

## ИССЛЕДОВАНИЯ ПАРАМЕТРОВ АВИАЦИОННОГО КРИОГЕННОГО ТУРБОНАСОСНОГО АГРЕГАТА ПО ЦИКЛУ ПОЛЕТА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Асланов А.Р.\*, Разносчиков В.В.\*\*, Стольников А.М.\*\*\*

*Центральный институт авиационного моторостроения  
им. П.И. Баранова (ЦИАМ),*

*Авиамоторная ул., 2, Москва, 111116, Россия*

*\* e-mail: asvar.aslanov96@mail.ru*

*\*\* e-mail: raznoschikov@ciam.ru*

*\*\*\* e-mail: R8314459848@gmail.com*

Статья поступила в редакцию 24.03.2020

Приводится описание отличительных особенностей математической модели криогенного насоса. Рассмотрена имитация моделирования турбокомпрессорного агрегата с учетом совместной работы с другими агрегатами криогенной топливной системы. Исследовано влияние условий выполнения полетного задания летательного аппарата на работу криогенного турбокомпрессорного агрегата.

*Ключевые слова:* криогенный насос, криогенная топливная система, насос на сжиженном природном газе, авиационный двигатель на криогенном топливе, авиационный турбокомпрессорный агрегат.

### Введение

По прогнозам международного энергетического агентства, спрос на сжиженный природный газ (СПГ) к 2040 г. в Европейском союзе увеличится в четыре раза и в два раза — в Китае [1]. СПГ — экологичная замена традиционного авиационного топлива, особенно при использовании в густонаселенных районах.

Использование альтернативного топлива становится все более актуальным. По мнению экспертов международного энергетического агентства, нестабильность нефтяного рынка заставляет искать и осваивать новые источники энергии, криогенным топливам принадлежит приоритет [1]. Кроме этого, ужесточение экологических требований к грузопассажирским самолетам вызывает необходимость обращать внимание на альтернативные виды топлива: сжиженный водород, сжиженный природный газ (СПГ), а также биотоплива.

Криогенное топливо имеет ряд особенностей по сравнению с авиационным керосином: боль-

ший хладоресурс и работоспособность до его сжигания, а также большую теплоту сгорания [2].

Авиационная криогенная топливная система значительно отличается от криогенной топливной системы, применяемой в ракетных двигателях [3]. Основное отличие — в расходе требуемого топлива. Расход топлива ракетного двигателя РД-170 — 1760 кг/с, а мощность турбины двигателя ~200000 кВт, что составляет 1/3 мощности Днепропетровской гидроэлектростанции, построенной в 30-е годы XX века [4]. Расход топлива авиационного двигателя типа ПС-90 — от 0,2 кг/с до 1,7 кг/с [5], поэтому турбокомпрессорный агрегат авиационного двигателя должен работать в большом диапазоне расходов. В отличие от жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) для воздушно реактивного двигателя требуется топливо в газообразном состоянии, поэтому в авиационной криогенной топливной системе предусмотрен теплообменный аппарат — газификатор, находящийся в сопле двигателя.

### Основные элементы криогенной топливной системы

Авиационная криогенная топливная система (КТС) состоит из следующих основных элементов: криогенный топливный бак (КТБ), турбонасосный агрегат, теплообменный аппарат (газификатор). В КТБ установлены два подкачивающих насоса, струйный насос и предохранительный клапан.

Схема авиационной КТС показана на рис. 1.

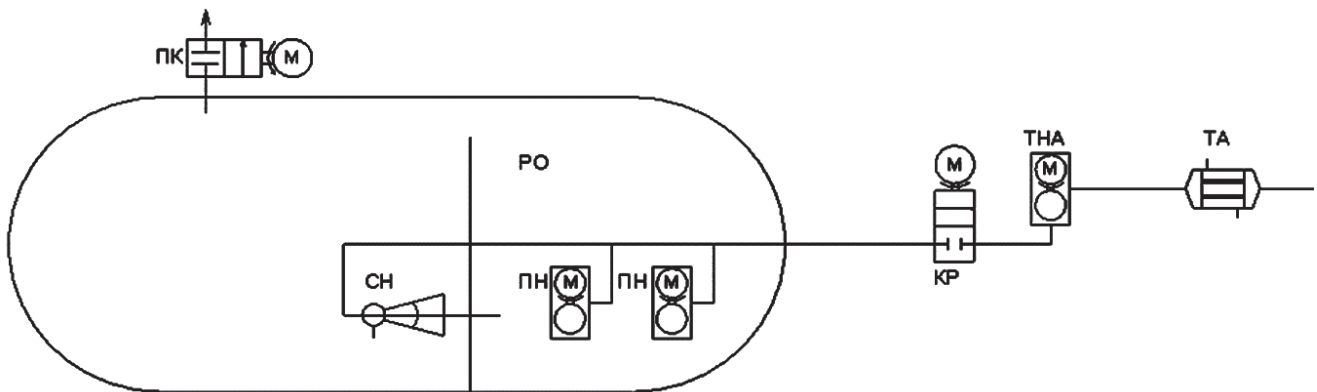


Рис. 1. Принципиальная схема криогенной топливной системы: РО – расходный отсек; ПН – подкачивающий шнекоцентробежный насос; СН – струйный насос; КР – кран-регулятор; ТНА – турбонасосный агрегат; ПК – предохранительный клапан; ТА – теплообменный аппарат (газификатор)

Основные криогенные топлива: СПГ, который состоит в основном из метана; жидкий водород и жидкий пропан [6]. В статье рассматривается СПГ.

