

ПРОЕКТИРОВАНИЕ АГРЕГАТА ПОДАЧИ ТОПЛИВА ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНОГО АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Фаносян Р.А., fanosyan99@mail.ru

ПАО «ОДК-Кузнецов», г. Самара

Ключевые слова: ГТД, ТНА, водород, модульность, подшипники.

Одним из ключевых направлений развития авиационного газотурбинного двигателестроения является улучшения (доводка) рабочего цикла в КС (увеличение температуры горения), что в свою очередь позволяет увеличить КПД двигателя и снизить количество вредных выбросов в атмосферу. Однако рост температуры требует создания надежного охлаждения всех деталей двигателя.

Все современные авиационные ГТД используют в качестве топлива – керосин, при этом известно, что максимальная температура горения авиационного керосина составляет примерно 2500 К. В настоящее время достигнута температура газа, превышающая 1900 К и проводятся экспериментальные исследования с температурой 2100-2200 К. Следует заметить, что достижение таких высоких значений температуры сопряжено со значительными технологическими и экономическими трудностями.

Для дальнейшего увеличения температур необходимо переходить на криогенное топливо, в частности на жидкий водород.

Применение криогенного топлива позволит:

1. Повысить эффективность рабочего цикла за счёт энергоресурса водорода;
2. Обеспечить охлаждение горячей части двигателя (за счет имеющегося хладоресурса);
3. Улучшить экологические показатели.

Таблица 1 - Сравнение параметров керосина и водорода

Параметры	Керосин (ТС-1)	Водород
Плотность, кг/л	0,788	0,71
Низшая теплота сгорания		
Массовая, кДж/кг	43300	121020
Объемная, кДж/л	34120	8590
Содержание в топливе		
Углерод, %	85	-
Водород, %	15	100
Температура горения, К	2500	3100

По сведениям, приведенным в таблице, видно, что водород обладает большей массовой теплотой сгорания, температурой горения, экологичнее керосина (продуктом сгорания водорода является вода).

Минусами водорода являются малая объемная теплоемкость, проблемы с транспортировкой и хранением.

В таком двигателе одним из наиболее важных компонентов является агрегат подачи топлива (ТНА). Турбонасосный агрегат необходим для снабжения топливом двигателя и его систем. Он определяет основные характеристики, массу и надежность всего двигателя.

Основные проблемы, с которыми может столкнуться конструктор при проектировании ТНА для криогенного топлива связаны с особенностями данного топлива, в данном случае жидкий водород обладает низкой плотностью, сжимаемостью, взрывоопасностью при определенных условиях, наводораживанием элементов конструкции и т.д.

При разработке такого ТНА следует предусмотреть несколько конструктивных решений, а именно:

- использование многоступенчатой схемы, так как при малых расходах топлива необходимо обеспечить довольно высокий напор;
- использовать высокооборотные шнекоцентробежные насосы, так как с повышением коэффициента быстроходности, зависящем от оборотов, мы получаем высокий КПД;
- применять модульную схемы ТНА, включающая два модуля турбонасосов первой и второй ступени с опорами качения, охлаждаемыми криогенной жидкостью, и газовыми опорами со стороны турбины;
- роторы обоих модулей не должны иметь механической связи и вращаться с различной частотой вращения.

Основной проблемой, которую предстоит решить, является обеспечения ресурса подшипников. Так как водород ухудшает свойства материалов стандартных подшипников, необходимо использовать либо подшипники качения с смазкой и уплотнениями, устойчивыми к данной среде, либо гидродинамические, либо керамические подшипники.

