

Разработка поршневого двигателя для ремоторизации самолета ЯК-52

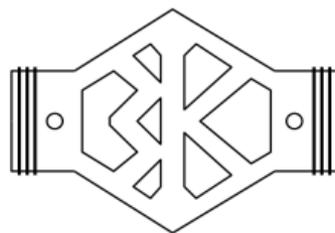
Докладчик Коваль Никита Алексеевич

НГТУ, аспирант кафедры «Самолето- и вертолетостроения»

ООО «ЗК-Мотор», ведущий инженер-конструктор, г. Новосибирск



ФГУП НГТУ



ООО «ЗК-МОТОР»



Фонд
«Возрождения
отечественной
авиации»



ИНХ СО РАН



ИТПМ СО РАН



Аэродром
Мочище»

Авиационная техника АОН в России

- Более 1000 единиц легкомоторных самолётов и вертолётов (Як-52, Як-18Т, Як-12, Вильга-35, Ка-26 и т.д.) эксплуатируются с двигателями различных модификаций Аи-14 (мощностью 240-400 л.с.),
- Ресурс планера самолетов и вертолетов как правило превышает ресурс силовой установки. Актуален вопрос ремоторизации авиационной техники АОН.

- Требования к двигателю:

<i>Мощность, л.с.</i>	400	<i>Вес снаряженный, кг</i>	200-250
<i>Расход, г/л.с.•ч</i>	250	<i>Межремонтный ресурс, ч</i>	> 1000



Як-52



PZL Wilga-35



Як-18Т



Ка-26



Як-12

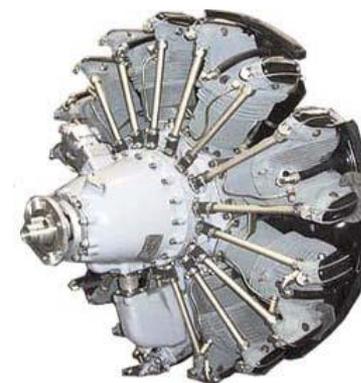


Су-31



Ми-34

**Авиационный
поршневой
двигатель М14П**



Основные параметры разрабатываемого авиационного поршневого двигателя ЗК 4000 «АэроЭндуро» в сравнении с двигателем М14П

<i>Наименование двигателя</i>	<i>ЗК 4000</i>	<i>М-14П</i>
<i>Тип двигателя</i>	<i>2х-тактный H-образный 8ми цилиндровый</i>	<i>4х-тактный радиальный 9ти цилиндровый</i>
<i>Максимальная Мощность, л.с.</i>	<i>400 при 1950 об/мин</i>	<i>360 при 1910 об/мин</i>
<i>Объем двигателя, л</i>	<i>4</i>	<i>10,2</i>
<i>Вес двигателя, кг</i>	<i>Снаряженный, 200</i>	<i>Сухая, 214</i>
<i>Габариты ШxВxD, мм</i>	<i>950x700x900</i>	<i>985x985x924</i>
<i>Редуктор</i>	<i>есть, k=0.4</i>	<i>есть, k=0.658</i>
<i>Используемое топливо</i>	<i>Бензин, Аи-95</i>	<i>Бензин, Б-91</i>
<i>Удельный расход топлива на режиме максимальной мощности, г/л.с.*час</i>	<i>250</i>	<i>285</i>
<i>Система питания</i>	<i>Впрыск низкого давления</i>	<i>Карбюратор</i>
<i>Система зажигания</i>	<i>Электронная</i>	<i>Магнето</i>
<i>Высотность двигателя</i>	<i>Не высотный</i>	<i>Не высотный</i>
<i>Система охлаждения</i>	<i>Жидкостная</i>	<i>Воздушная</i>

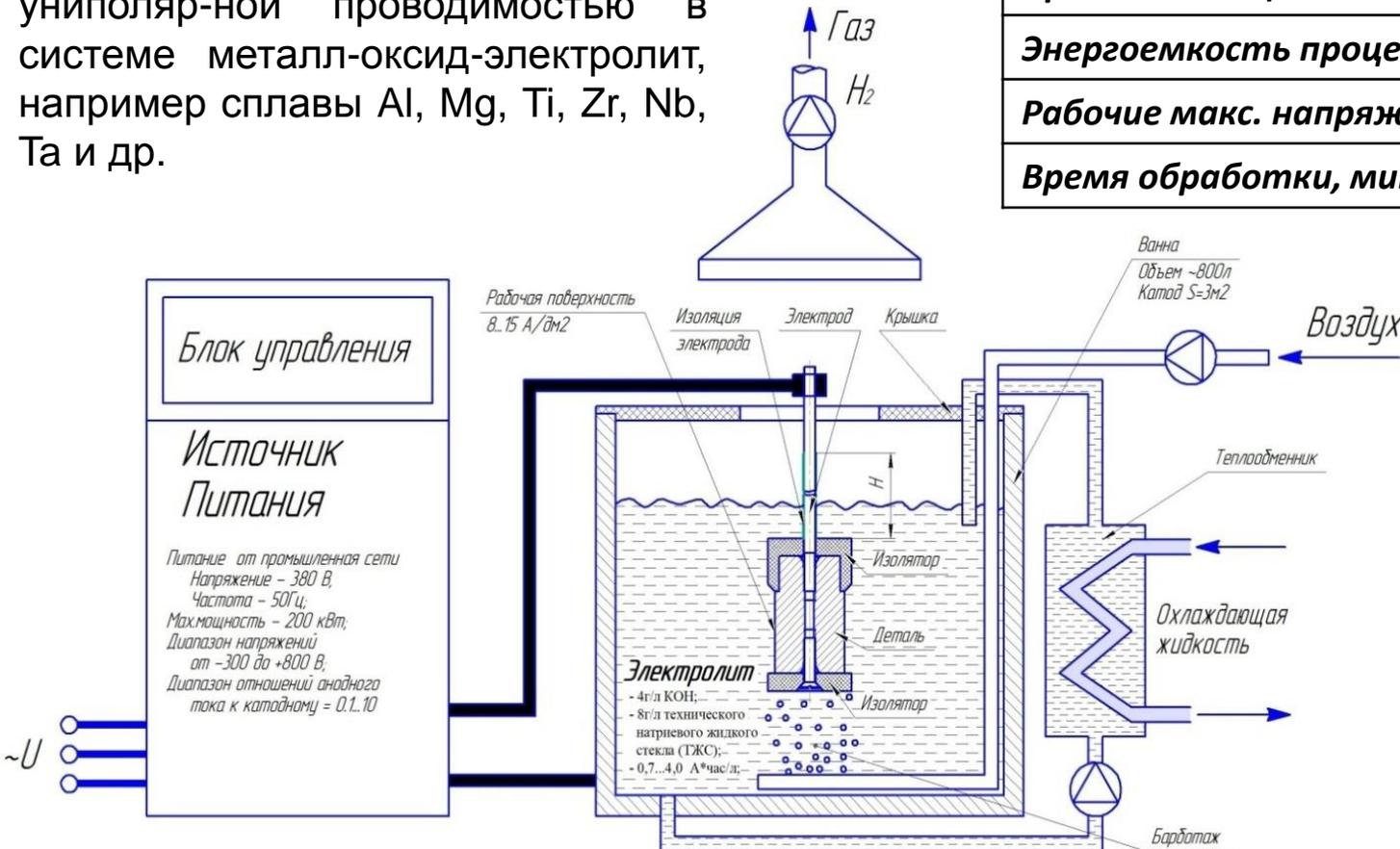
Плазменно-электролитическое оксидирование

Особенности процесса ПЭО

<i>Экологичность</i>	
<i>Технологичность</i>	
<i>Применение щелочных электролитов</i>	
<i>Энергоемкость процесса, А/дм²</i>	10-100
<i>Рабочие макс. напряжения, В</i>	300
<i>Время обработки, мин.</i>	30 - 240

ПЭО - электрохимический процесс модификации поверхности вентильных металлов и их сплавов в электролитной плазме с целью получения оксидных слоев (покрытий).

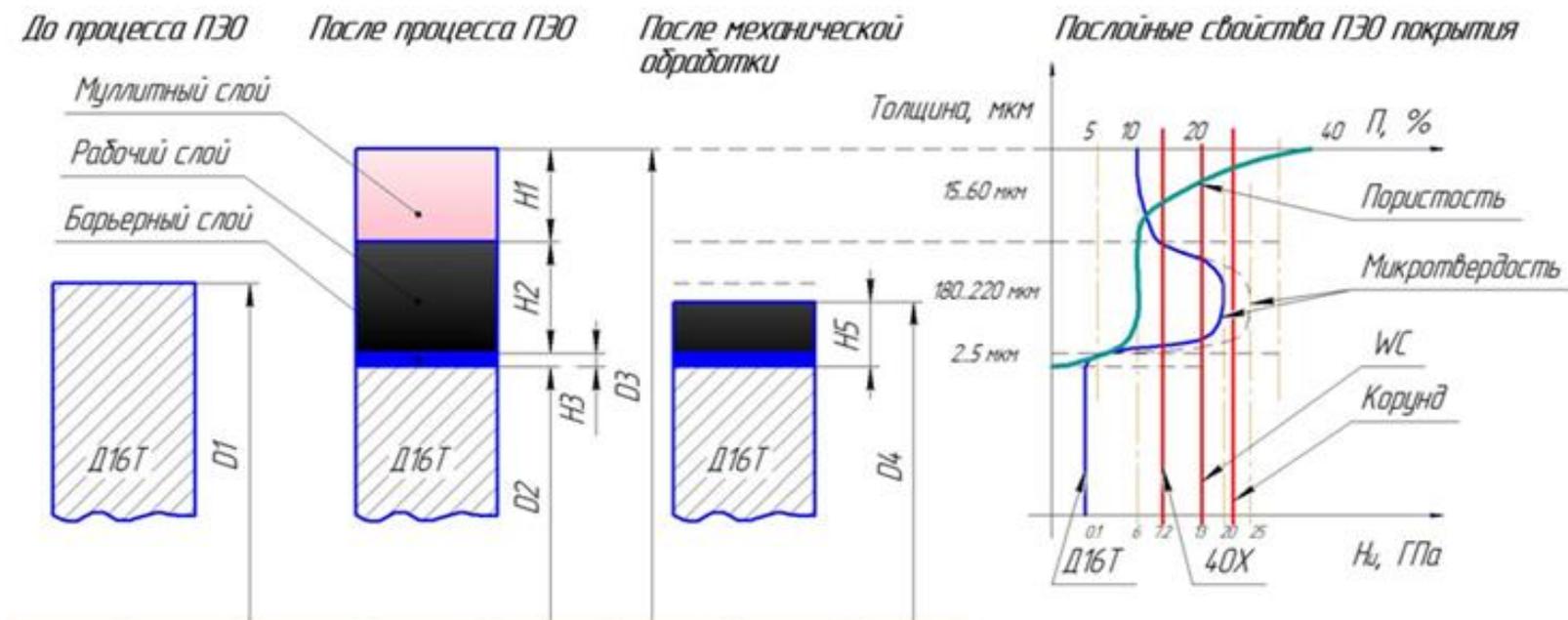
Вентильные металлы обладают униполярной проводимостью в системе металл-оксид-электролит, например сплавы Al, Mg, Ti, Zr, Nb, Ta и др.



Микроплазменные разряды на поверхности



Свойства ПЭО покрытий на алюминиевых сплавах



Макроструктура ПЭО покрытия (на алюминиевых сплавах), сформированных анодно-катодными микроплазменными методами

Слой	Диапазон толщин	Хим. состав
Муллитный (Технологический)	5..80 мкм	γ - Al_2O_3 Аморфный оксид кремния (SiO_2) Силиманит (Al_2SiO_5) Муллит ($Al_6Si_2O_{13}$)
Рабочий (Основной)	5..400 мкм	Корунд (α - Al_2O_3) γ - Al_2O_3
Барьерный	2.5 мкм	Корунд (α - Al_2O_3) γ - Al_2O_3 Ортоклаз $K(AlSi_3O_8)$

Этапы обработки ПЭО покрытия



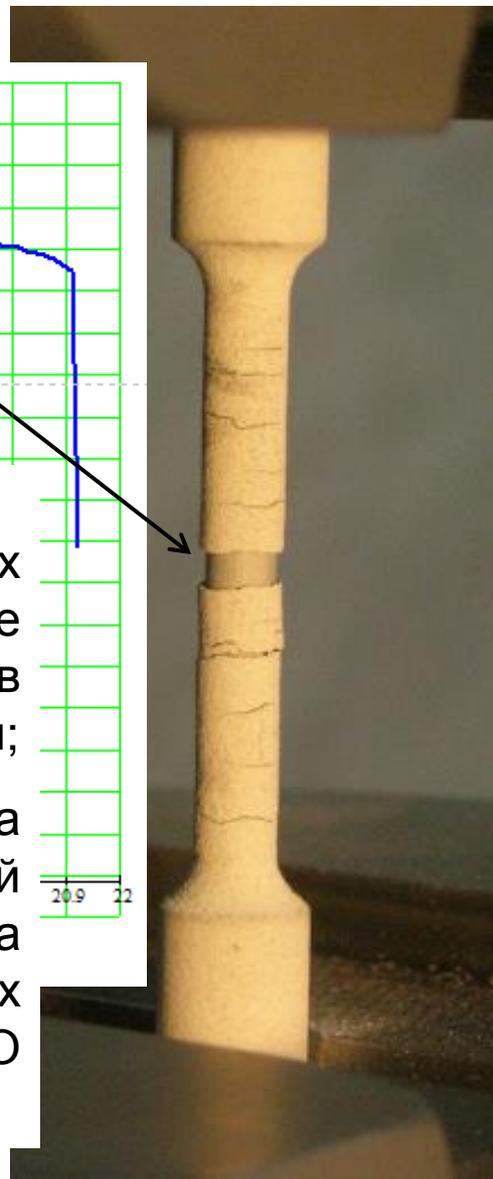
Рис.1. Этапы подготовки упрочненных поверхностей