Одной из основных проблем авиационной криогенной топливной системы является создание криогенного насоса. Криогенные насосы широко применяются в ракетостроении, однако адаптация ракетного ТНА к условиям авиационной эксплуатации требует дополнительной теоретической и практической проработки.

Подача криогенного топлива осуществляется шнекоцентробежными насосами, которые в совокупности с источником питания образуют единую систему, называемую турбонасосным агрегатом, — «сердце» топливной системы.

Проектирование авиационного криогенного ТНА усложняется возможностью возникновения кавитационного режима. Количественно оценить степень развития кавитации и получить полное представление об осредненных значениях потока можно по числу кавитаций. Число кавитаций характеризует способность гидравлической машины сопротивляться кавитации, чем оно меньше, тем больше допустимое падение давления до начала кавитации.

Для шнекоцентробежных насосов число кавитации [7]

$$k_0^* = \frac{p_{\text{вх}} - p_{\text{п}}}{\frac{\rho u}{2}},$$

где  $p_{\text{вх}}$  — давление на входе в насос;  $p_{\text{п}}$  — давление насыщенных паров топлива;  $\frac{\rho u}{2}$  — скоростью напор.

### Особенности схем авиационных ТНА

В авиационной криогенной топливной системе возможны две схемы ТНА: открытая схема и закрытая. Открытая схема предусматривает питание насоса от внешнего источника энергии, например, от электродвигателя. Привод насоса в закрытой схеме осуществляется турбиной, рабочим телом является подогретое в теплообменном аппарате криогенное топливо. Закрытая схема энергетически более выгодна, однако для нее требуется отлаженная совместная работа насоса, турбины и теплообменного аппарата. Открытая схема энергетически менее выгодна, однако позволяет упростить систему регулирования работы ТНА [8].

В качестве объекта исследования была выбрана открытая схема. На рис. 2 показана условная схема открытой и закрытой топливной системы

В ТНА (рис. 3, поз. 5) существуют два типа подводов насосов: осевой и радиальный. К радиальному типу относятся: полуспиральные, спиральные, кольцевые. Исследования [9, 10] показали, что все три патрубка имеют близкие характеристики по неравномерности потока и потерям. К осевому типу подводов относят: конический и коленообразный. Подводы насосов влияют в ос-

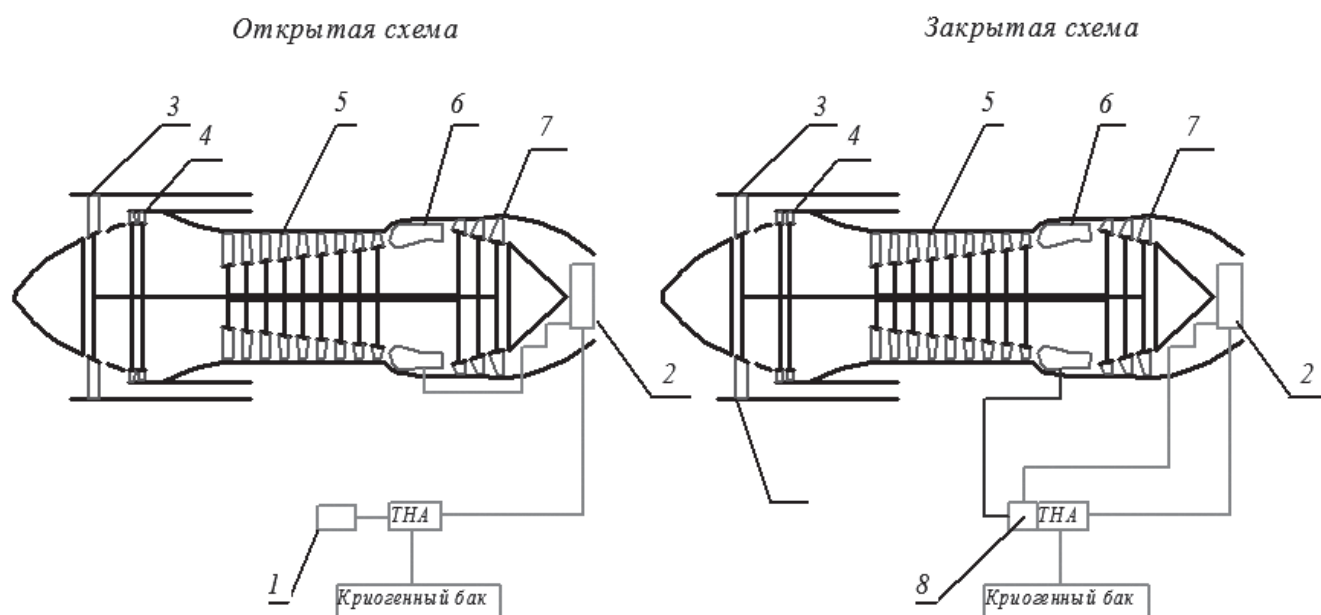


Рис. 2. Открытая и закрытая система питания ТНА: 1 — привод ТНА (электродвигатель); 2 — теплообменный аппарат (газификатор); 3 — вентилятор; 4 — компрессор низкого давления; 5 — компрессор высокого давления; 6 — камера сгорания; 7 — турбина; 8 — привод ТНА (воздушная турбина)

