Для системы управления пересечение прямых потребного напора может быть с горизонтальными наклонными плоскостями характеристики насоса 3, поэтому разброс Q_A будет значительно большим (рис. 4). Здесь также представлены диапазоны изменения расхода в системе ΔQ_{A2} для различных этапов полета: $\Delta Q_{A2a} = 1,733 \times 10^{-4} \text{ м}^3/\text{с}$; $\Delta Q_{A2b} = 1,832 \times 10^{-4} \text{ м}^3/\text{с}$; $\Delta Q_{A2c} = 1,912 \times 10^{-4} \text{ м}^3/\text{с}$; $\Delta Q_{A2d} = 1,844 \times 10^{-4} \text{ м}^3/\text{с}$; $\Delta Q_{A2e} = 1,814 \times 10^{-4} \text{ м}^3/\text{с}$.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Бобрин М.А., Клемина Л.Г.** Влияние окружающей среды на диапазоны изменения температуры рабочей жидкости гидравлических систем летательных аппаратов // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2011. - № 172. - С. 153 – 155.
2. **Бобрин М.А., Клемина Л.Г.** Определение диапазона изменения давления жидкости в гидросистемах летательных аппаратов при контроле работоспособности в зависимости от условий ее работы // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2012. - № 177. - С. 117 – 118.
3. **Бобрин М.А., Клемина Л.Г.** Определение эксплуатационного диапазона изменения параметров гидравлической системы в зависимости от условий работы // Научный Вестник МГТУ ГА. - 2013. - № 188. - С. 68 – 71.

DEFINITION OF OPERATING PARAMETERS OUTPUT RANGE OF FUNCTIONAL SUBSYSTEMS HYDRAULIC SYSTEMS OF THE AIRCRAFT**Bobrin M.A., Klemina L.G., Kozlov A.N.**

To evaluate the operational tolerance field hydraulic output parameters under various working conditions and the flight stages are mathematical relationships and the results obtained in the environment Mathcad in graphical form.

Key words: hydraulic system of aircraft, monitoring, the range of output parameters.

Сведения об авторах

Бобрин Михаил Арчилович, 1985 г.р., окончил МГТУ ГА (2008), аспирант МГТУ ГА, инженер второй категории кафедры аэродинамики, конструкции и прочности ЛА МГТУ ГА, автор 3 научных работ, область научных интересов – контроль и диагностика гидравлических систем летательных аппаратов.

Клемина Людмила Гавриловна, окончила МАИ (1961), кандидат технических наук, доцент кафедры аэродинамики, конструкции и прочности ЛА МГТУ ГА, автор более 50 научных работ, область научных интересов – контроль и диагностика гидравлических систем летательных аппаратов.

Козлов Александр Николаевич, 1945 г.р., окончил МИНХиГП им. Губкина (1967), кандидат технических наук, доцент кафедры авиатопливообеспечения и ремонта ЛА МГТУ ГА, автор более 30 научных работ, область научных интересов – исследование характеристик горюче-смазочных материалов.