Испытания образцов с ПЭО упрочненными слоями на сплаве Д16Т

Начало развития трещин

Момент перед разрушением

— Образец №1;
— Образец №1 с ПЭО упрочнением;

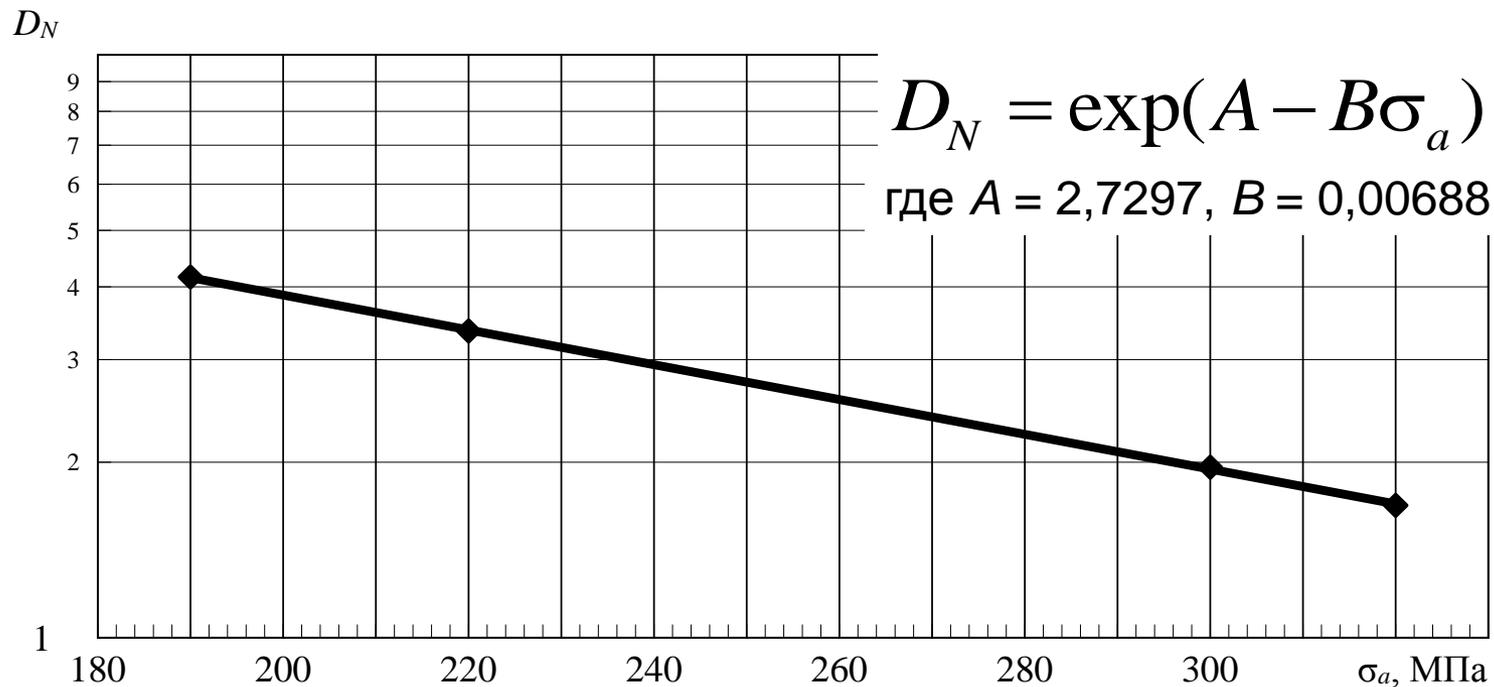


Коэффициент снижения выносливости ПЭО упрочненных образцов

Соотношения выносливости для упрочненных образцов (N_1) и не упрочненных (N_2)

Характеристика	Амплитуда нагружения, МПа			
	190	220	300	320
Средние логарифмические значения выносливости образцов без покрытия N_1	312581	151375	21888	13498
Средние логарифмические значения выносливости образцов с покрытием N_2	75196	45060	11161	8003
Коэффициент снижения выносливости $D_N = N_1 / N_2$	4,16	3,36	1,96	1,69

Зависимость коэффициента снижения выносливости упрочненных образцов относительно исходного состояния от амплитуды напряжений при симметричном цикле нагружения



Экспериментальные подшипники типа А и Б

Табл. 1. Параметры и характеристики экспериментальных подшипников скольжения

Серия подшипника	Условный диаметр вала, мм	Ширина подшипника, мм	Максимальная/средняя удельная радиальная нагрузка, МПа	Диапазон рабочих скоростей, об./мин
Шатунная шейка (тип а)	25	15	15,2/10	1000...5100
Шатунный подшипник (тип б)	55	21	5,5/3,3	1000...5100

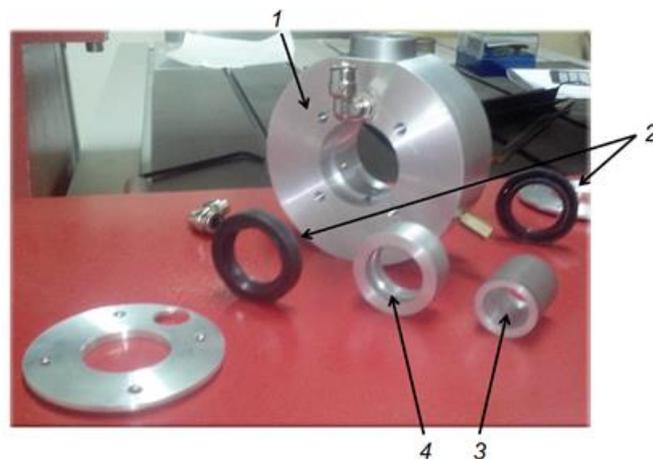


Рис. 2. Подготовка к испытаниям обойм подшипника диаметром 25 мм. 1 – корпус внешней втулки, 2 – манжеты, 3 – внутренняя втулка, 4 – внешняя втулка

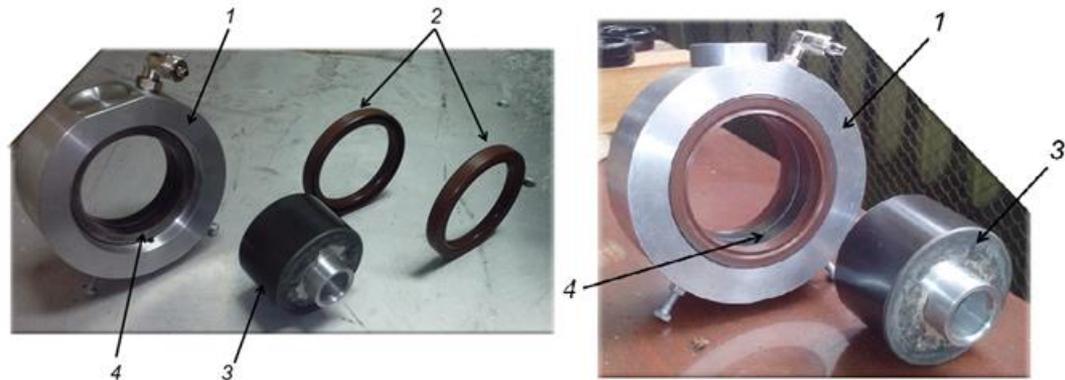
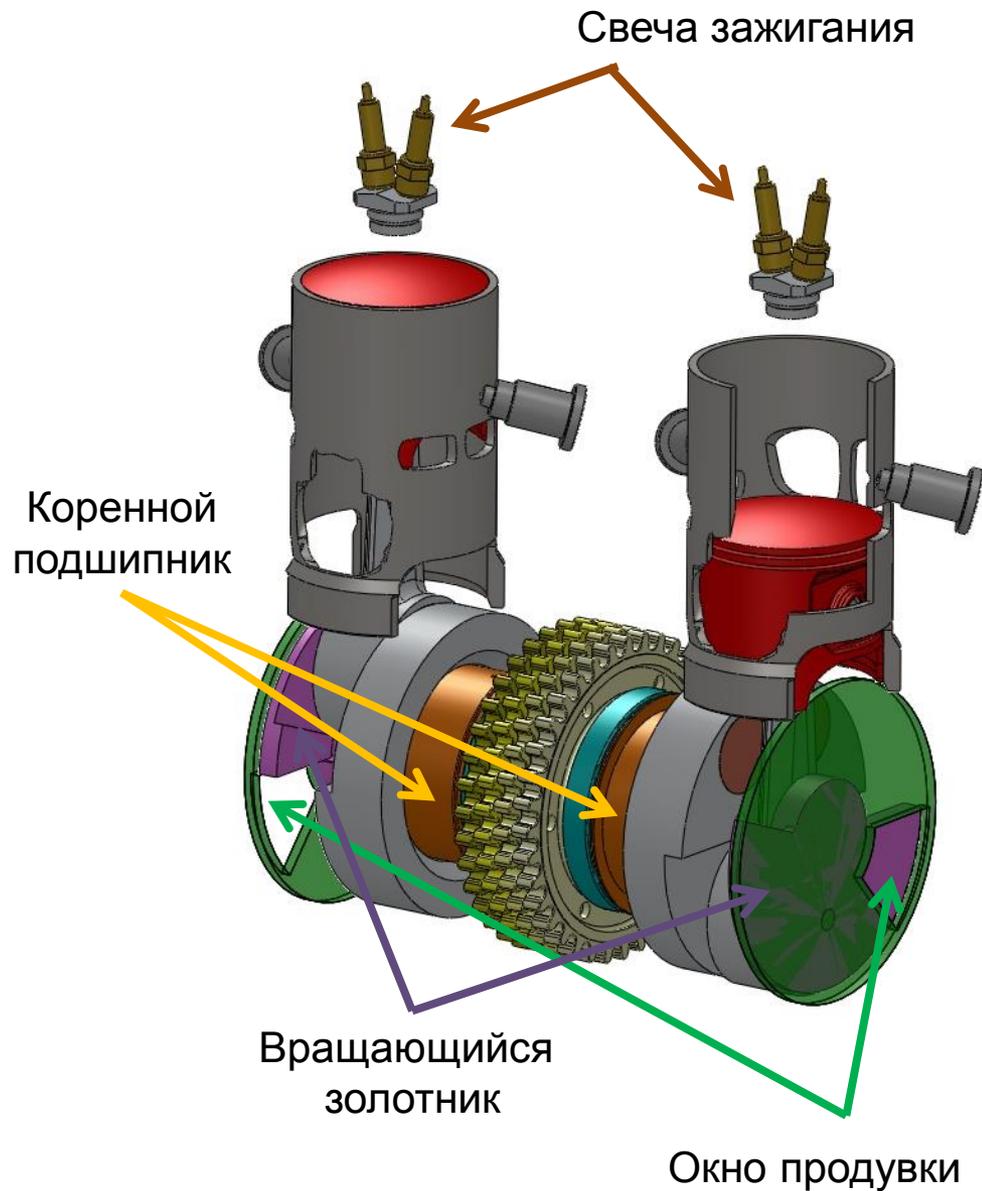
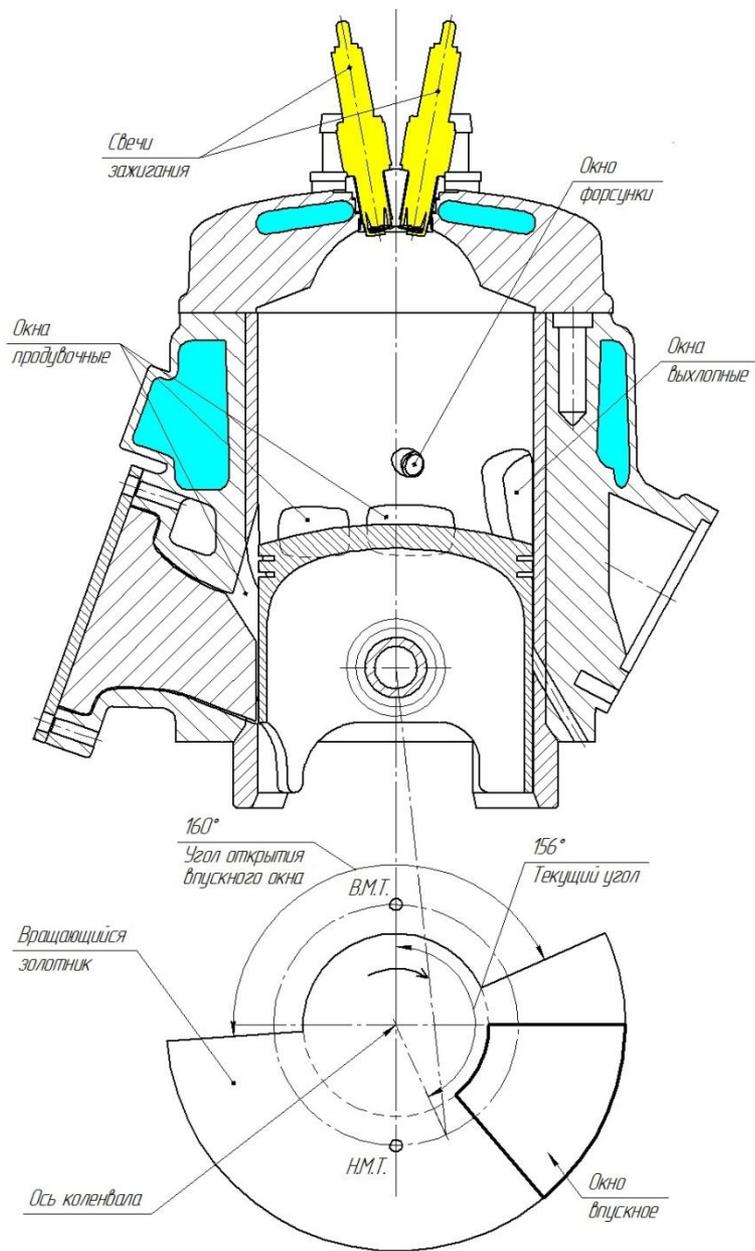