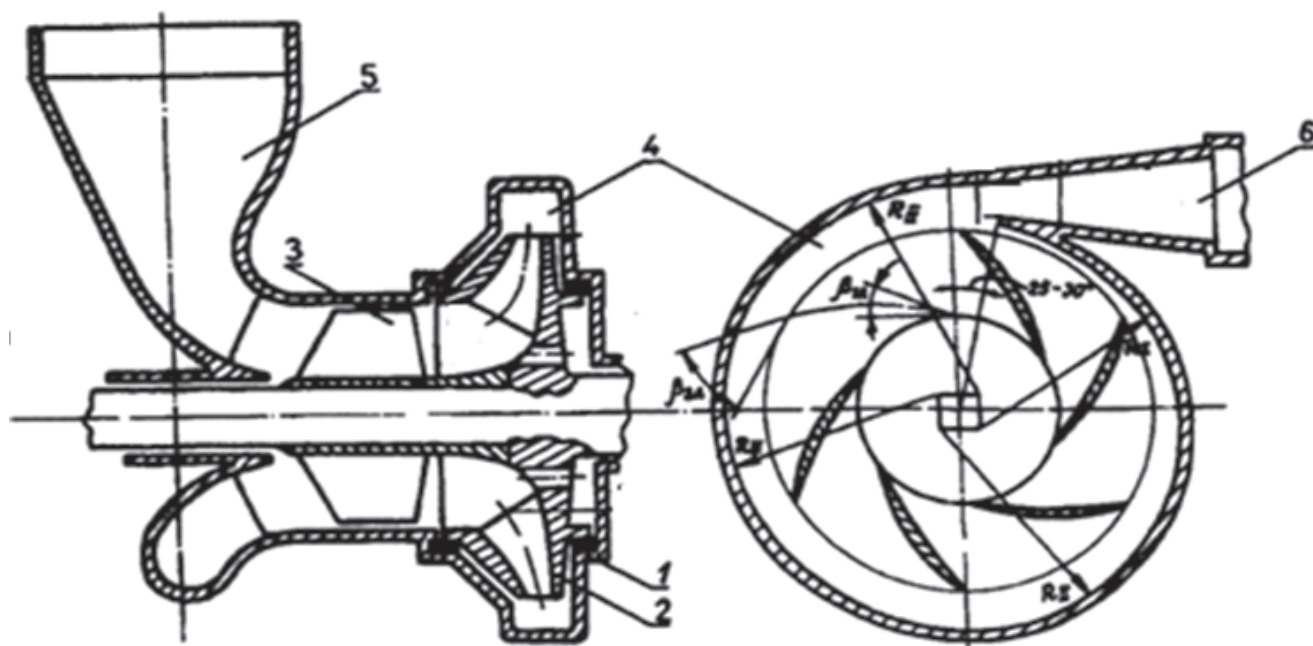


Рис. 3. Условная схема шнекоцентробежного насоса: 1 — корпус; 2 — центробежное колесо; 3 — шнековый преднасос; 4 — спиральный сборник; 5 — подвод насоса; 6 — конический диффузор

новном на массу, размеры и антикавитационные качества [7, 10]. Радиальные подводы широко используются в ракетно-космических ТНА. В качестве объекта исследования был выбран ТНА с радиальным подводом жидкости.

### Математическая модель ТНА

Для проведения расчетно-теоретического исследования была разработана математическая модель ТНА, включающая в себя два режима: расчетный и нерасчетный. *Расчетный режим*, блок-схема которого представлена на рис. 4, требуется



Рис. 4. Блок-схема математической модели расчетного режима

для определения: геометрических размеров, массы насоса, КПД и гидравлических потерь [11–13]. Исходные данные для расчета: массовый расход, давление на входе и выходе из насоса, кавитационный резерв и теплофизические свойства жидкости (плотность, кинематическая вязкость, давление насыщенных паров и т.п.). Верификация математической модели расчетного режима осуществлена по данным работы [14], в которой рассматривается использование ТНА на жидком водороде и представлены его параметры. Исходные данные из работы были взяты за исходные данные описываемой математической модели. Результат расчета представлен в табл. 1.

Задачей нерасчетного режима, блок-схема которого показана на рис. 5, является определение полного КПД насоса, определение давления на выходе из насоса, обеспечивающее бескавитационную работу агрегата и построение характеристики насоса.

