

ИССЛЕДОВАНИЕ ПУЛЬСАЦИЙ ДАВЛЕНИЯ ТОПЛИВА И ВИБРАЦИИ АГРЕГАТОВ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Видяскина А.Н., Крючков А.Н., Ермилов М.А., Баляба М.В.

Самарский университет, г. Самара, vidyaskina.an@ssau.ru

Ключевые слова: авиационные двигатели, топливные системы, пульсации давления, вибрация, система автоматического управления, топливные форсунки.

Агрегаты и трубопроводы гидромеханических систем топливопитания и регулирования авиационных ГТД работают в условиях интенсивных динамических нагрузок, приводящих к прочностным и усталостным поломкам элементов систем, колебаниям и износу клапанной и золотниковой арматуры, потери устойчивости контуров управления. Указанная динамическая нагруженность агрегатов и трубопроводов обусловлена наличием интенсивных как пульсаций давления топлива, так и вибраций узлов топливной автоматики. Основной причиной вибрационных нагрузок на гидромеханические агрегаты является механические колебания корпуса двигателя, достигающие значительных величин по виброскорости и виброускорению. Другим, не менее значимым, источником колебательных процессов, существенно влияющих на работу дозирующей аппаратуры, являются пульсации давления в топливных магистралях высокого давления, обусловленные работой качающих узлов шестеренных и плунжерных насосов. Пульсации давления топлива вызывают незатухающие колебания золотников гидромеханических регуляторов, вибрации трубопроводов, что приводит к снижению точности дозирования топлива и другим негативным последствиям. В частности, возможно возбуждение резонансных колебаний давления в объеме камеры сгорания.

Дискретный (порционный) характер подачи жидкости рабочими органами качающих узлов в напорную линию подачи топлива высокого давления распространяется в ней в виде акустических волн высокой интенсивности [1, 4]. Частота данных пульсаций давления определяется как кратная произведению частоты вращения ротора насоса на количество зубьев шестеренного насоса (или числу плунжеров) для аксиально-плунжерного насоса. Колебания крутящего момента, вызванные переменной потребляемой насосом мощности, нередко вызывает интенсивные крутильные колебания элементов коробок приводов агрегатов. Известны случаи усталостных поломок приводов насосов, например шлицевого вала привода насосного агрегата 4016Т двигателя Д-18Т.

В работе приведены результаты исследования пульсационного и вибрационного состояния стендовой системы топливопитания ТВД, включающей в себя следующие агрегаты: основной шестеренный насос высокого давления (агрегат 888), агрегат дозирования топлива (КТА-5Ф), а также имитаторы контуров форсунок камеры сгорания. Схема системы представлена на рис. 1.

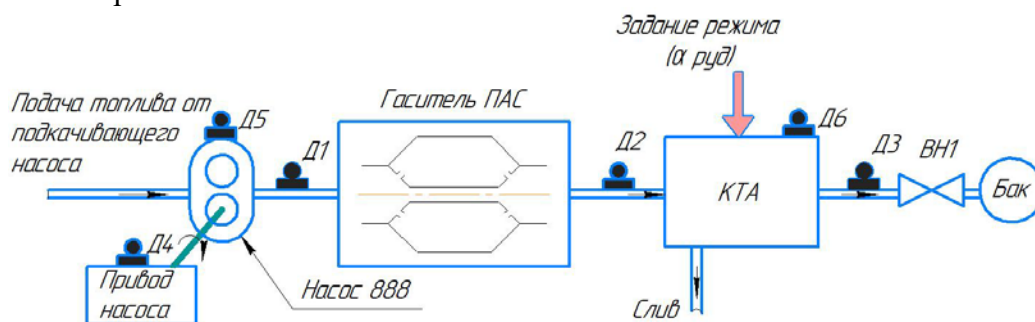


Рис. 1 – Принципиальная схема стенда

Д1, Д2, Д3 - датчики пульсаций давления после насоса, после гасителя пульсаций и после КТА, Д4, Д5, Д6 – датчики виброускорения, установленные на приводе насоса 888, на насосе 888 и на КТА-5Ф

Временная реализация сигналов, а также разница уровней пульсации давления на входе и выходе гасителя пульсаций и разница уровней пульсации давления на выходе КТА без и с гасителем пульсаций (представлены на рис. 2, 3, 4 и 5 соответственно).

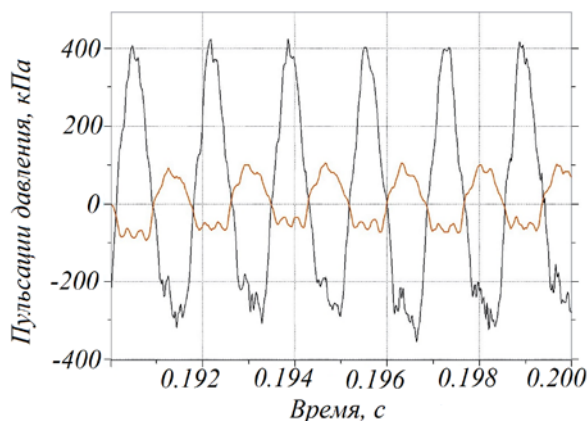


Рис. 2 – Характерные временные реализации колебаний давления перед КТА до установки гасителя (черный) и после (оранжевый)