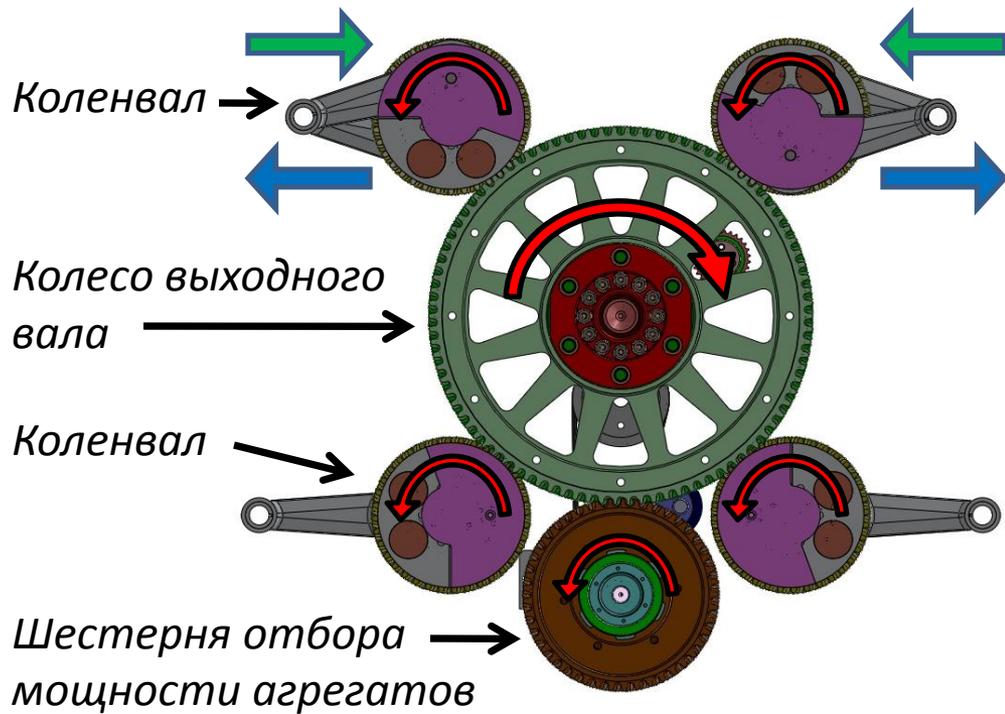
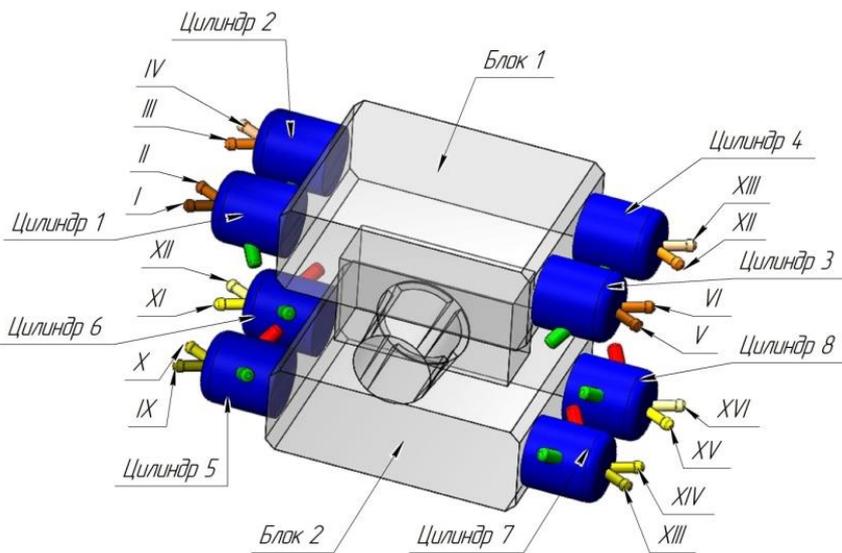
Рис. 3. Подготовка к испытаниям обойм подшипника диаметром 55 мм. 1 – корпус внешней втулки, 2 – манжеты, 3 – внутренняя втулка, 4 – внешняя втулка



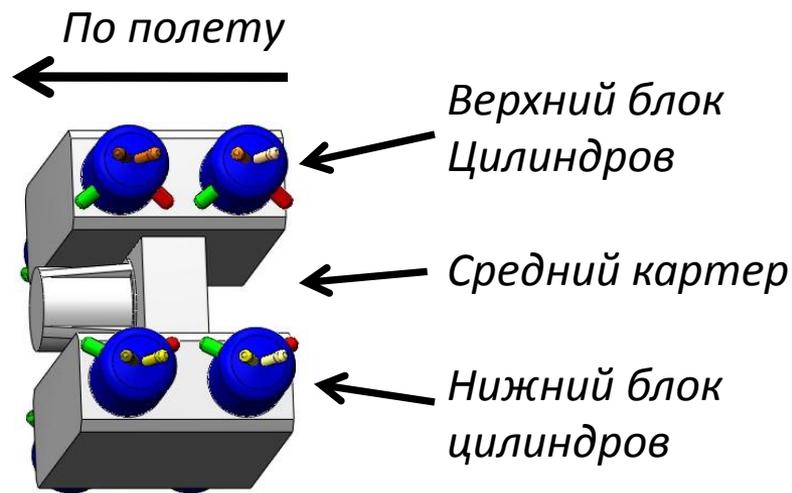
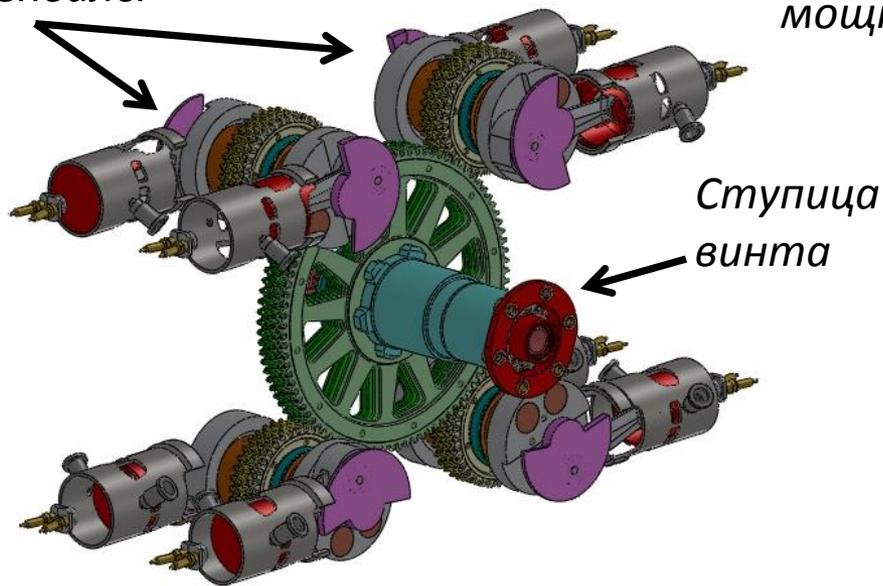
Цилиндро-поршневая группа



Кинематическая схема двигателя «ЗК-4000»



Коленвалы



Модернизация готовой цилиндро-поршневой группы

Установка 2х свечей зажигания

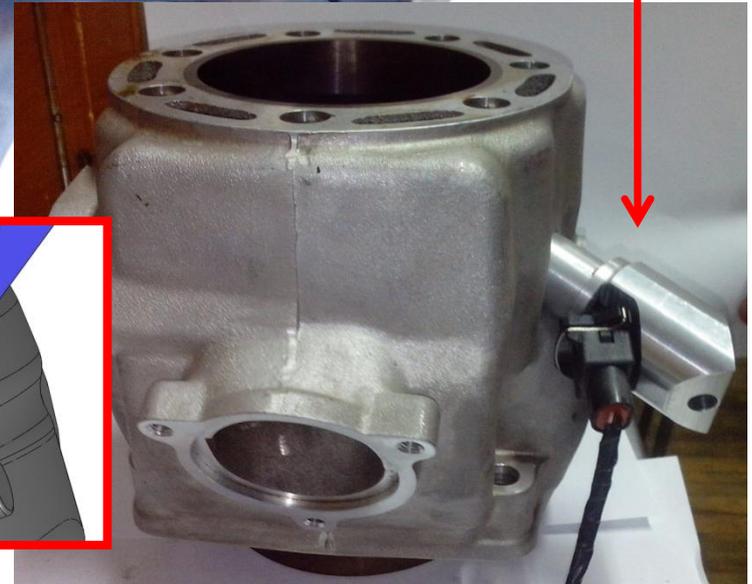
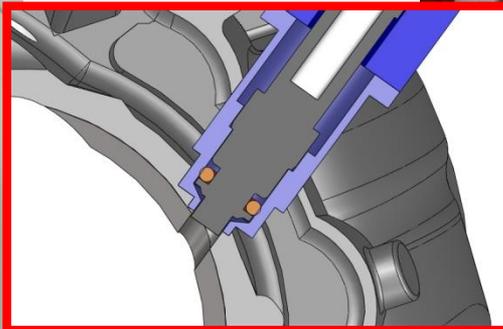


Установка топливных форсунок

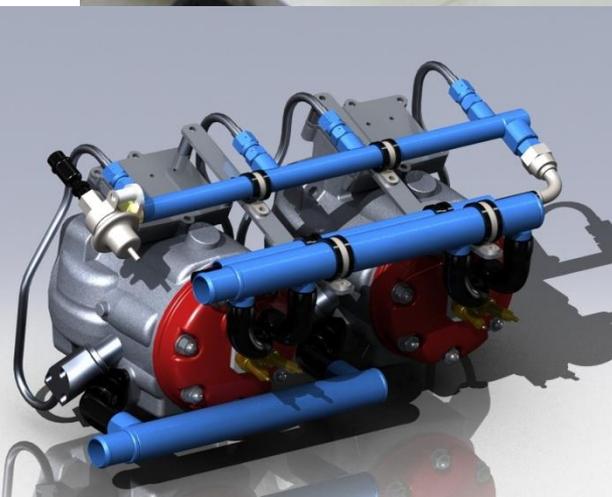


Окно впрыска

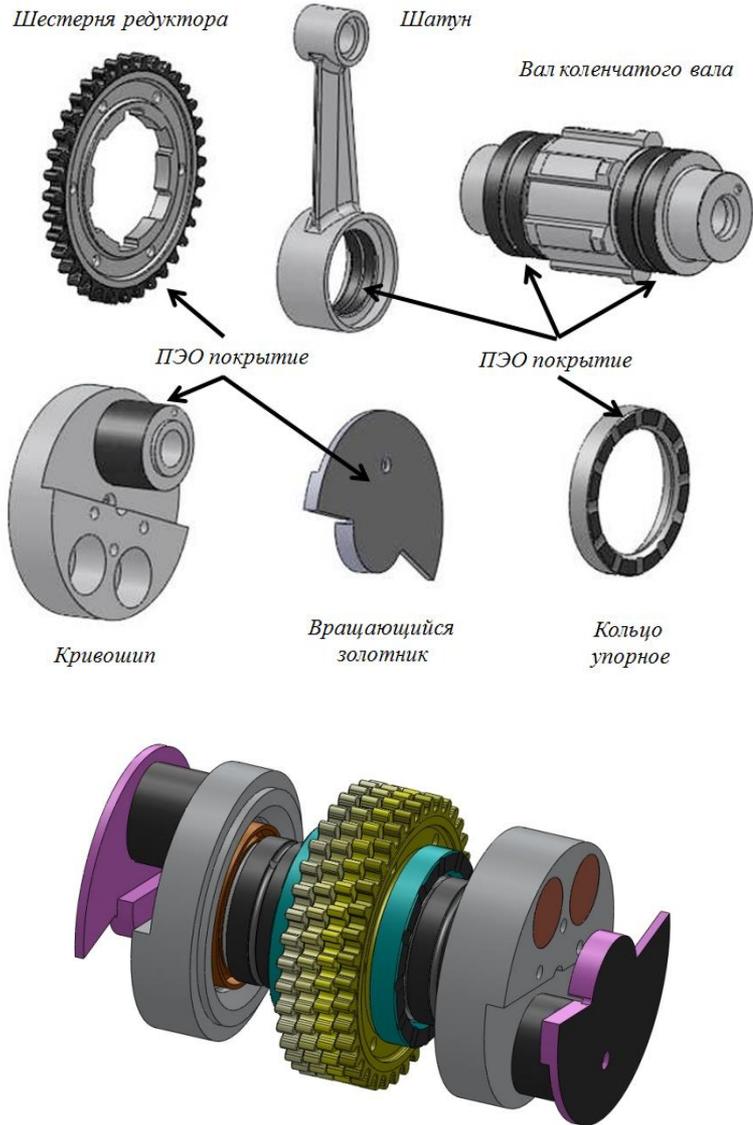
Форсунка в
корпусе



Комплект оснащенных впрыском цилиндров для двигателя «ЗК-4000»