Исходными данными являются: значения параметров, полученные в расчетном режиме, а также теплофизические свойства жидкости (плотность, кинематическая вязкость, давление насыщенных паров). Если же кавитационный запас насоса меньше, чем допустимый кавитационный запас, математическая модель отмечает эти геоло-

Таблица 1

Верификация математической модели расчетного режима ТНА

	Данные [14]	Результат расчета	Погрешность, %
Угловая скорость, об/мин	123000	127000	3
Мощность, кВт	1741	1820	4
КПД	0.67	0.64	3

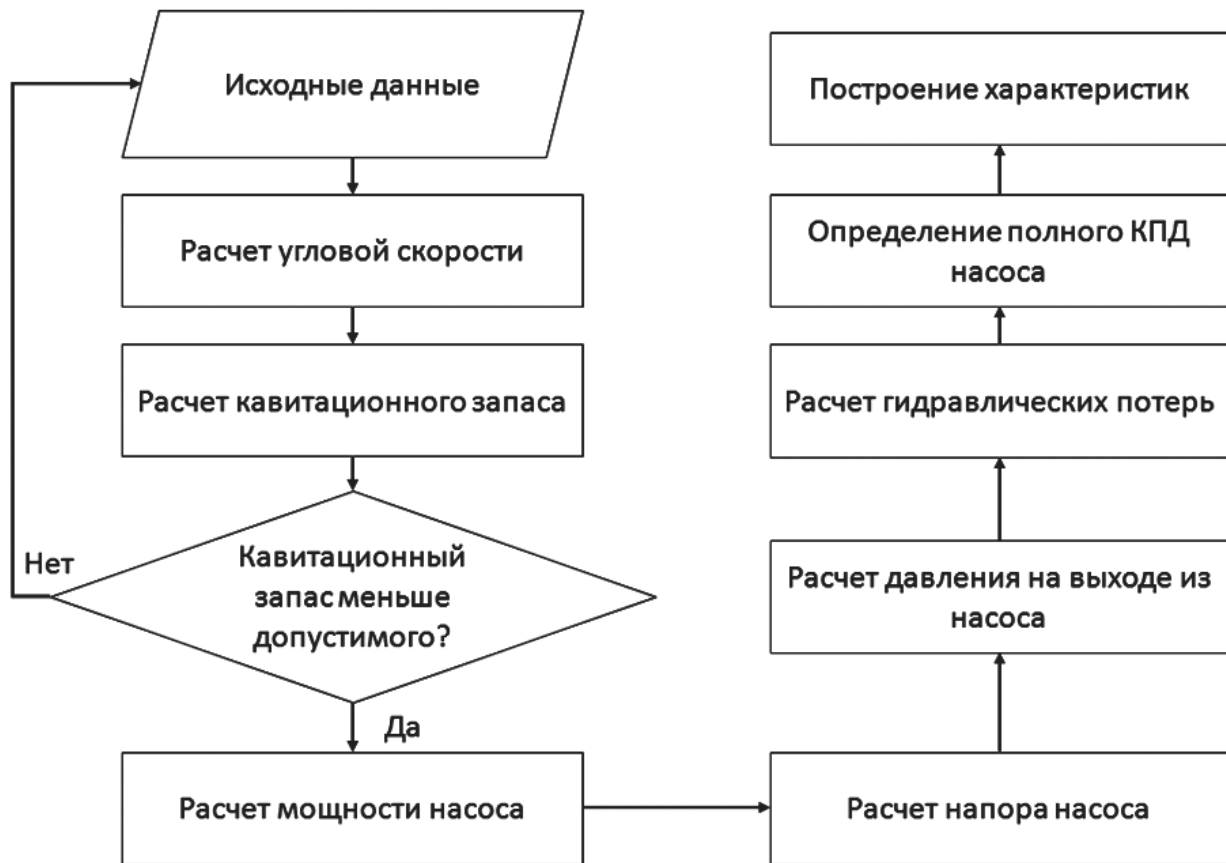


Рис. 5. Блок-схема математической модели нерасчетного режима

метрические размеры как неверные, «выходит» из расчета и требует других исходных данных.

**Задача исследования**

Задача исследования заключается в изучении влияния на параметры ТНА условий выполнения полетного задания криоплана.

Математические модели ТНА работают совместно с математической моделью криогенного топливного бака (КТБ), рассмотренного в [15]. Условная схема работы математических моделей показана на рис. 6.

Для расчета использованы данные из математической модели криогенного топливного бака и

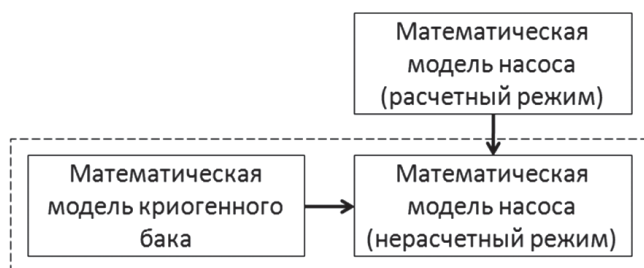


Рис. 6. Условная схема работы математических моделей ТНА

математической модели теплофизических свойств криогенных жидкостей [20, 21]. Расчет выполняется по всему циклу полета криоплана.

