

## РАЗРАБОТКА МОБИЛЬНОГО СТЕНДА ДЛЯ ЗАПУСКА ТС-21

Н. В. Кузьмин

ya.ya-nikita2001@yanex.ru

ФГБОУ ВО «Уфимский государственный авиационный технический университет» (УГАТУ)

**Аннотация.** В статье представлен материал из источников свободного доступа по конструкции и работе турбостартера ТС-21 и его основных систем, приведены основные параметры, схемы, рисунки и фотографии двигателя в целом и его деталей и сборочных единиц. Показана методика создания мобильного стенда на базе ТС-21 с использованием не штатных узлов и агрегатов.

**Ключевые слова:** Турбостартер; ТС-21; турбореактивный двигатель; топливно-масленная система; схема запуска двигателя; мобильный стенд.

### ВВЕДЕНИЕ

Турбостартер ТС-21 предназначен для раскрутки ротора газогенератора (ГГ) маршевого двигателя в ходе его запуска, прокрутки ротора ГГ при выполнении «Холодной прокрутки» и «Ложного запуска», и входит в состав системы запуска маршевого двигателя.

ТС-21 является турбостартером из чего следует, что для работы в режиме турбореактивного двигателя нужно внести изменения в компоновку топливно-масленной, удаление коробки КДА и установка соплового аппарата.

### ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ

Турбостартер функционирует следующим образом:

Воздух из атмосферы через входное устройство поступает в центробежный компрессор, где его давление повышается примерно до 3,5 кгс/см<sup>2</sup>. Сжатый воздух направляется в камеру сгорания, в которую через форсунки жаровой трубы впрыскивается топливо. Топливовоздушная смесь воспламеняется запальными свечами (при запуске) или горячим газом, находящимся в жаровой трубе, сгорает в первичной зоне трубчатой части камеры и смешивается с вторичным воздухом в ее кольцевой части. Газовый поток с температурой около 1150К поступает в турбину компрессора, где значительная часть его располагаемой энергии преобразуется в механическую энергию и расходуется на привод колеса центробежного компрессора, расположенного с ней на одном валу.

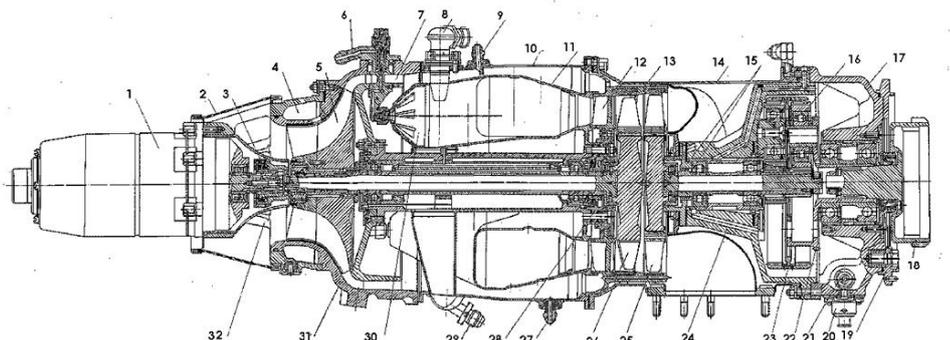
Далее газ поступает в свободную турбину, где расширяется почти до атмосферного давления, отдавая часть своей энергии ее рабочему колесу, которая передается через редуктор на ротор запускаемого маршевого двигателя. Некоторая часть энергии горячего газа не используется в турбостартере и выносится ими в окружающую атмосферу через его сопло. Для запуска ТС используется электростартер СТ-115 А

После выхода на номинальный режим, турбокомпрессор газогенератора во время запуска маршевого двигателя работает практически с постоянной частотой вращения ротора. Свободная же турбина в это время работает с переменной - все возрастающей - частотой вращения.

При достижении свободной турбиной предельной (настроенной) частоты вращения в процессе запуска маршевого двигателя, центробежный выключатель, расположенный в редукторе турбостартера, отключает последний, обесточивая двигатель топливно-масляного насоса, электромагнитный запорный клапан и электромагнитный клапан изменения темпа подачи топлива.