Коленвал двигателя (внедрение ПЭО технологии)



Редуктор двигателя (внедрение ПЭО технологии)



Валы

Колесо вала отбора
МОЩНОСТИ



Вал отбора мощности агрегатов

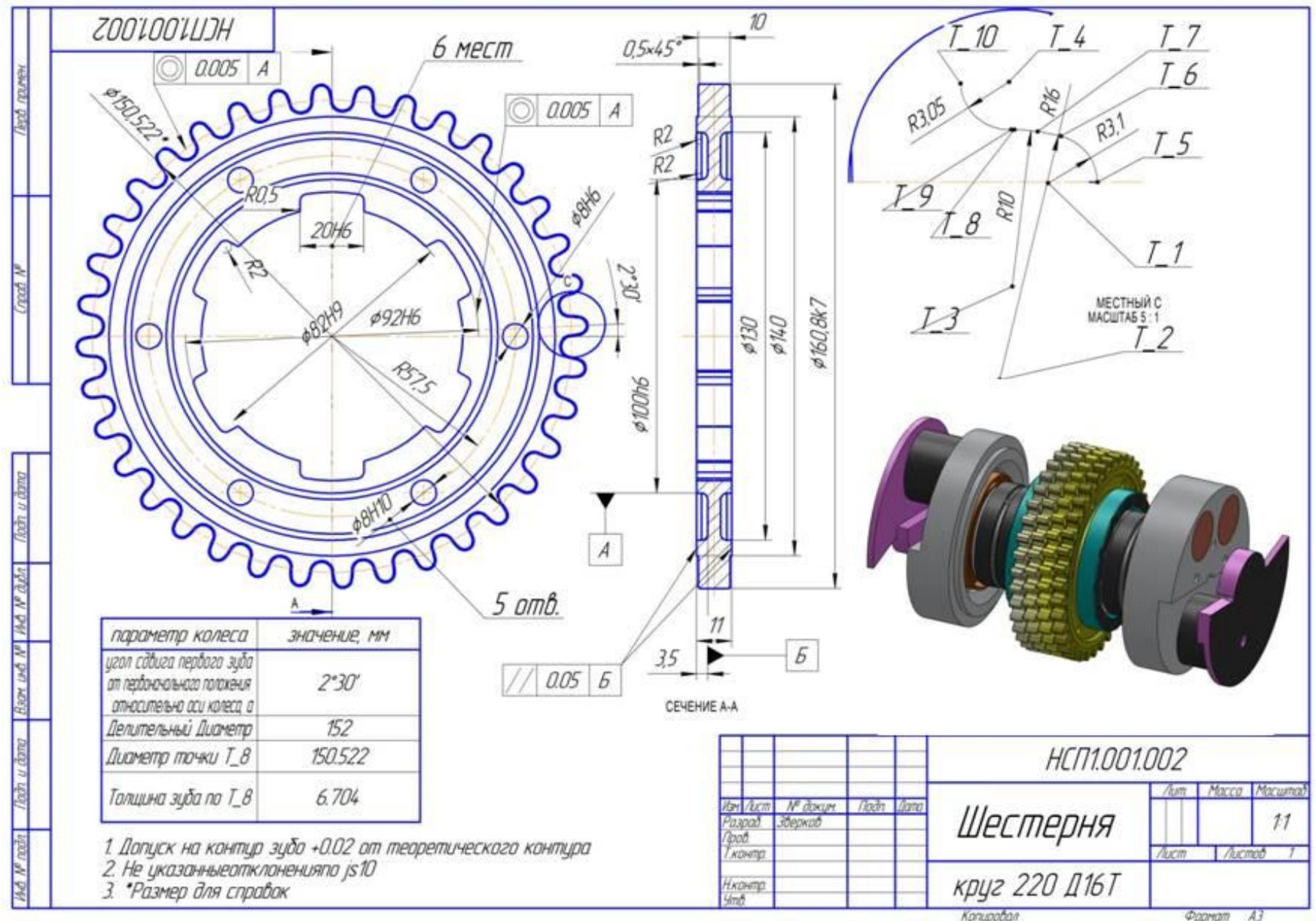
Плита нижнего картера

Детали упрочненные ПЭО

- Коренные подшипники
- Упорные подшипник
- Шатуны
- Шестерни



Редуктор двигателя (внедрение ПЭО технологии)

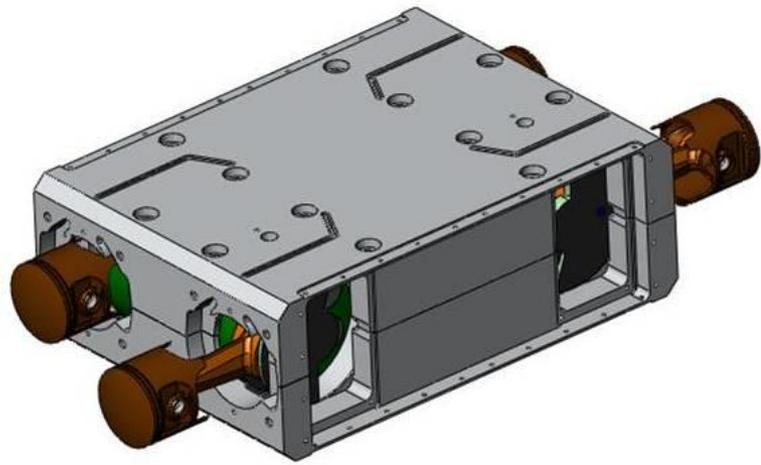


параметр колеса	значение, мм
угол сдвига первого зуба от первоначального положения относительно оси колеса <i>a</i>	2°30'
Делительный Диаметр	152
Диаметр точки T_8	150.522
Толщина зуба по T_8	6.704

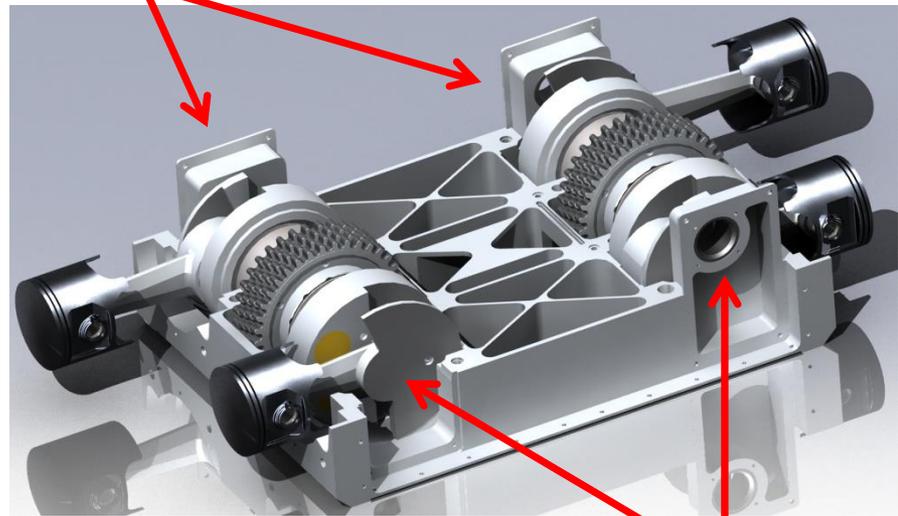
1. Допуск на контур зуба +0.02 от теоретического контура
2. Не указанные отклонения по js10
3. *Размер для справок

				НСП.001.002				
Изм	Лист	№ докум	Подп	Дата	Шестерня	Лист	Масса	Масштаб
Разраб	Зверков							1:1
Проб						Лист	Листов	1
Т.контр					круг 220 Д16Т			
Н.контр								
Ствб								
Калибрвал						Формат А3		

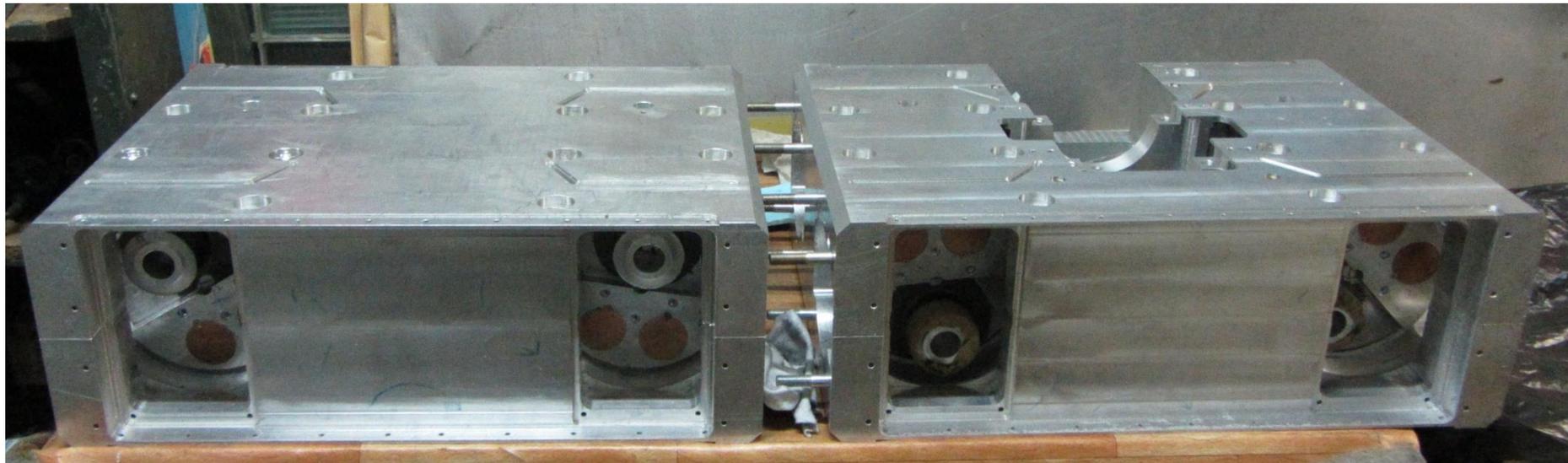
Блоки картеров двигателя



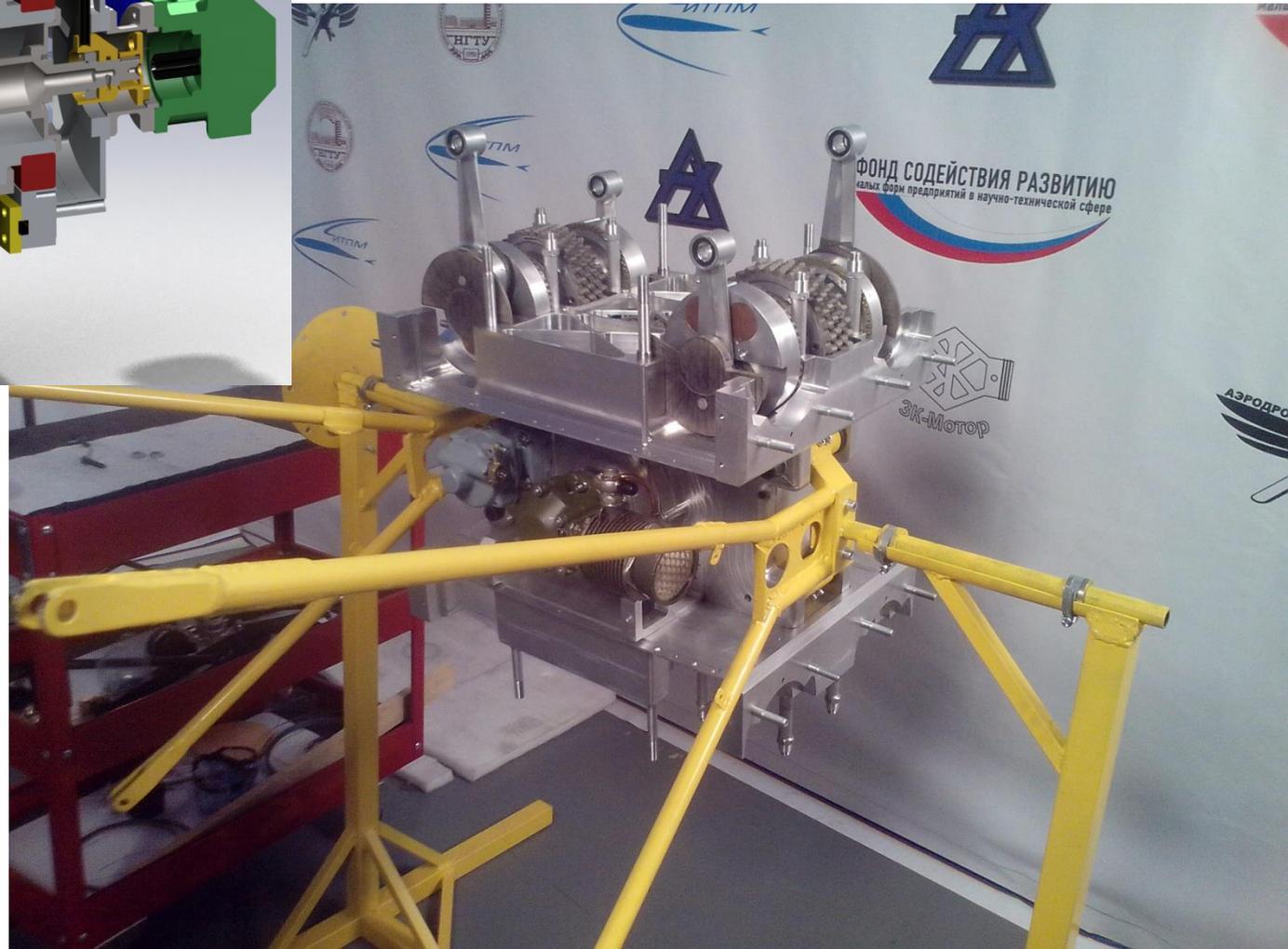
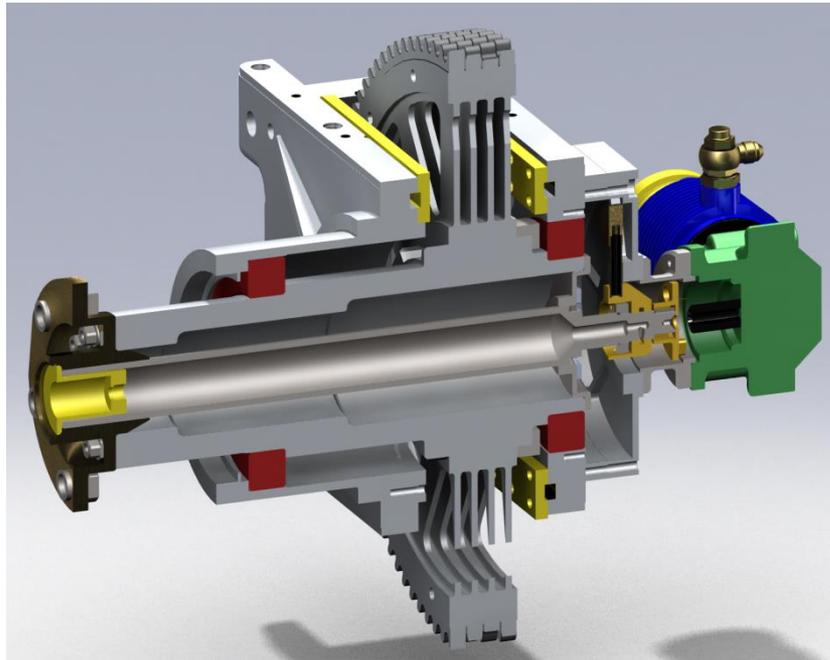
Впуск воздуха