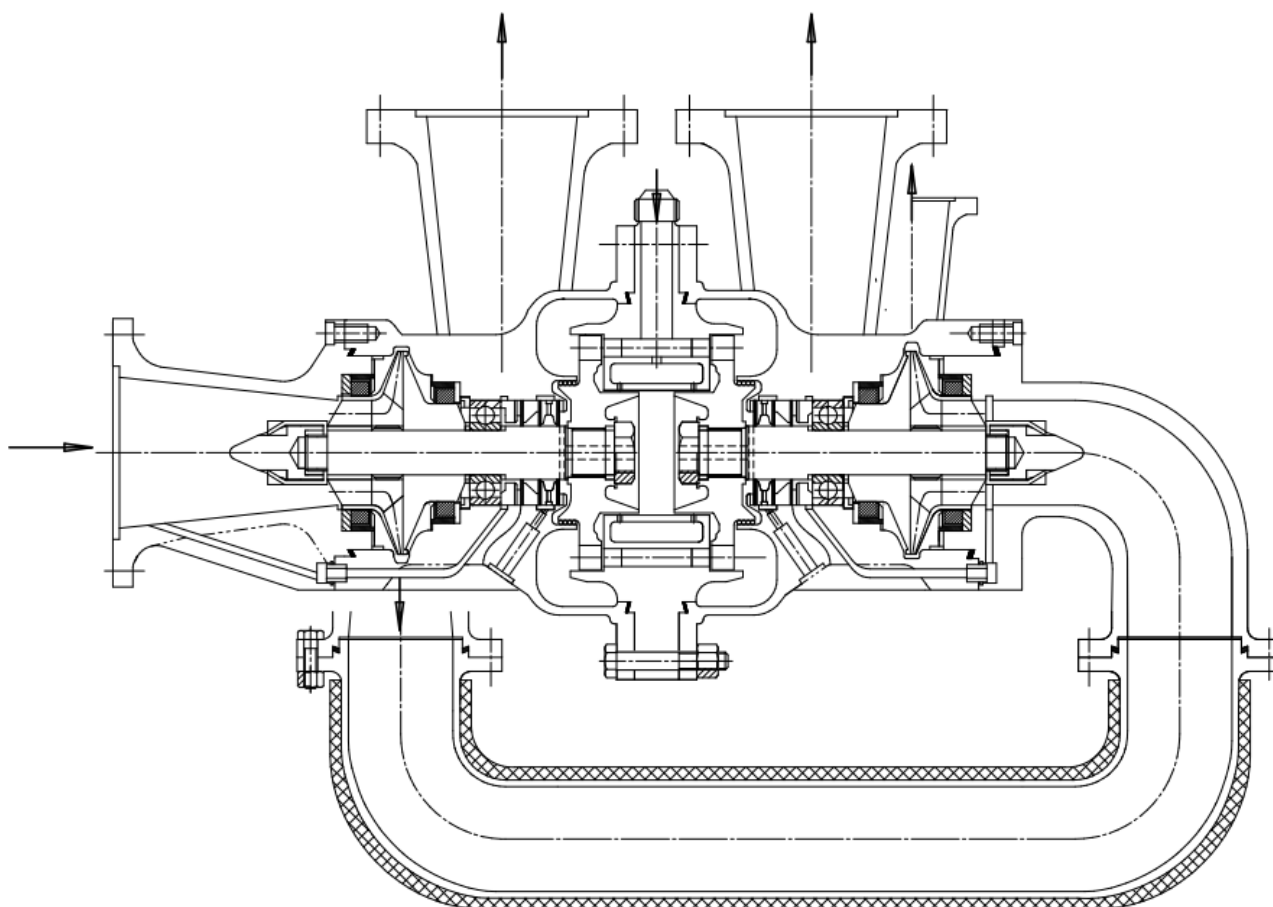


Рисунок 1 – Схема ТНА

Список литературы

1. Старцев Н.И. Конструкция и проектирование авиационных газотурбинных двигателей и приводов энергетических установок. Книга первая. Основы проектирования ГТД. Конструкционные схемы. Компрессоры. Турбины // Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С.П. Королева (Нац. исслед. ун-т), 2010.
2. Системы топливопитания и регулирования авиационных ГТД на криогенном топливе [Электронный ресурс] : электрон. учеб. пособие / В.Н. Орлов, Е.В. Шахматов, А.И. Иванов, И.П. Косицын, В.А. Букин, А.Г. Гимадиев. Электрон. учеб. пособие: под общей редакцией д.т.н., профессора Шахматова Е.В; М-во образования и науки РФ, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С.П. Королева (нац. исслед. ун-т). – Электрон. и граф. дан. (79,3 Мбайт). - Самара, 2013. – 1 эл. опт. диск (CD-ROM).

DESIGN OF THE FUEL SUPPLY UNIT FOR A PROMISING AIRCRAFT ENGINE

Fanosyan R.A., fanosyan99@mail.ru
PJSC «ODK-Kuznecov», Samara, Russia

Keywords: GTE, TP, hydrogen, bearing, modularity.

One of the key areas of development of aviation gas turbine engine building is to improve (fine-tune) the working cycle in the CS (increase gorenje temperature), which in turn allows you to increase the efficiency of the engine and reduce the amount of harmful emissions into the atmosphere. However, the increase in temperature requires the creation of reliable cooling of all engine parts.

All modern aviation gas turbine engines use kerosene as fuel, while it is known that the maximum combustion temperature of aviation kerosene is approximately 2500 K. Gorenje Currently, a gas temperature exceeding 1900 K has been reached and experimental studies are being conducted with a temperature of 2100-2200 K. It should be noted that achieving such high temperature values is associated with significant technological and economic difficulties.