Рис. 1. Внешний вид турбостартера ТС -21



- |                                   |  |  |
|-----------------------------------|--|--|
| 1. Электростартер                 | 13. Обод турбины                               | 22. Шестерня привода центробежного выключателя |
| 2. Предохранительная сетка        | 14. Выхлопной кожух                            | 23. Плавающий зубчатый венец                   |
| 3. Обгонная муфта                 | 15. Лабиринт турбины                           | 24. Корпус свободной турбины                   |
| 4. Противопомпажная полость       | 16. Сателлитная шестерня                       | 25. Ротор свободной турбины                    |
| 5. Колесо компрессора             | 17. Корпус редуктора                           | 26. Ротор турбины компрессора                  |
| 6. Топливная форсунка             | 18. Храповик обгонной муфты                    | 27. Штуцер дренажный                           |
| 7. Лопаточный диффузор            | 19. Фланец крепления турбостартера к двигателю | 28. Лабиринт турбины                           |
| 8. Свеча зажигания                | 20. Кран слива масла                           | 29. Штуцер откачки масла из ГГ                 |
| 9. Приемник давления              | 21. Клапан эжекционного откачивающего насоса   | 30. Форкамера                                  |
| 10. Корпус камеры сгорания        |  | 31. Воздуховод                                 |
| 11. Жаровая труба камеры сгорания |  | 32. Ферма                                      |
| 12. Сопловой аппарат              |  |  |

Рис. 2. Продольный разрез турбостартер

### ТОПЛИВОМАСЛЯНАЯ СИСТЕМА

Турбостартер работает на топливе и масле, применяемых для маршевого двигателя. Поэтому из схемы были исключены клапаны регулировки давления масла и топлива, а топливомасляный регулятор (агр 924) был заменен на нестандартные узлы способные обеспечивать гибкую настройку работы ТС-21.

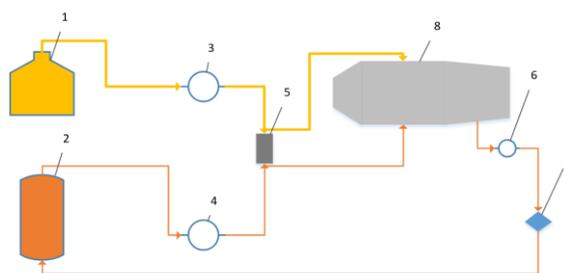


Рис. 3. Схема топливомасляной системы ТС-21 в компоновке турбореактивного двигателя

Топливо из канистры (1) подается в (8) двигатель электроприводным топливным насосом (3) CSTP-506, масло из (2) резервуара подается масляным насосом (4) 12V ZC-A210 - при открытии электромагнитного запорного клапана (5). Топливо от топливной ступени насоса по трубопроводу подается к форсункам камеры сгорания; масло - от масляной ступени -

по трубопроводам подается на смазку подшипников ротора газогенератора, подшипников свободной турбины и кинематических элементов редуктора турбостартера. Откачка масла их полостей турбостартера производится эжекторным откачивающим насосом (6), обратно в резервуар(2) предварительно проходя через маслофильтр(9).

Прокачка масла через турбостартер в течение запуска составляет (1,6.. .2,5) кг/мин при давлении масла в нагнетающей магистрали (1,5.. .2,5) кгс/см<sup>2</sup>. После прекращения работы, срабатывает электромагнитный двухканальный запорный клапан (5), предотвращающий попадание топлива и масла в двигатель.

Топливный насос CSTR-506 допускает регулировки в следующих пределах: - начальное давление впрыска («броска») топлива  $P_t$  бр. + (3... 5) кгс/см<sup>2</sup>; - конечное давление топлива  $P_t = (8.. .10)$  кгс/см<sup>2</sup>.

Масляный насос ZC-A210 обеспечивает систему под давлением масла  $P_m = (1,5.. .2,5)$  кгс/см<sup>2</sup>



Рис. 4. Топливный насос CSTR-506

Основные технические характеристики CSTR-506:

- 1) Производительность 120л/ч;
- 2) Давление 10 кг;
- 3) Номинальный ток нагрузки 1,2А;
- 4) Номинальный ток без нагрузки: 1,3А.