Впуск воздуха

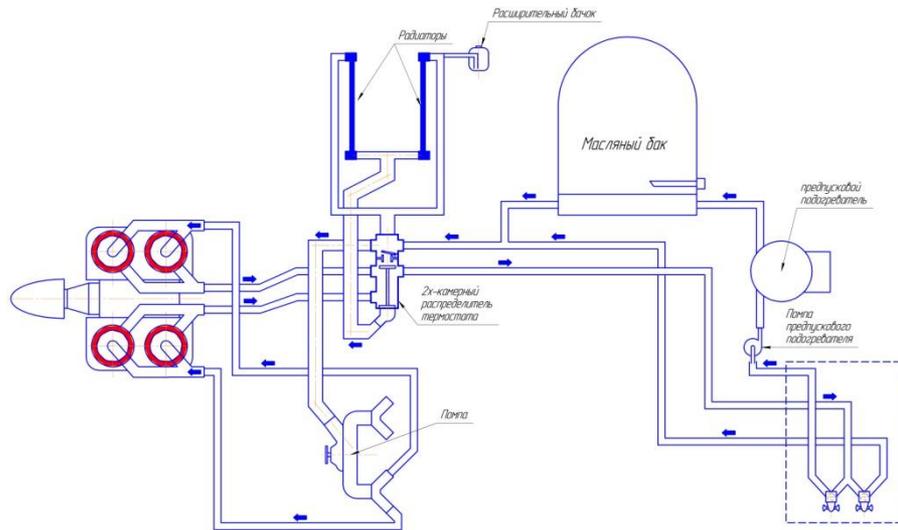


Блоки картеров двигателя

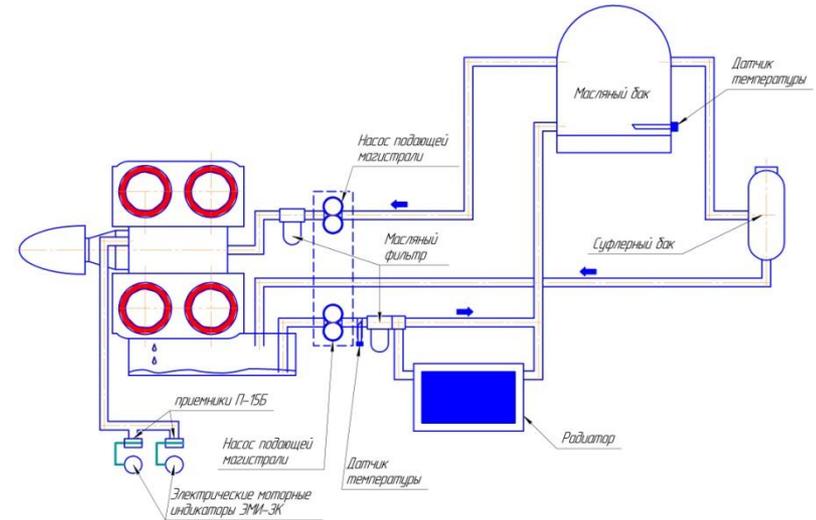


Системы двигателя

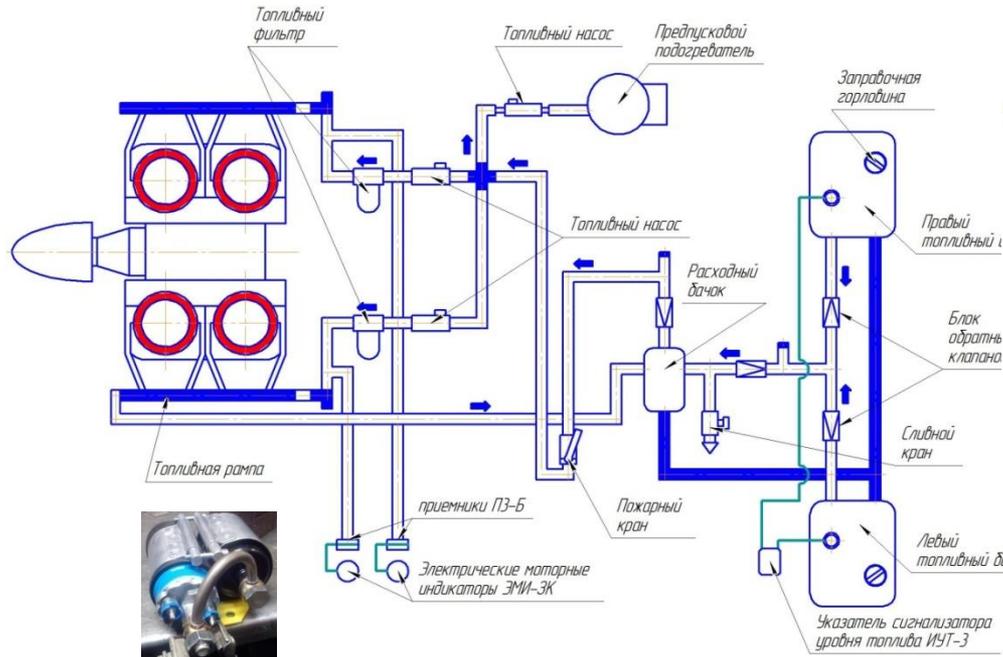
Система охлаждения



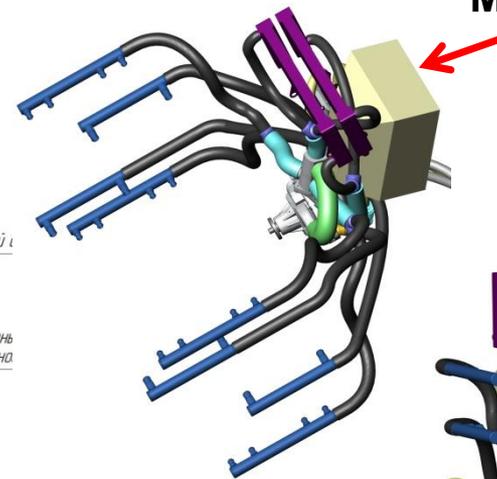
Масляная система



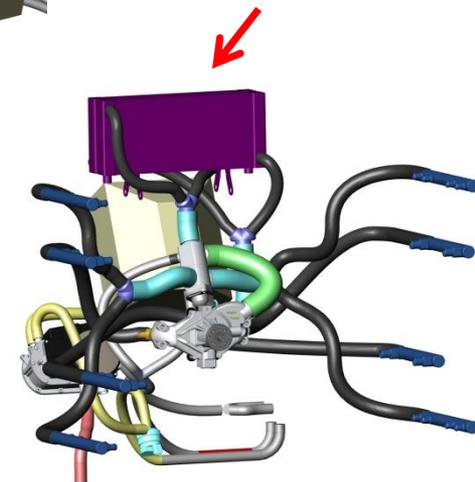
Топливная система



Масляный бак



Радиаторы охлаждения



Кинематическая схема двигателя и агрегаты

Выходной вал

Регулятор давления
РД02

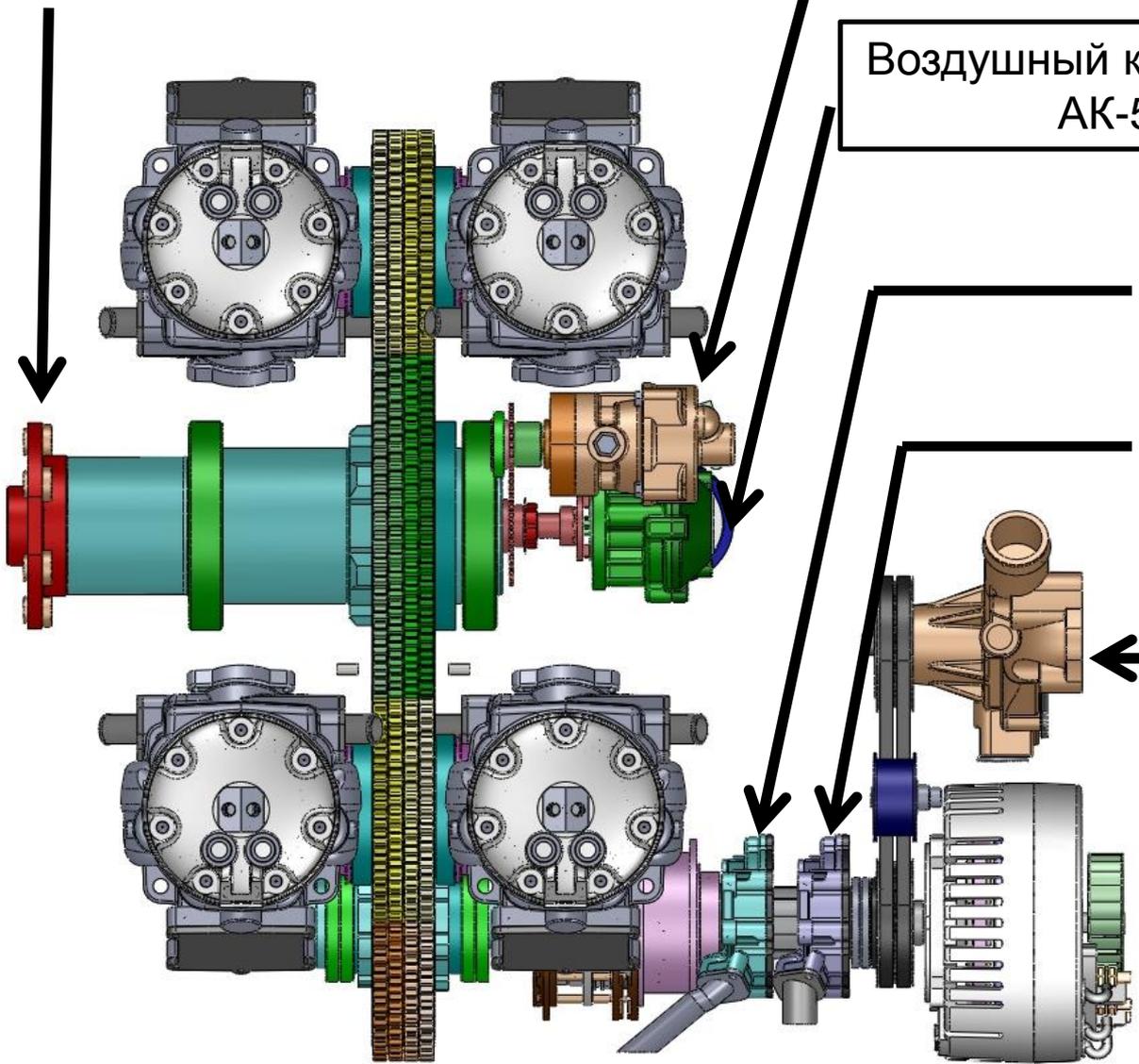
Воздушный компрессор
АК-50