Цикл полета состоит из следующих участков:

**Участок А:** набор высоты до 10 км – в течение 20 мин, массовый расход жидкого топлива 0,80 кг/с.

**Участок В:** крейсерский полет на высоте 10 км – в течение 6 ч, массовый расход жидкого топлива 0,53 кг/с.

**Участок С:** снижение – в течение 20 мин, массовый расход жидкого топлива 0,2 кг/с.

Зависимость высоты полета от времени показана на рис. 7.

Расходно-напорная характеристика ТНА приведена на рис. 8. Напор насоса обратно пропорционален расходу топлива.

Мощность, потребляемая ТНА (рис. 9), зависит от массового расхода топлива, поэтому максимальная мощность на участке А, минимальная – на участке С.

Давление, обеспечивающее бескавитационную работу ТНА, показано на рис. 10. Давление возрастает по циклу полета из-за повышения давления в криогенном топливном баке.

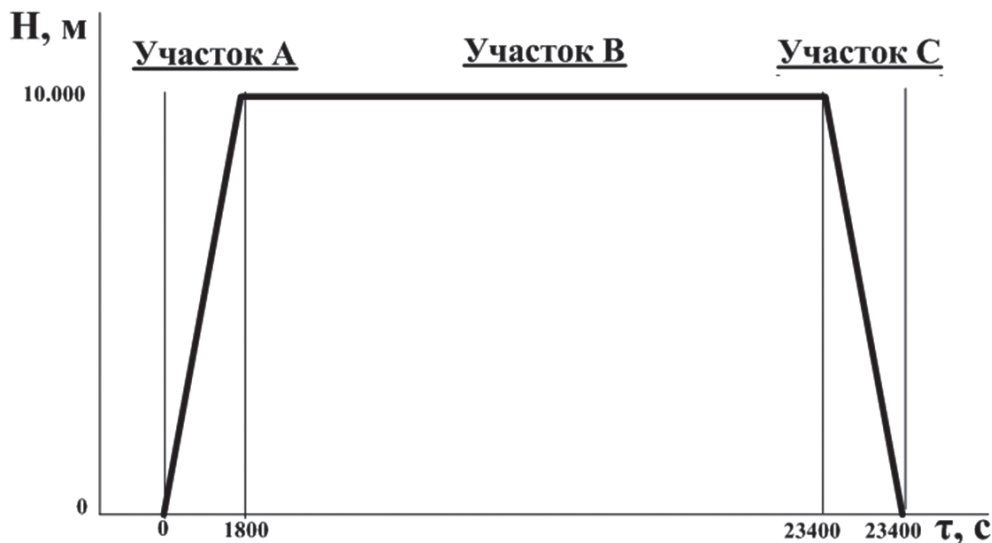


Рис. 7. Зависимость высоты полета от времени

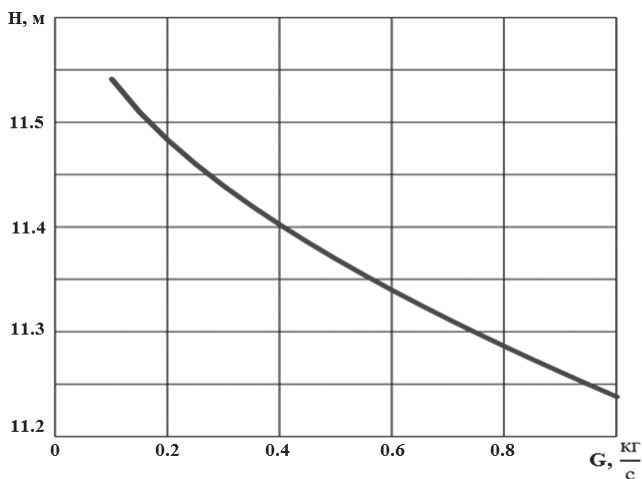


Рис. 8. Зависимость напора насоса от расхода топлива

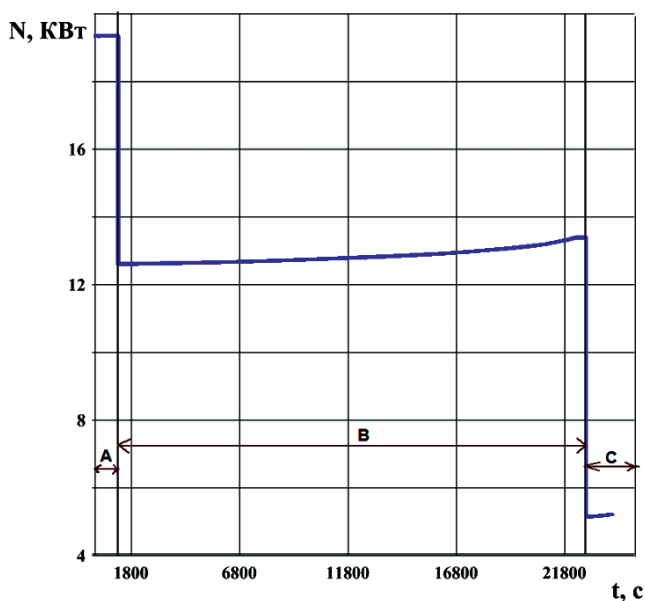


Рис. 9. Потребная мощность ТНА по циклу полета

В целях безопасной эксплуатации КТБ на нем установлен предохранительный клапан, срабатывающий при повышении давления выше допустимого для предотвращения его разрушения. Срабатывание клапана влияет на давление на выходе из ТНА (зона А на рис. 10).