Рис. 5. Масляный насос ZC-A210

Основные технические характеристики ZC-A210:

- 1) Номинальный ток нагрузки: 0,6А;
- 2) Номинальный ток без нагрузки: 0,75А;
- 3) Отсутствие нагрузки: 1.88л/мин  $\pm$  10%;
- 4) Давление: 2,7 кг  $\pm$  10%.

#### СХЕМА ЗАПУСКА ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ И ЕГО АГРЕГАТЫ

В электросистему запуска двигателя входят следующие агрегаты: - электростартер СТ-ЗПТ или СТ-115 А с встроенным центробежным выключателем, производящий первоначальную раскрутку ротора двигателя при его запуске. Центробежный выключатель

в электростартере предназначен для автоматического отключения последнего от бортовой сети по достижении частоты вращения  $n = 17500 \dots 20500$  об/мин.

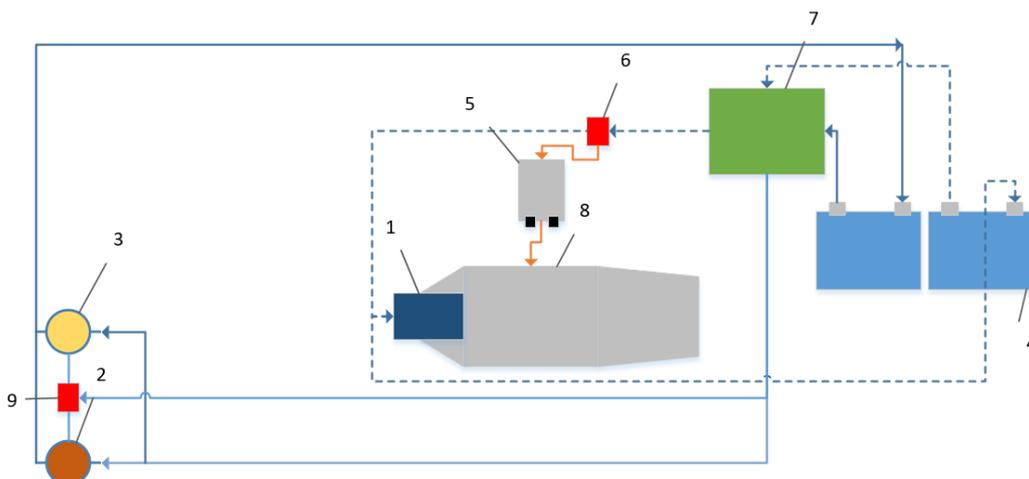


Рис. 6. Схема запуска ТС-21 в компоновке турбореактивного двигателя

Напряжение питания топливного и масляного насоса 12В постоянного тока. Производится с помощью автомобильного аккумулятора. Агрегат зажигания СК-224-1, обеспечивающий искрообразование на двух полупроводниковых свечах СП-20У.

Агрегат состоит из двух групп узлов и элементов, образующих самостоятельные электрические цепи. Агрегат обеспечивает нормальные разряды на свечах с пробивным напряжением не более 2,5 кВ (амплитудных). Количество разрядов на свече 15... 40 в 1 с. Номинальная величина энергии в каждом разряде 1 Дж.

Напряжение питания агрегата зажигания 12... 30 В; потребляемый каждой цепью ток  $2,5 \pm 1$  А - две полупроводниковые свечи СП-20У, установленные на двигателе и предназначенные для воспламенения топлива в его КС при запуске. Свеча работает совместно с агрегатом СК-224-1. Разряд в зазоре между центральным и боковыми электродами происходит по поверхности полупроводника, нанесенного на керамический изолятор. Питание производится с помощью автомобильного аккумулятора 12В, в схему включен преобразователь напряжения на с 12 на 29 В.