Масляный насос
откачивающий

Масляный насос
питающий

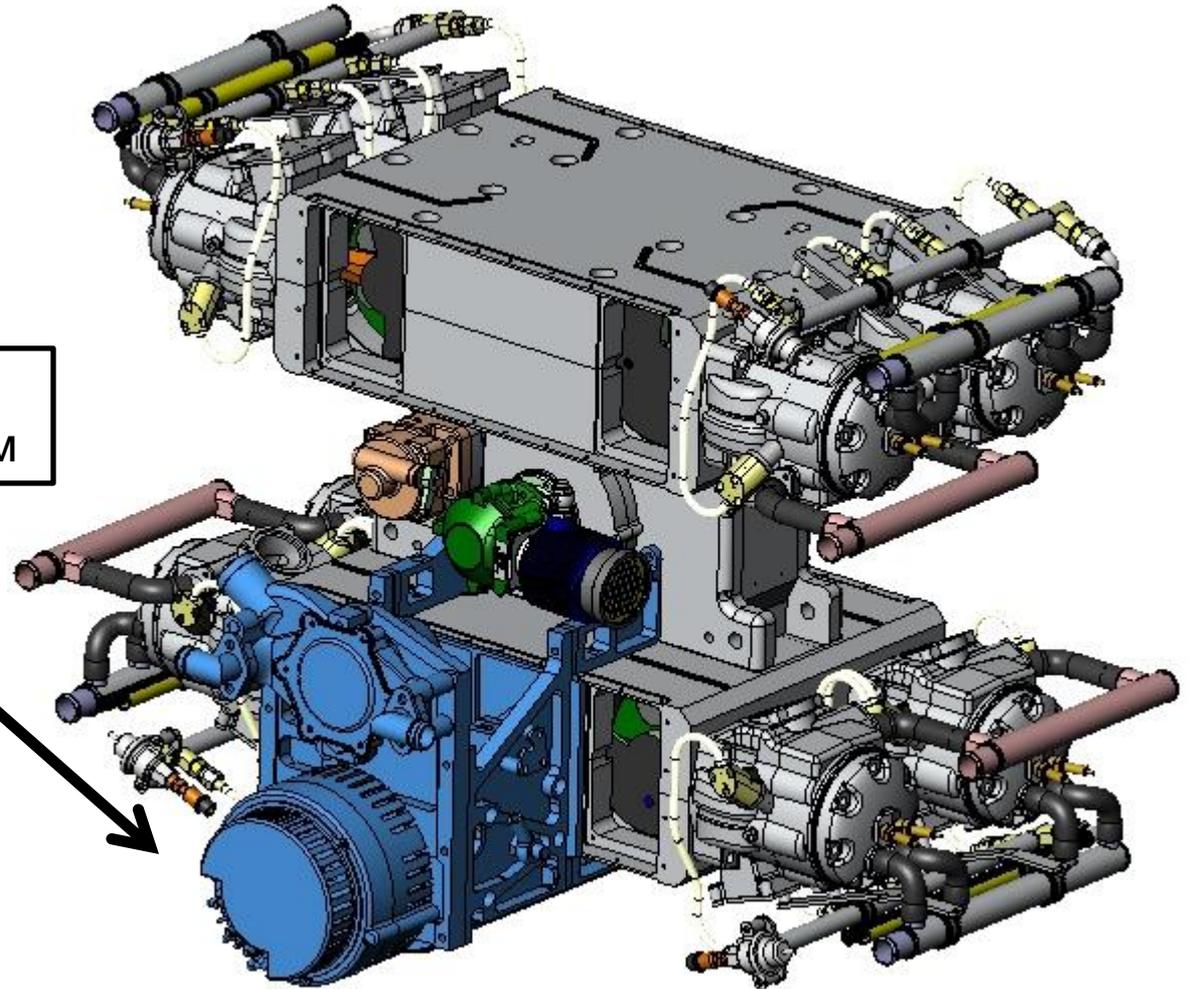
Помпа жидкостной
системы охлаждения

Стартер-генератор



Модульный блок с навесным оборудованием

Блок агрегатов
вспомогательных систем



Навесные агрегаты приводного блока

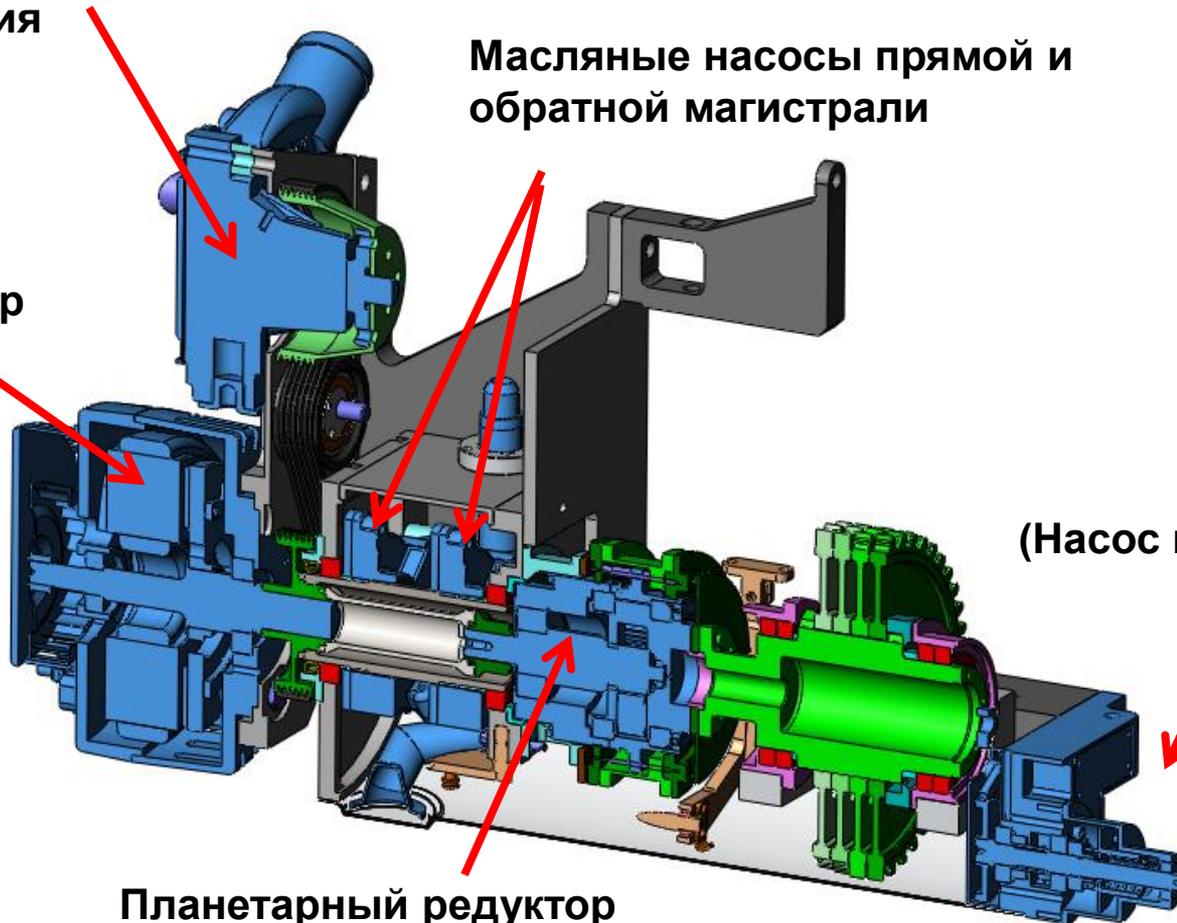
Помпа жидкостной системы охлаждения

Масляные насосы прямой и обратной магистрали

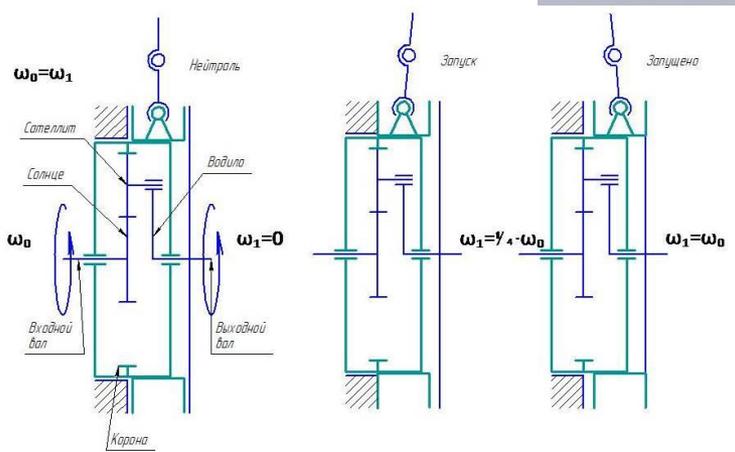
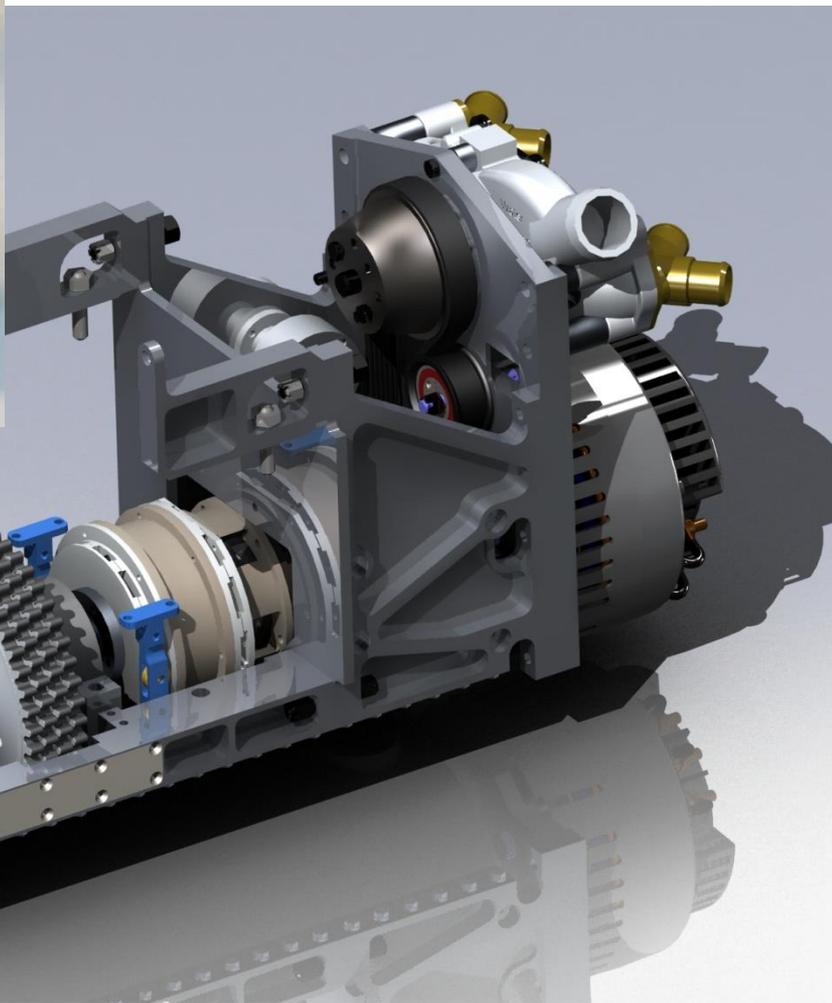
Стартер
Генератор

Смазчик
(Насос циклической подачи)