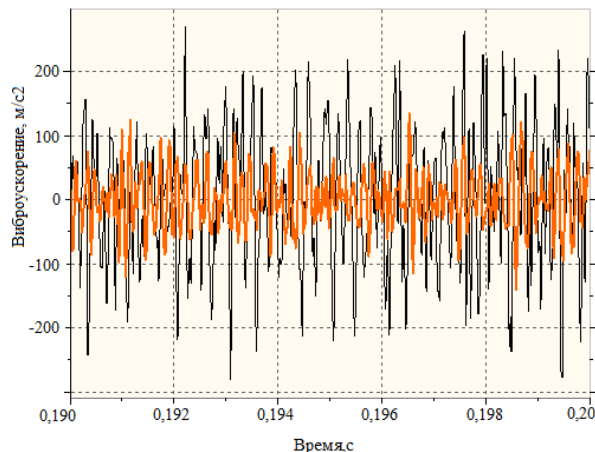


Рис. 3 – Характерные временные реализации виброускорения на насосе 888 (черный) и в 1 контуре форсунок (оранжевый)

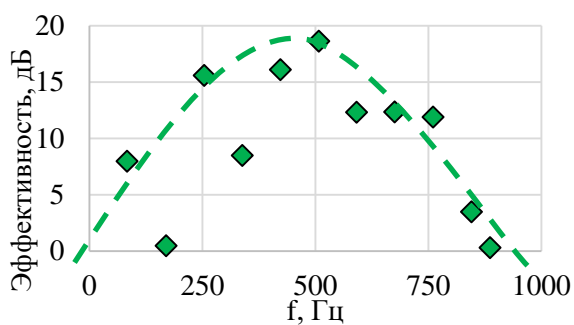


Рис. 4 – Разница уровней пульсации давления на входе и выходе гасителя пульсаций

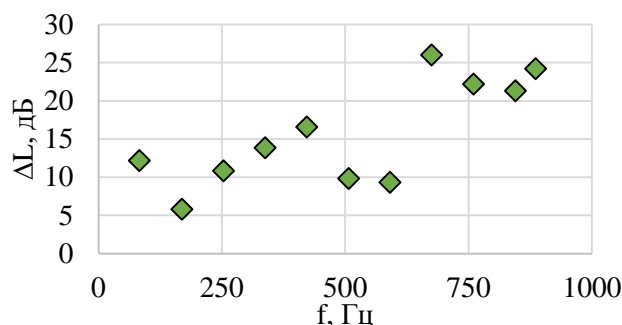


Рис. 5 – Разница уровней пульсации давления на выходе КТА без и с гасителем пульсаций

Для оценки влияния амплитуд пульсаций давления топлива на погрешность дозирования топлива в камеру сгорания используют относительную величину, характеризующую неравномерность подачи топлива:

$$\delta P_n = \frac{P_{\max} - P_{\min}}{\Delta P_{\text{тф}}} \approx 0,4, \quad (1)$$

где P_{\max} и P_{\min} – максимальное и минимальное значение давления, $\Delta P_{\text{тф}}$ – перепад давления на топливных форсунках.

В зависимости от этой относительной величины δP_n может быть определена погрешность дозирования δQ_m , обусловленная нелинейной расходной характеристики форсунок [2, 3] и составляющая $\delta Q_m = 0,1 \dots 0,3$ в следствие малого перепада давления на форсунках камеры сгорания, что требует учета данного фактора при доводке двигателя.

Список литературы

1. Исследование влияния колебаний рабочей среды на характеристику системы топливопитания и автоматического регулирования авиационного ГТД на режиме запуска / А.Г. Гимадиев, А.Н. Крючков, И.В. Шабуров, В.П. Шорин. Деп. в ГОСНИИ ГА 12.05.89, N 737-ГА. Москва. 10с.

2. Исследование влияния колебаний рабочей среды на характеристику запуска авиационного ГТД / А.Г. Гимадиев, А.Н. Крючков, И.В. Шабуров, В.П. Шорин // Динамические процессы в силовых и энергетических установках летательных аппаратов: Сб. науч. тр. Куйбышев. авиац. ин-т. Куйбышев: КуАИ, 1990. С. 87-89.

3. Гимадиев А.Г., Крючков А.Н. Стабилизация характеристики запуска авиационного ГТД в условиях повышенных колебаний рабочей среды // Вибрационная прочность и надежность двигателей и систем летательных аппаратов: Сб. науч. тр. Куйбышев. авиац. ин-т. Куйбышев: КуАИ, 1990. С. 35-42.

4. Гидродинамика и виброакустика комбинированных насосных агрегатов / М.С. Гаспаров, А.Н. Крючков, Е.В. Шахматов, В.П. Шорин. Самара: СГАУ, 2006. 85 с.

INVESTIGATION OF FUEL PRESSURE PULSATIONS AND VIBRATION OF COMPONENTS IN THE AIRCRAFT ENGINE FUEL SYSTEM

Vidyaskina, A.N., Kryuchkov A.N., Ermilov M.A., Balyaba M.V.
Samara University, Samara, Russia, vidyaskina.an@ssau.ru

Keywords: aircraft engine, fuel system, flow ripple, vibration, automatic control system, fuel nozzle.

The article studies the intensity of flow ripple in the fuel system of an aircraft engine, excited by the main gear-type fuel pumps. These pressure fluctuations are identified as a destabilizing factor affecting the performance of the engine's automatic control system (ACS), resulting in oscillatory behavior of actuating elements such as valves and slide valves. Furthermore, such pulsations introduce additional error into the regulation of fuel delivery to the combustion chamber. It is demonstrated that the magnitude of this error is governed by the ratio of pressure fluctuation amplitude within the fuel lines to the pressure drop across the fuel injectors. It is established that such values for the studied GTE are 0,1 ... 0,3, which leads to a significant error in fuel supply at reduced pressure drops on the fuel injectors or reduced engine operating modes.