Осредненные параметры ТНА по циклу полета представлены в табл. 2.

**Выводы**

1. В связи с тем, что авиационные криогенные топливные системы многорежимные, оценивать работу ТНА и выбирать параметры, обеспечивающие их надежное функционирование, требует-

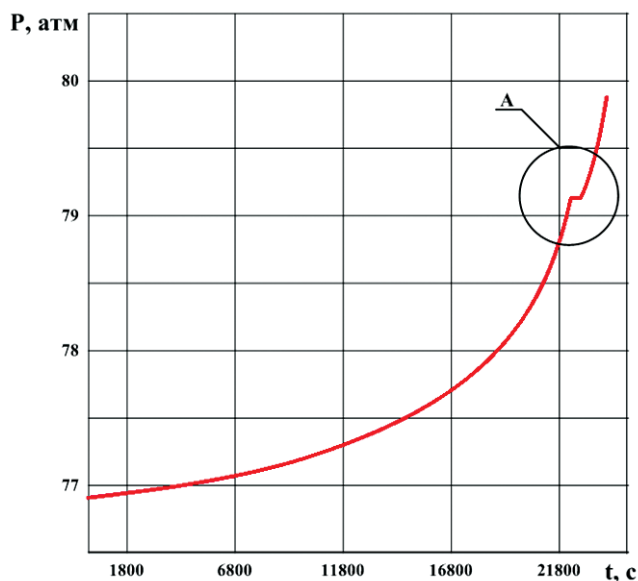


Рис. 10. Давление на выходе из насоса по циклу полета ЛА



Таблица 2

Параметры криогенного авиационного турбонасосного агрегата

Наименование параметра	Взлетный режим (участок А)	Крейсерский режим (участок В)
Давление на входе, атм	6	8
Давление на выходе, атм	77	78,5
Расход топлива, кг/с	0,8	0,512
Частота вращения ротора, рад/с	1195	770
Потребляемая мощность, кВт	19,3	12,6

ся во всех возможных режимах работы топливной системы, учитывая изменение свойств топлива при нагреве в топливном баке.

2. Максимальная мощность насоса, требуемая на взлетном режиме, 19,5 кВт при расходе топлива 0,8 кг/с; средняя мощность на крейсерском полете 12,6 кВт при расходе топлива 0,53 кг/с.

3. Максимальное давление на выходе из ТНА, обеспечивающее бескавитационную работу, 78 атм.