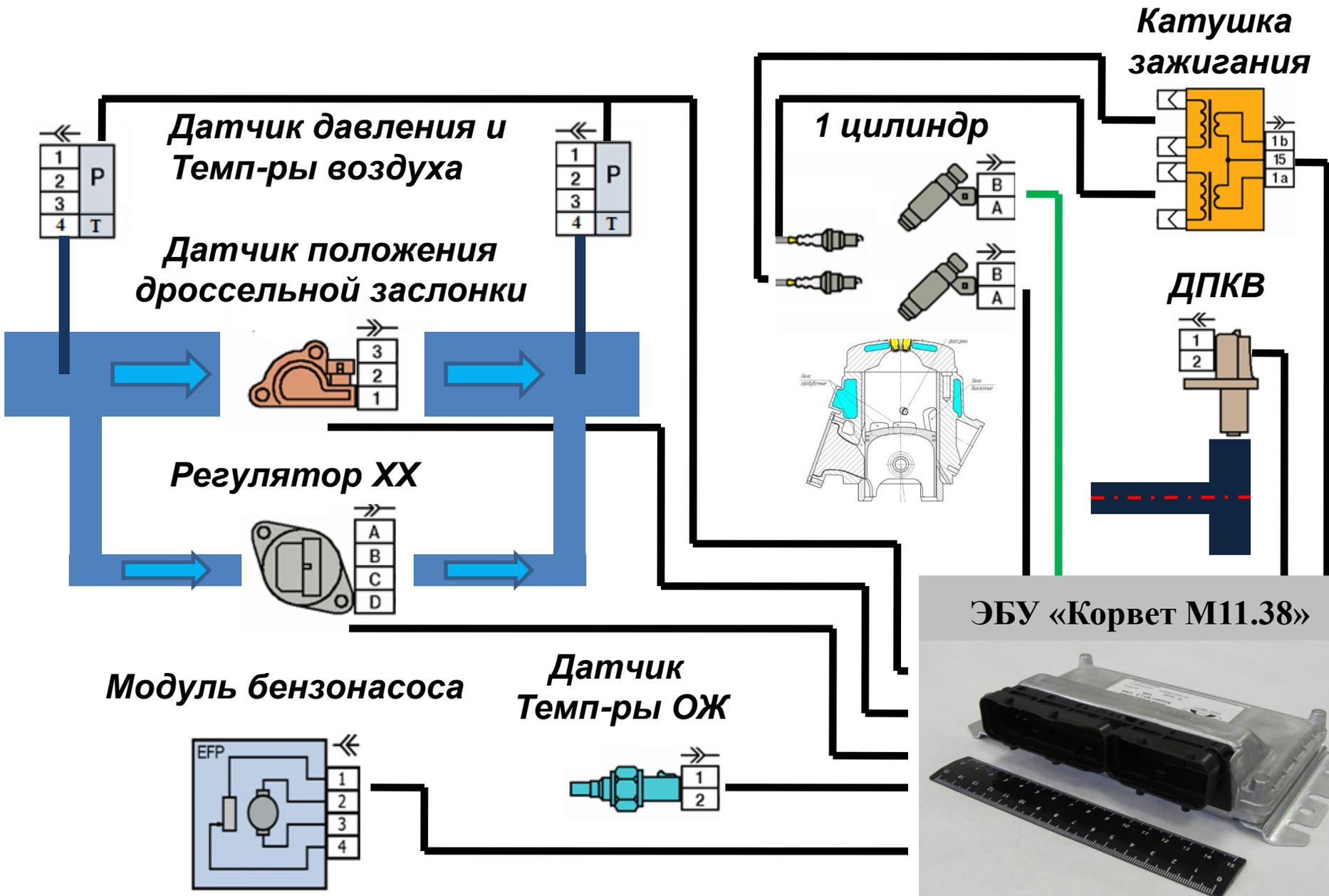
Планетарный редуктор системы запуска



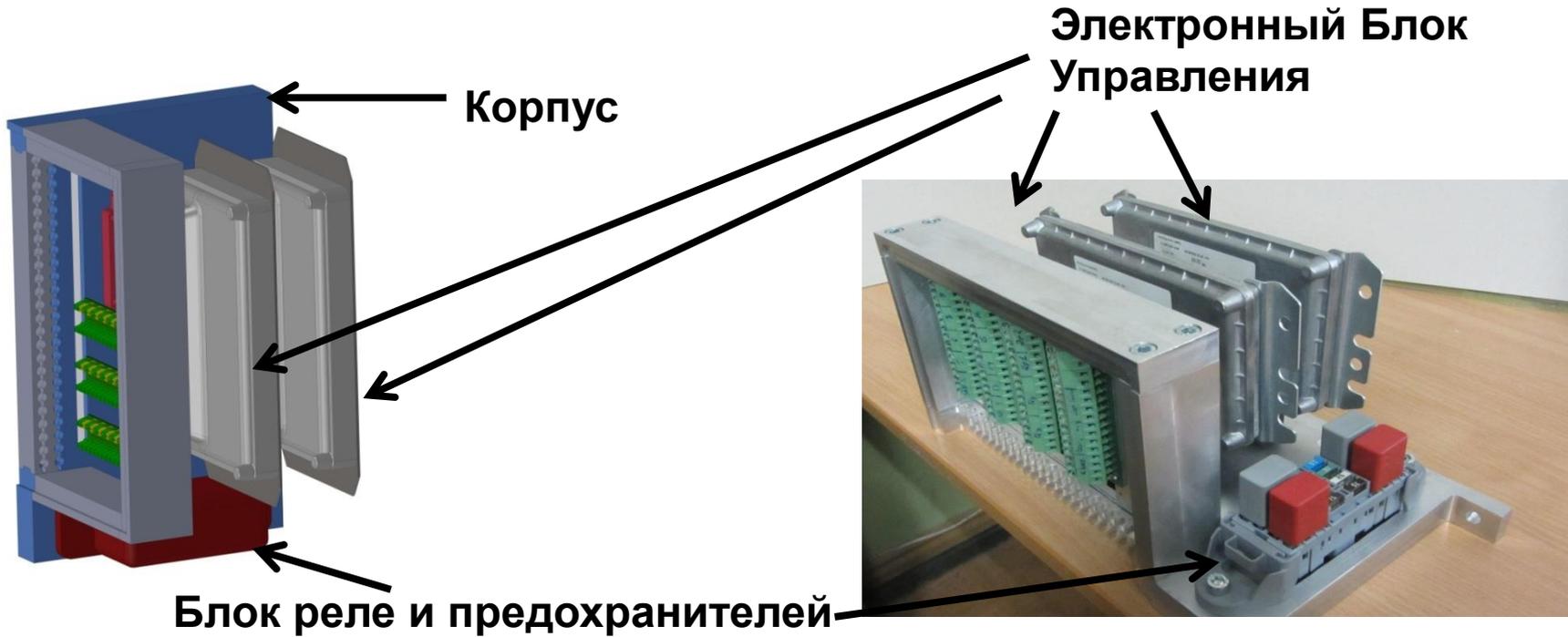
Агрегаты приводного блока



Система управления



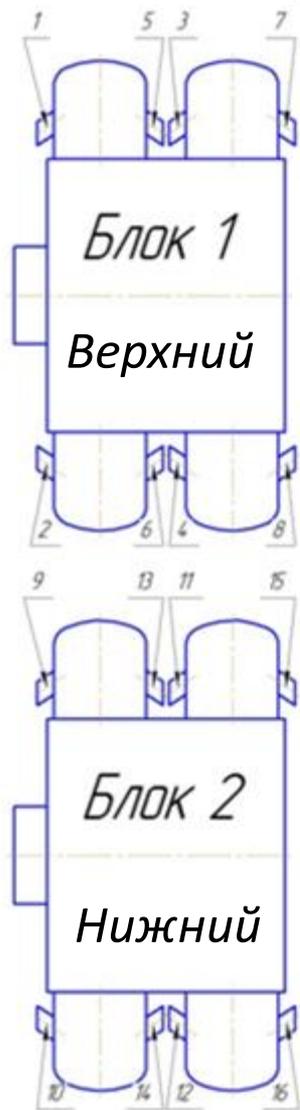
Блок ЭБУ М11.38 L CAN



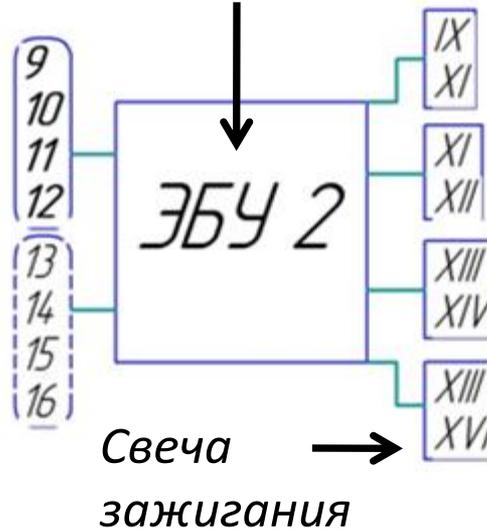
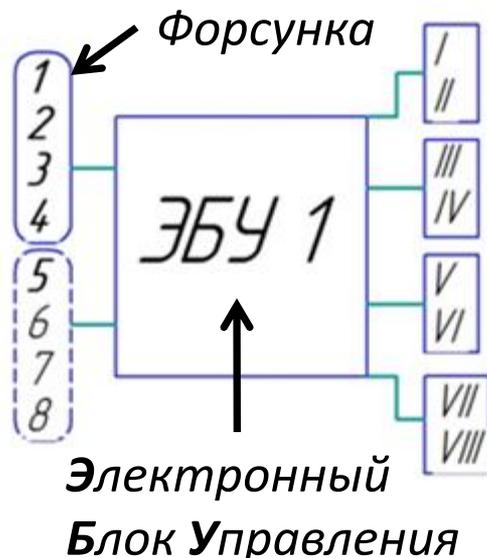
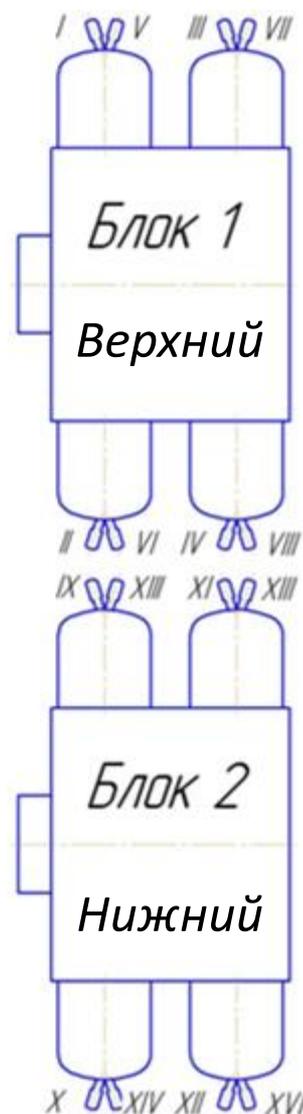
129	⊖	ДЖ 1 (0)	DP1	⊖	⊖	113	97	⊖	XX1	⊖	P2-1	⊖	⊖	81	65	⊖	P1-1	⊖	(32-2(4))	⊖	⊖	49	33	⊖	(32-1(3))	⊖	(31-2(2))	⊖	⊖	17	1	⊖	(31-1(1))	⊖
130	⊖	ДЖ 1 (2)	DP2	⊖	⊖	114	98	⊖	XX2	⊖	P2-2	⊖	⊖	82	66	⊖	P1-2	⊖	(0 2-12(10))	⊖	⊖	50	34	⊖	(0 2-1(9))	⊖	(0 1-12(2))	⊖	⊖	18	2	⊖	(0 1-1(10))	⊖
131	L1/3	-12В - (0)	Д.Масло (0)	⊖	⊖	115	99	⊖	К.лине и Ко	⊖	Бенз Н 2	⊖	⊖	83	67	⊖	Бенз Н 1	⊖	(0 2-22(12))	⊖	⊖	51	35	⊖	(0 2-2(11))	⊖	(0 1-22(4))	⊖	⊖	19	3	⊖	(0 1-2(11))	⊖
132	L1/60	-12В - (0)	Д.Масло (2)	⊖	⊖	116	100	L1/61	XX1 / A	⊖	ПКВ (2)	⊖	⊖	84	68	⊖	ПКВ (0)	⊖	(0 2-32(14))	⊖	⊖	52	36	⊖	(0 2-3(13))	⊖	(0 1-32(6))	⊖	⊖	20	4	⊖	(0 1-3(15))	⊖
133	L1/3	-12В - (2)	DP1 / 3	L1/32	⊖	117	101	L1/62	XX1 / B	⊖	ПКВ (2) / 1	L1/34	⊖	85	69	L1/34	ПКВ (1) / 1	⊖	(0 2-42(16))	⊖	⊖	53	37	⊖	(0 2-4(15))	⊖	(0 1-42(8))	⊖	⊖	21	5	⊖	(0 1-4(17))	⊖
134	L1/60	-12В - (2)	DP1 / 2	L1/6	⊖	118	102	L1/63	XX1 / C	⊖	ПКВ (2) / 2	L1/35	⊖	86	70	L1/35	ПКВ (1) / 2	⊖	(32-2(4)) 6/a	1-1(4)	⊖	54	38	L1/35	(32-1(3)) 5/a	⊖	(31-2(2)) 4/a	1-1(4)	⊖	22	6	1-1(9)	(31-1(10)) 3/a	⊖
135	ren (1)	->Зажиг (1)	DP1 / 1	L1/17	⊖	119	103	L1/64	XX1 / D	⊖	P2-1 / 4	L1/37	⊖	87	71	L1/37	P1-1 / 4	⊖	(32-2(4)) 6/5	1-1(4)	⊖	55	39	1-1(9)	(32-1(3)) 5/5	⊖	(31-2(2)) 3/5	1-1(9)	⊖	23	7	1-1(9)	(31-1(10)) 3/5	⊖
136	ren (2)	->Зажиг (2)	DP2 / 3	L1/32	⊖	120	104	L1/65	XX2 / A	⊖	P2-1 / 3	L1/33	⊖	88	72	L1/33	P1-1 / 3	⊖	(32-2(4)) 6/5	1-1(4)	⊖	56	40	L1/33	(32-1(3)) 5/5	⊖	(31-2(2)) 3/5	1-1(9)	⊖	24	8	1-1(9)	(31-1(10)) 3/5	⊖
137	⊖	←-Зажиг (0)	DP2 / 2	L1/18	⊖	121	105	L1/66	XX2 / B	⊖	P2-1 / 2	L1/40	⊖	89	73	L1/40	P1-1 / 2	⊖	(0 2-12(10)) 8	1-1(10)	⊖	57	41	L1/33	(0 2-1(9)) 8	⊖	(0 1-12(2)) 8	1-1(10)	⊖	25	9	1-1(10)	(0 1-1(11)) 8	⊖
138	⊖	+12В - (0)	DP2 / 1	L1/17	⊖	122	106	L1/67	XX2 / C	⊖	P2-1 / 1	L1/36	⊖	90	74	L1/36	P1-1 / 1	⊖	(0 2-12(10)) A	+	⊖	58	42	+	(0 2-1(9)) A	⊖	(0 1-12(2)) A	+	⊖	26	10	+	(0 1-1(11)) A	⊖
139	zP (1)	+12В - (0)	Д.Масло (1)	⊖	⊖	123	107	L1/68	XX2 / D	⊖	P2-2 / 4	L1/38	⊖	91	75	L1/38	P1-2 / 4	⊖	(0 2-22(12)) 8	1-1(12)	⊖	59	43	L1/38	(0 2-2(11)) 8	⊖	(0 1-22(4)) 8	1-1(12)	⊖	27	11	1-1(12)	(0 1-2(13)) 8	⊖
140	⊖	←-Зажиг (2)	Д.Масло (0) /	⊖	⊖	124	108	L1/71	К.лине 1	⊖	P2-2 / 3	L1/31	⊖	92	76	L1/31	P1-2 / 3	⊖	(0 2-2(12)) A	+	⊖	60	44	+	(0 2-2(11)) A	⊖	(0 1-22(4)) A	+	⊖	28	12	+	(0 1-2(13)) A	⊖
141	⊖	+12В - (2)	Д.Масло (2) /	⊖	⊖	125	109	L1/71	К.лине 2	⊖	P2-2 / 1	L1/36	⊖	93	77	L1/36	P1-2 / 1	⊖	(0 2-32(14)) 8	1-1(14)	⊖	61	45	L1/36	(0 2-3(13)) 8	⊖	(0 1-32(6)) 8	1-1(14)	⊖	29	13	1-1(14)	(0 1-3(15)) 8	⊖
142	zP (2)	+12В - (2)	Д.Масло (2) /	⊖	⊖	126	110	L1/57	Check 1	⊖	P2-2	⊖	⊖	94	78	⊖	P1-2	⊖	(0 2-32(14)) A	+	⊖	62	46	+	(0 2-3(13)) A	⊖	(0 1-32(6)) A	+	⊖	30	14	+	(0 1-3(15)) A	⊖
143	⊖	ДЖ 1 (0)	ДЖ 1 (0)	⊖	⊖	127	111	L1/57	Check 2	⊖	Бенз Н 2	zP(0)	⊖	95	79	zP(0)	Бенз Н 1	⊖	(0 2-42(16)) 8	1-1(16)	⊖	63	47	L1/33	(0 2-4(15)) 8	⊖	(0 1-42(8)) 8	1-1(16)	⊖	31	15	L1/33	(0 1-4(17)) 8	⊖
144	⊖	ДЖ 1 (2)	ДЖ 1 (2)	⊖	⊖	128	112	L1/71	Усп.Топ.Заж	⊖	Бенз Н 2	-	⊖	96	80	-	Бенз Н 1	⊖	(0 2-42(16)) A	+	⊖	64	48	+	(0 2-4(15)) A	⊖	(0 1-42(8)) A	+	⊖	32	16	+	(0 1-4(17)) A	⊖