#### УВЯЗОЧНЫЙ ТЕПЛОВОЙ РАСЧЕТ ТУРБОСТАРТЕРА ТС-21

На основании данных о параметрах турбостартера ТС-21, приведенных в Кратком техническом описании, выполнен «увязочный» тепловой расчет с целью определения параметров газа за турбиной газогенератора, что необходимо в проектах по модернизации турбостартера

Таблица 1

Исходные данные к расчету					
Параметр	Обозн.	Разм.	Определ.	Вар.1	Вар.2
Расход воздуха	Мв	кг/с	Задано	1.18	1.18
Степень пов. полн. давл.	ПИк*		Задано	2	2.5
Температура перед ТК	t3*	гр.С	Задано	850	850
Температура перед ТК	T3*	К		1123	1123
Температура за СТ	t4-2*	гр.С	Задано	<760	<760
Температура за СТ	T4-2*	К		<1033	<1033
Давление окруж. среды	P0*	Па	МСА	101325	101325
Температура окруж. среды	T0*	К	МСА	288	288

Расчет выполнен для двух значений степени повышения давления воздуха в компрессоре турбостартера (вар.1 - ПИк\* = 2 - min; вар.2 - ПИк\* = 2,5 - max) в предположении, что температура газа перед турбиной компрессора  $T3^* = 1123$  К = Const. Контрольным параметром оценки достоверности расчета принята температура T4-2 (t4-2) за свободной турбиной.

Таблица 2

Тепловой расчет газогенератора					
Параметр	Обозн.	Разм.	Определ.	Вар.1	Вар.2
Коэффициент потерь, вход	СИГвх*		Принято	<b>0.95</b>	<b>0.95</b>
Давление сеч.1 (вх.К)	P1*	Па		96259	96259
Давление сеч.2 (вых.К)	P2*	Па		192518	240647
КПДк*ад	КПД1*		Принято	<b>0.75</b>	<b>0.75</b>
Работа сжатия компр., ад*	Лад*к	Дж/кг		63398	86631
Работа сжатия компр. теор.	Нтк	Дж/кг		84531	115508
Температура за компр-ром	T2*	К		372.19	403.05
Мощность привода компр.	Нк	Вт		99746	136299
Коэф-т потерь давл. в КС	СИГкс*		Принято	<b>0.97</b>	<b>0.97</b>
Давление сеч.3 (вх.ТК)	P3*	Па		186742	233427.5
Расход газа через Тк	Mг = Мв	кг/с	Принято	1.18	1.18
Мощность Тк	Нтк = Нк	Вт	Принято	99746	136299
Работа расш. теор. Тк	Нттк	Дж/кг		84531	115508
КПД Тк*ад	КПД2*		Принято	<b>0.82</b>	<b>0.82</b>
Работа расш., ад. Тк	Лад*тк	Дж/кг		103086	140863
Перепад темп-ры на Тк	dТк	К		73.06	99.83
Температура газа за Тк	T4*тк	К		1049.94	1023.17
Степень расш. газа в Тк	ПИтк*			1.360	1.514
Давление газа за Тк	P4тк*	Па		137283	154171

Расчет параметров потока газа за СТ выполнен для трех значений мощности  $N_{бвix} = (44, 50 \text{ и } 59) \text{ кВт}$ , снимаемой с выходного вала турбостартера, для каждого значения ПИК\*.

Таблица 3

Расчет свободной турбины									
Параметр	Обоз.	Разм.	Опред.	Вар.А	Вар.Б	Вар.В	Вар.А	Вар.Б	Вар.В
Степ. пов. полн. давл. ГГ	ПИк*		Задано	2	2	2	2.5	2.5	2.5
Мощность на вых. валу	Nвых	Вт	Задано	44000	50000	59000	44000	50000	59000
КПД редуктора мех.	КПДЗ		Принято	<b>0.98</b>	<b>0.98</b>	<b>0.98</b>	<b>0.98</b>	<b>0.98</b>	<b>0.98</b>
Мощность СТ расч.	Нст р	Вт		44898	51020	60204	44898	51020	60204
Работа расш. теор. ТС	Нст	Дж/кг		38049	43238	51020	38049	43238	51020
КПД ст*	КПД4*		Принято	<b>0.9</b>	<b>0.9</b>	<b>0.9</b>	<b>0.9</b>	<b>0.9</b>	<b>0.9</b>
Работа расш. ад. СТ	Лст*ад	Дж/кг		42277	48042	56689	42277	48042	56689
Перепад темп-ры на СТ	dТст	К		36.54	41.52	49.00	36.54	41.52	49.00
Температура за СТ	T4*ст	К		<b>1013.4</b>	<b>1008.4</b>	<b>1000.9</b>	<b>986.63</b>	<b>981.64</b>	<b>974.17</b>
Степень расш. газа в СТ	ПИст*			1.148	1.169	1.202	1.152	1.174	1.207
Давление газа за СТ	P4ст*	Па		119603	117417	114232	133841	131334	127684

Анализ результатов расчетов показывает, что величины коэффициентов потерь и КПД элементов проточной части, принятые по выбору (принято) и находясь в диапазоне реальных значений для ВРД такой размерности, обеспечили достаточную точность: полученное максимальное значение T4\* меньше максимального значения (T4-2\*) по исходным данным и отличается от него менее, чем на 10% (факт - <2%).