#### Библиографический список

1. International Energy Agency (Международное энергетическое агентство). URL: <http://www.iea.org>
2. Бармин И.В., Кунис И.Д. Сжиженный природный газ вчера, сегодня, завтра / Под ред. А.М. Архарова. — М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009. — 254 с.
3. Архаров А.М., Кунис И.Д. Криогенные заправочные системы стартовых ракетно-космических комплексов / Под ред. И.В. Бармина. — М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006. — 251 с.
4. Иванов В.К., Кашкаров А.М., Ромасенко Е.Н., Толстиков Л.А. Турбонасосные агрегаты ЖРД конструкции НПО Энергомаш // Конверсия в машиностроении. 2006. №1. С. 15-21.
5. АО «ОДК-Авиадвигатель». URL: <http://www.avid.ru/>
6. Андреев В.А., Борисов В.Д., Климов В.Т. и др. Внимание: газы. Криогенное топливо для авиации: Справочник-воспоминание для всех. — М.: Московский рабочий, 2001. — 224 с.
7. Пилипенко В.В., Задонцев В.А., Натанзон М.С. Кавитационные автоколебания и динамика гидросистем / Под ред. В.С. Будника. — М.: Машиностроение, 1977. С. 9-11.
8. Орлов В.Н., Харламов В.В. Опыт по созданию двигателя для первого в мире криогенного самолета // Применение криогенных топлив в перспективных летательных аппаратах: Сборник материалов III научно-технической конференции. — М.: Военно-воздушная инженерная академия им. профессора Н.Е. Жуковского, 1996. С. 40-44.
9. Никитин А.А., Селезнев К.П., Шкарбуль С.Н. Исследование выходных патрубков центробежных компрессоров // Энергомашиностроение. 1966. № 9. С. 22-29.
10. Яловой Н.С. Некоторые результаты продувок всасывающих патрубков энергетических насосов // Энергомашиностроение. 1969. № 5. С. 18-21.
11. Овсянников Б.В., Селифоносов В.С., Черваков В.В. Расчет и проектирование шнекоцентробежного насоса: Учебное пособие. — М.: Изд-во МАИ, 1995. С. 61-68.
12. Лямаев Б.Ф. Гидроструйные насосы и установки. — Л.: Машиностроение, 1988. — 278 с.
13. Овсянников Б.В., Боровский Б.И. Теория и расчёт агрегатов питания жидкостных ракетных двигателей: Учебник для авиац. спец. вузов. — 3-е изд., перераб. и доп. — М.: Машиностроение, 1986. — 374 с.
14. Гуров В.И., Демьяненко Ю.В., Рачук В.С. Наземное использование водородного турбонасосного агрегата двигателя РД-0146 // Энергия: экономика, техника, экология. 2017. № 3. С. 23-27.
15. Разносчиков В.В., Яновский Л.С., Загумённых В.В. и др. Химмотологический анализ и методика проектирования авиационных криогенных топливных систем самолетов // Авиационно-космическое машиностроение: международная энциклопедия CALS-технологий / Гл. ред. А.Г. Братухин. — М.: НИЦ АСК, 2015. С. 471-475.
16. Raznoschikov V.V. Efficiency evaluation for using of cryogenic and gas fuels in propulsion systems of passenger airplanes. Aerospace MAI Journal, 2008, vol. 15, no. 4, pp. 35-38.
17. Raznoschikov V.V., Stashkiv M.S. Computational research of parameters of cryogenic propellant system for high-speed aircraft // Journal of Physics: Conference Series. Vol. 1147. XXXIII International Conference on Equations of State for Matter (1-6 March 2018, Elbrus, Kabardino-Balkaria, Russian Federation). DOI: 10.1088/1742-6596/1147/1/012056
18. Разносчиков В.В., Загумённых В.В., Демская И.А. Теплогидравлическая оптимизация авиационной криогенной топливной системы, использующей

- переохлажденный пропан // Транспорт на альтернативном топливе. 2014. № 4(40). С. 26-36.
19. *Асланов А.Р., Разносчиков В.В., Стольников А.М.* Исследование теплового состояния криогенного топливного бака при колебаниях «зеркала» жидкого топлива // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 3. С. 35-38. DOI: 10.34759/vst-2020-3-35-38
20. *Разносчиков В.В., Демская И.А.* Математическая модель расчета теплофизических свойств синтетического жидкого топлива // Труды МАИ. 2012. № 50. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=28611>
21. *Идельчик И.Е.* Справочник по гидравлическим сопротивлениям / Под ред. М.О. Штейнберга. — 3-е изд., перераб. и доп. — М.: Машиностроение, 1992. — 672 с.

## STUDYING PARAMETERS OF AIRCRAFT CRYOGENIC TURBO-PUMP UNIT BY THE AIRCRAFT FLIGHT CYCLE

**Aslanov A.R.\* , Raznoschikov V.V.\*\* , Stol'nikov A.M.\*\*\***

*Central Institute of Aviation Motors named after P.I. Baranov (CIAM),  
2, Aviamotornaya str., Moscow, 111116, Russia*

*\* e-mail: asvar.aslanov96@mail.ru*

*\*\* e-mail: raznoschikov@ciam.ru*

*\*\*\* e-mail: R8314459848@gmail.com*

### Abstract

According to the forecasts of the International Energy Agency, by the year 2040 the demand for liquefied natural gas (LNG) in the European Union will increase four times and twice in China. The LNG can become a greener substitute for oil and coal in the fast-growing urban areas of the developing world.

The Soviet Union was the first in the world to test a liquid hydrogen airplane in 1988, and in 1989 began equipment testing and research into the cryo-aircraft possibilities with the LNG utilization. Subsequently, several LNG-powered aircraft projects were developed, but they could not be realized for objective reasons.

One of the main problems of creating aviation cryogenic fuel system is the development of aviation cryogenic turbo-pump unit (TPU) capable of operating in the range of fuel consumption larger than the TPU for the space-rocket technology.

The article presents simulation of the aircraft turbo pump unit modelling, with account for the joint operation with the other units of the cryogenic fuel system.

Two TPU structures are possible in the aviation cryogenic system: the so-called "open scheme" and closed scheme. In the close scheme the pump driving is realized by the turbine, which working body is a cryogenic fuel warmed in the heat exchange unit. The pump driving in the open scheme is brought about from the external power source, i.e. electric motor. The closed scheme is more energy efficient, though

it requires joint operation of the fuel system aggregates. The open scheme was selected as the object of research.

A mathematical model of the TPU, which has two modes of operation, has been developed for conducting computational and theoretical studies. The rated mode allows defining the TPU geometrical sizes. The non-rated mode allows defining the TPU basic parameters and plotting consumption-head-flow characteristic based on geometrical sizes, mass fuel consumption and input pressure. It should be noted that the TPU mathematical model operates in aggregate with mathematical model of the cryogenic fuel tank.