Система управления двигателем «ЗК-4000»

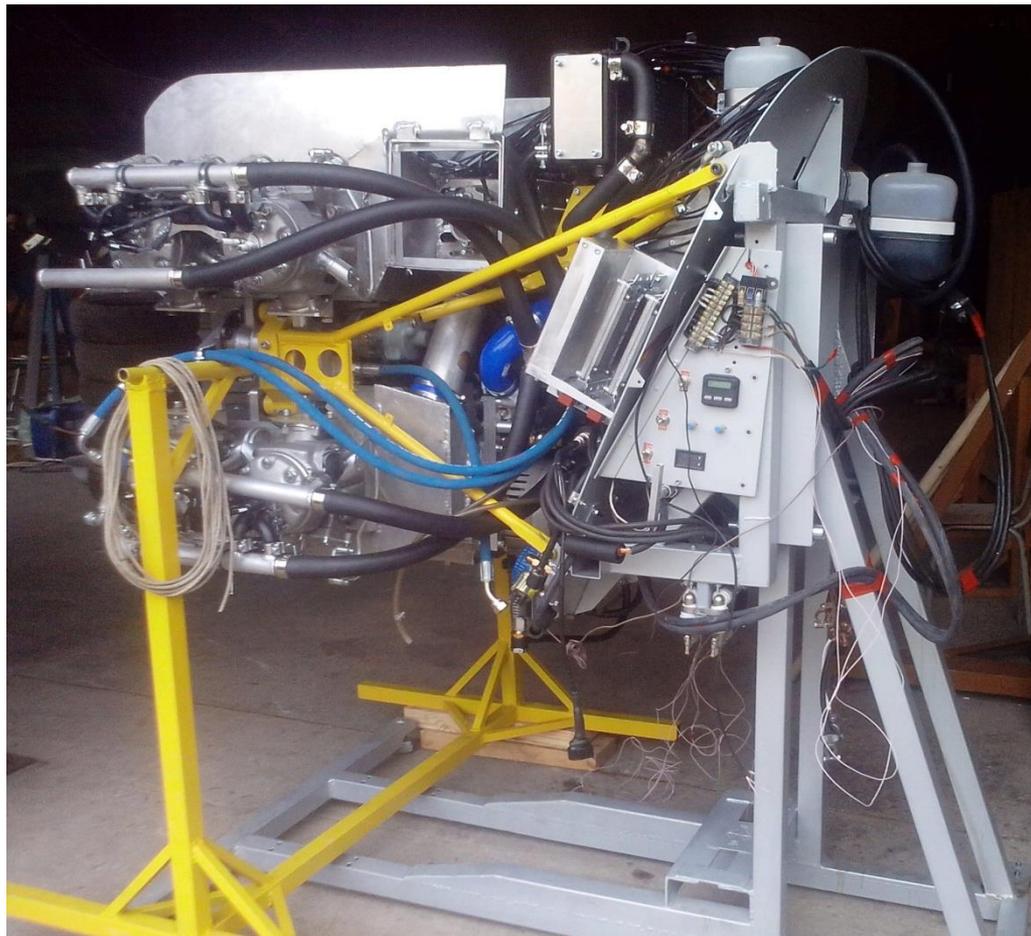
Система питания форсунок



Система зажигания свечей



Подготовка двигателя к установке на испытательный стенд



Демонстрационный запуск экспериментального авиационного двигателя «ЗК-4000» на аэродроме «Мочище» НСО 19 января 2018

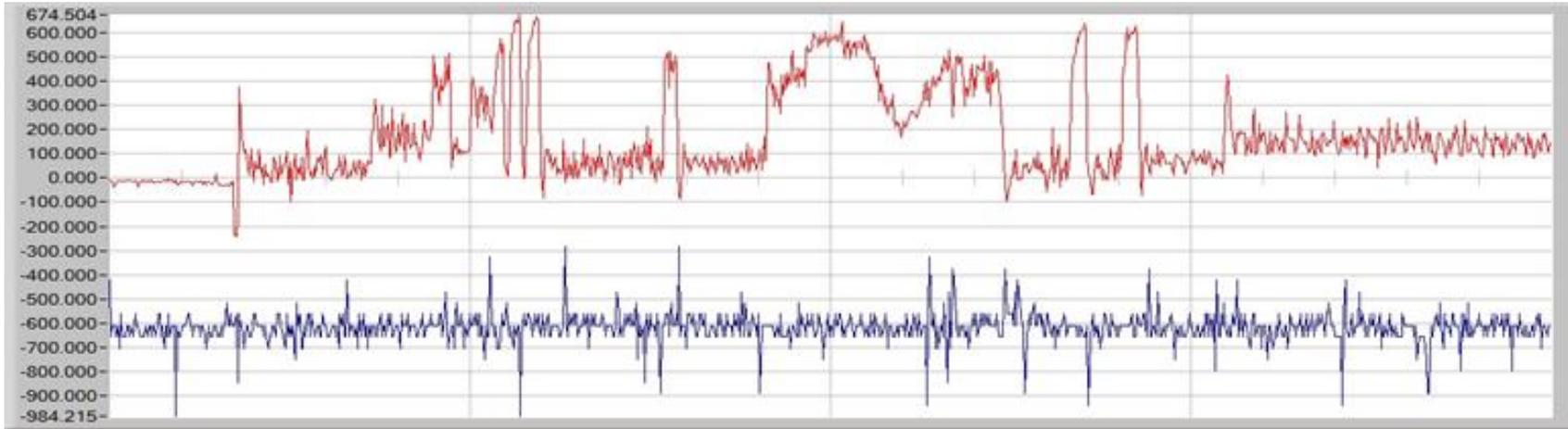


© Новосибирский государственный
технический университет
www.nstu.ru

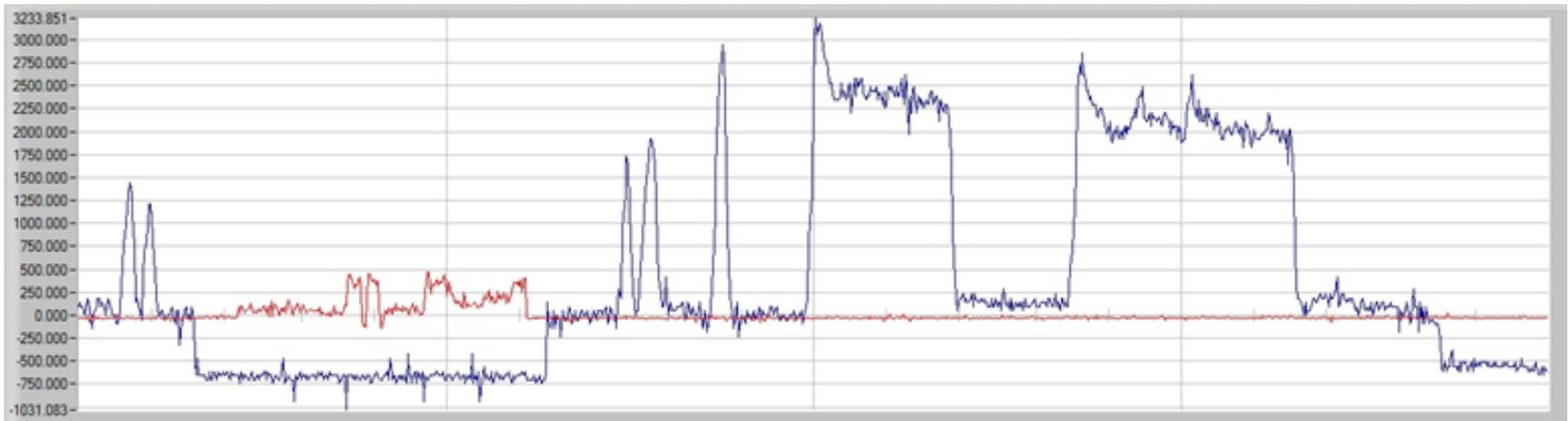
Первый в мире алюминиевый авиадвигатель создали сотрудники опорного НГТУ
фотограф(ы): В. Невидимов
фотография 10/14

Первые результаты испытаний

— Тяга (E-14-140M, 1ТЭ)
— Момент (E-14-140M,

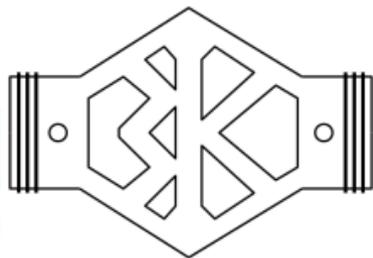


30% дросселя: $\omega = 1200$ об/мин, тяга = 2750 Н



**90% дросселя: $\omega = 1650$ об/мин, $N = 600$ кг, $M = 1000$ Н·м,
Мощность = 240 л.с., $\gamma_T = 260$ г/л.с.·ч**

Коллектив моторостроительной компании «ЗК-Мотор»



Спасибо за внимание!

Техническое задание

на разработку авиационного двигателя для самолета Як-52

№	Параметр	Значение	Примечание
1	Условное обозначение авиационного двигателя для самолета Як-52	АэроЭндуро	Может поменяться
2	Тип двигателя	Поршневой бензиновый двухтактный двигатель внутреннего сгорания	Петлевая схема продувки
3	Расположение цилиндров	Н-образная сдвоенная схема	Предполагается применение Н- и Х-образных сдвоенных схем
Основные требования			
4	Максимальная мощность двигателя, не менее	400 л.с.	
5	Максимальный снаряженный вес двигателя, не более	200 кг	включая смазочные и охлаждающие жидкости, а также все навесные агрегаты и оборудование
6	Максимальные габариты ДВС	650x900x900 мм	ДхШхВ
7	Выходной вал	Втулка под один ВИШ	Винт MTV-9 D=2.5-2.6 м Стандарт фланца В = AS-127-D, SAE No.2 mod., 1/2 bolts
8	Направление вращения винта (по направлению полета)	Левое	
9	Высотность двигателя	Не высотный	По классификатору: не более 4000 метров

**Техническое задание
на разработку авиационного двигателя для самолета Як-52**

Эксплуатационные параметры работы двигателя			
10	Режим максимальной мощности. Обороты на выходном валу	1950 - 2050 об/мин	Режим взлета, 99±1% мощности
11	Режим I номинальной мощности. Обороты на выходном валу	1580 - 1600 об/мин	Номинальный режим I, 80±1% мощности
12	Режим II номинальной мощности. Обороты на выходном валу	1320 - 1380 об/мин	Номинальный режим II, 70±1% мощности
13	Режим малый газ. Обороты на выходном валу	450 - 550 об/мин	Холостой режим, < 26% мощности
14	Используемое топливо	Бензин Аи-95	
15	Расход топлива при максимальной мощности	250 г/л.с/час	в перспективе 200 г/л.с/час
16	Время перехода от малого газа (26%) до взлетного режима (приемистость), не более	3 секунды	
Требования по ресурсу			
17	Наработка на отказ ДВС при 80% мощности, не менее	2000 ч	исключая поршневую группу
18	Наработка на отказ поршневой группы при 80% мощности, не менее	250 ч	в перспективе замена поршневой пары с повышением ресурса
	Время непрерывной работы двигателя		
19	На взлетном режиме, не менее	10 минут	
20	На остальных режимах	неограниченно	
21	Работа двигателя в перевернутом полете. Режим работы номинальный. Продолжительность работы, не менее	2 минуты	

**Техническое задание
на разработку авиационного двигателя для самолета Як-52**

Характеристики систем ДВС

22	Топливная система	Дублированная система впрыска топлива	Установка системы впрысковых топливных форсунок низкого давления
23	Система зажигания	Искровая дублированная система зажигания	Применение стандартных свечей зажигания
24	Система смазки	Масляная "Сухой картер"	полусинтетическое автомобильное масло 10W40
25	Система охлаждения	Жидкостная с применением радиаторов воздушного охлаждения	рабочая жидкость - тосол
26	Система выхлопа	патрубки	
27	Пневматическая система	Установка компрессора	Компрессор АК-50Т
28	Система изменения шага ВИШ	Установка дополнительного масляного насоса	Регулятор Р-2 серия 02