Поэтому параметры газогенератора, приведенные в табл.1, взяты за исходные для расчета минимальной площади и диаметра сопла (на срезе) в варианте исполнения «ТРД». Принято, что крутка потока газа на срезе сопла отсутствует (стойки сопла спрофилированы соответствующим образом).

Таблица 4

Вариант ТРД					
Параметр	Обозн.	Разм.	Определ.	Вар.1	Вар.2
Степень пов. полн. давл. ГГ	ПИк*		Задано	<b>2</b>	<b>2.5</b>
Степень расш. газа в РС	ПИС			1.355	1.522
Козф. неравномер. потока	ФИС		Принято	<b>0.96</b>	<b>0.96</b>
Скорость истечения газа	C5	м/с		406.92	468.88
Скорость звука крит.	a5	м/с		588.76	581.20
Отн. скорость потока газа	ЛЯМ5			0.69116	0.80674
Относительный расход газа	q(ЛЯМ6)			0.88791	0.95598
Площадь сопла расчетная	F5	кв.м		0.007921	0.006467
Площадь сопла расчетная	F5	кв.мм		7921	6467
Диаметр сопла (без ЦТ)	D5	мм		<b>100.43</b>	<b>90.74</b>
Тяга ТРД статическая	Rст	Н		<b>480</b>	<b>553</b>
Тяга ТРД статическая	Rст	кгс		48.9	56.4

Анализ данных табл. 4 показывает, что вариант «ТРД» на базе турбостартера ТС-21 может обеспечить получение максимальной статической тяги  $R_{ст}$  на уровне до 660 Н (56 кгс).

Минимальный диаметр сопла на срезе составляет  $D_5 = 91$  мм (расчет), а фактически обязан доводиться (подрезаться) по результатам испытаний ТРД на стенде с целью обеспечения запасов устойчивости компрессора, температуры газа за СТ и т.п. для каждого конкретного экземпляра двигателя.

### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В данной статье было раскрыт принцип работы турбостартера ТС-21. Был рассмотрен состав топливно-масленной системы, а так же схемы запуска.

Приведен метод перекомпоновки турбостартера в турбореактивный двигатель и установки на мобильный стенд.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Карханов Ю.В. , "Турбостартер ТС-21", сборник статей и материалов., 2010 г.,
2. Иноземцев А.А., Сандрацкий В.Л., "Газотурбинные двигатели", 2006.

### ОБ АВТОРЕ

**КУЗЬМИН Никита Владиславович**, студент 3 курса направления Двигатели летательных аппаратов, ФАДЭТ.

### METADATA

**Title:** Development of a mobile stand for launching TS-21.

**Author:** N. V. Kuzmin

**Affiliation:** Ufa State Aviation Technical University (UGATU), Russia.

**Email:** ya.ya-nikita2001@yandex.ru

**Language:** Russian.

**Source:** Molodezhnyj Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), no. 1 (26), pp. 47-52, 2022. ISSN 2225-9309 (Print).

**Abstract.** The TS-21 turbostarter is designed to promote the rotor of the gas generator (GG) of the main engine during its launch, scroll the GG rotor when performing "Cold Scrolling" and "False Start", and is part of the main engine start system. DS-21 is a turbo starter, which means that in order to operate in the turbo jet engine mode, it is necessary to make changes to the layout of the fuel and oil tank, remove the KDA coil and install the nozzle apparatus.

**Key words:** Turbostarter; TS-21; turbojet engine; fuel-oil system; engine start-up scheme; CONVERSION.

**About author:**

**KUZMIN, Nikita Vladislavovich**, 3rd year student of the Aircraft engines, FADET.