As the result of the calculation, the required power, pressure at the TPU outlet, as well as the flow and pressure characteristics of the pump are being determined by the aircraft flight cycle.

**Keywords:** cryogenic pump, cryogenic fuel system, liquefied natural gas pump, cryogenic fuel aircraft engine, aircraft turbo-pump unit.

### References

1. *International Energy Agency.* URL: <http://www.iea.org>
2. *Barmin I.V., Kunis I.D. Szhizhennyi prirodnyi gaz vchera, segodnya, zavtra (Liquefied natural gas yesterday, today, tomorrow), Moscow, MGTU im. N.E. Bauman, 2009, 254 p.*
3. *Arkharov A.M., Kunis I.D. Kriogennyye zapravochnyye sistemy startovykh raketno-kosmicheskikh kompleksov (Cryogenic refueling systems of launch rocket and space*



- complexes), Moscow, MGTU im. N.E. Baumana, 2006, 251 p.
4. Ivanov V.K., Kashkarov A.M., Romasenko E.N., Tolstikov L.A. *Konversiya v mashinostroenii*, 2006, no. 1, pp. 15-21.
  5. JSC "UEC-Aviadvigatel". URL: <http://www.avid.ru/>
  6. Andreev V.A., Borisov V.D., Klimov V.T. et al. *Vnimanie: gazy. Kriogennoe toplivo dlya aviatsii: Spravochnik-vospominanie dlya vsekh* (Attention: gases. Cryogenic fuel for aviation: Reference book - a memory for all), Moscow, Moskovskii rabochii, 2001, 224 p.
  7. Pilipenko V.V., Zadontsev V.A., Natanzon M.S. *Kavitatsionnye avtokolebaniya i dinamika gidrosistem* (Cavitation self-oscillation and dynamics of hydraulic systems), Moscow, Mashinostroenie, 1977, pp. 9-11.
  8. Orlov V.N., Kharlamov V.V. *Materialy III Nauchno-tekhnicheskoi konferentsii "Primenenie kriogennykh topliv v perspektivnykh letatel'nykh apparatakh"*, Moscow, Voenno-vozdushnaya inzhenernaya akademiya im. professora N.E. Zhukovskogo, 1996, pp. 40-44.
  9. Nikitin A.A., Seleznev K.P., Shkarbul' S.N. *Energomashinostroenie*, 1966, no. 9, pp. 22-29.
  10. Yalovoi N.S. *Energomashinostroenie*, 1969, no. 5, pp. 18-21.
  11. Ovsyannikov B.V., Selifonov V.S., Chervakov V.V. *Raschet i proektirovanie shnekotsentrobezhnogo nasosa* (Calculation and design of the screw center-run pump), Moscow, MAI, 1995, pp. 61-68.
  12. Lyamaev B.F. *Gidrostruinye nasosy i ustanovki* (Hydro-Jet pumps and installations), Leningrad, Mashinostroenie, 1988, 278 p.
  13. Ovsyannikov B.V., Borovskii B.I. *Teoriya i raschet agregatov pitaniya zhidkostnykh raketnykh dvigatelei* (Theory and calculation of power units for liquid rocket engines), Moscow, Mashinostroenie, 1986, 374 p.
  14. Gurov V.I., Dem'yanenko Yu.V., Rachuk V.S. *Energiya: ekonomika, tekhnika, ekologiya*, 2017, no. 3, pp. 23-27.
  15. Raznoschikov V.V., Yanovskii L.S., Zagumennov V.V. et al. *Mezhdunarodnaya entsiklopediya CALS-tekhnologii "Aviatsionno-kosmicheskoe mashinostroenie"*, Moscow, NITs ASK, 2015, pp. 471-475.
  16. Raznoschikov V. V. Efficiency evaluation for using of cryogenic and gas fuels in propulsion systems of passenger airplanes. *Aerospace MAI Journal*, 2008, vol. 15, no. 4, pp. 35-38.
  17. Raznoschikov V.V., Stashkiv M.S. Computational research of parameters of cryogenic propellant system for high-speed aircraft. *Jornal of Physics: Conference Series*. Vol. 1147. XXXIII International Conference on Equations of State for Matter (1-6 March 2018, Elbrus, Kabardino-Balkaria, Russian Federation). DOI: 10.1088/1742-6596/1147/1/012056
  18. Raznoschikov V.V., Zagumennov V.V., Demskaya I.A. *Transport na al'ternativnom toplive*, 2014, no. 4(40), pp. 26-36.
  19. Aslanov A.R., Raznoschikov V.V., Stol'nikov A.M. Studying thermal state of the cryogenic fuel tank at the liquid fuel "mirror" vacillations. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no 2, pp. 214-222. DOI: 10.34759/vst-2020-3-214-222
  20. Raznoschikov V.V., Demskaya I.A. *Trudy MAI*, 2012, no. 50. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=28611>
  21. Idel'chik I.E. *Spravochnik po gidravlicheskim soprotivleniyam* (Handbook of hydraulic resistances), Moscow, Mashinostroenie, 1992, 672 p.