

1-й ОТДЕЛ
Инв. № 130

1-й ОТДЕЛ
Инв. № 3901

Государственный комитет Совета Министров СССР
по оборонной технике

ОРДЕНА ЛЕНИНА ОПЫТНО-КОНСТРУКТОРСКОЕ БЮРО № 1.

РАССЕКРЕЧЕНО

экз. № 2

"УТВЕРЖДАЮ"
ГЛАВНЫЙ КОНСТРУКТОР
В.И. Королев (С. КОРОЛЕВ)
" 12 " *1960* 1960г.

Воскресенский
28.11.61

ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ОТЧЕТ

ПО ОСНОВНЫМ РЕЗУЛЬТАТАМ ПУСКА ИЗДЕЛИЯ 8К72 Л1-9
15 апреля 1960г.

x/См. приказ № 146 от 6.01.61г.

Зам. Главного конструктора

Воскресенский (ВОСКРЕСЕНСКИЙ)

Начальник отдела 19

Бродский (БРОДСКИЙ)

Начальник сектора

Стрельченко (СТРЕЛЬЧЕНКО)

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА ПУСКА.

Пуск изделия 8К72 Л1-9 был произведен 15 апреля 1960 г. в 18 часов 06 мин. т 44,2 сек. по московскому времени с отклонением от заданного момента времени, не превышающем 1,8 сек.

Предстартовая подготовка изделия происходила в соответствии с технической документацией.

Старт и выход изделия на установившейся режим полета I ступени проходили нормально с своевременным включением всех регулирующих систем.

По данным телеметрических и внешнетраекторных измерений полет на I и II ступенях, запуск головной двигательной установки и отделение блока Е (III ступень) происходили в основном нормально в соответствии с заданной программой.

Полет блока Е на III ступени происходил с отклонением от расчетной скорости. (К моменту выключения ГДУ рассогласование кажущейся скорости блока Е составляло ~ 68 м/сек).

Сброс обтекателя и раскрытие антенны блока Е зафиксированы в полете II ступени в соответствии с заданным временем.

Предварительная команда на выключение ЦДУ (II ступень) и команда на запуск ГДУ (III ступень) были сформированы и выданы радиосистемой управления полетом с учетом заданных соотношений между скоростью полета и координатами его движения.

Команда на выключение ГДУ (III ступень) была видана преждевременно в одну ступень (на 729,37 сек) в связи с окончанием горючего.

В результате преждевременного окончания работы ГДУ конечная скорость блока Е была меньше расчетной на ~ 130 м/сек, вследствие чего объект Е не выполнил поставленной задачи.

Ниже, в соответствующих разделах отчета, приводятся полученные при пуске основные характеристики ракеты - носителя и комплектующих его агрегатов и систем.

1. ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ.

В полете изделия 8К72 Л1-9 зарегистрированы следующие команды, определяющие характер траектории:

№ п/п	Наименование команды		$t_{\text{факт.}}$ /сек/	$t_{\text{расчет.}}$ /сек/
1.	Исполнение команды разделения ступеней.	ИКР	119.06	119.07
2.	Команда на выключение ДУ боковых блоков.	ВОД	119.61	119.63
3.	Команда "Наддув" на II ступени.	КН	306.64	
4.	Исполнение команды "Наддув" на II ст.	ИН	306.65	307.00
5.	Исполнение предварительной команды на II ступени.	ИПК-II	307.65	308.00
6.	Исполнение главной команды на II ст.	ИГК-II	310.37	314.00
7.	Исполнение команды на запуск III ст.	ИКЗ	310.38	314.00
8.	Отделение III ступени /ГДУ/ .	ОГДУ	~ 311.1± ±311.66	
9.	Исполнение предварительной команды на выключение ГДУ. *)	ИПК-III	729.37	731.4
10.	Исполнение главной команды на выключение ГДУ. *)	ИГК-III	729.37	735.38

х/ Команда на выключение ГДУ ст. Данные команды прошли вследствие выключения ГДУ по ОКТ.

Времена команд во всех разделах отчета приведены в системе единого времени /СЕВ/.

Из приведенных данных следует, что времена исполнения команд на I и II ступенях полета изделия, кроме ИГК-II, соответствуют расчетным значениям. Исполнение главной команды на выключение ДУ II ступени / следовательно и запуск ГДУ / зафиксировано ранее расчетного времени на 3,63 сек, что вызвано ^{в основном} завышенным импульсом последствия основных камер ДУ II ст.

Ввиду этого участок III ступени смещен по времени.

По данным внешнетраекторных измерений траектория I и II ступеней соответствует расчетной траектории. Отклонение параметров траектории для моментов ИКР, КН, ИГК-II имеют значения:

	ΔX (м)	ΔY (м)	ΔZ (м)	ΔV_x (м/сек)	ΔV_y (м/сек)	ΔV_z (м/сек)	ΔV (м/сек)	$\Delta \theta$ (угл. мин)	$\Delta \delta_1$ (угл. мин)
ИКР	-30	390	180	-0.8	6.0	-2.6	2.6	-1'	4'
КН	300	1220	780	-5.7	7.3	4.5	-1.6	6'	4'
ИГК-II	-18300	-2370	550	-5.5	-	3.1	1.6	20'	4'

Рассогласование кажущейся скорости на момент ИКР и ИГК-II составляло соответственно 3,3 м/сек и 11,8 м/сек.

Выключение ГДУ произошло по окончании компонента топлива /ОКТ/ на 729,37 сек, причем начало спада давления в К.С. ГДУ зафиксировано на 726,37 сек. Рассогласование кажущейся скорости на момент ОКТ составляло - 68 м/сек /недобор скорости/.

По предварительным данным конечная скорость объекта Е, ввиду преждевременного выключения ГДУ, меньше расчетной на ~ 130 м/сек, вследствие чего объект Е не вышел на заданную траекторию.

В ы в о д ы

1. Траектория полета изделия на I и II ступенях близка к расчетной траектории.

2. Объект Е не вышел на заданную траекторию из-за недобора скорости ~ 130 м/сек вследствие преждевременного выключения ГДУ по ОКТ.

II. РАБОТА КОНСТРУКЦИИ НА СТАРТЕ И В ПОЛЕТЕ.

I. С т а р т

Метеорологические условия в районе старта:

Скорость ветра у земли	- 7 м/сек
Направление ветра у земли	- 50°
Атмосферное давление у земли	- 1008,5 <i>м.б.</i>
Температура воздуха у земли	- 12°С
Плотность воздуха у земли	- 1334 г/м ³
Наибольший градиент скорости ветра (на высоте от 0 до 1 км)	- 14 <u>м/сек</u> км

Рассогласование по времени выхода БДУ всех боковых блоков на режим I промежуточной ступени по данным измерений не превышало 0,35 сек.

Выход элементов изделия из стартовой системы происходил в диапазонах времени:

выход "зубьев" из нижних направляющих -0,07 ÷ -0,04 сек.

выход "оголовков" из карманов боковых блоков -0,01 ÷ 0,01 сек.

Размыкание шаровых замков силового пояса опорных ферм происходило в интервале времени -0,36 ÷ -0,28 сек.

Отвод всех отбрасываемых элементов стартовой системы 8У215: нижних направляющих, несущих стрел и ферм, а также изменение относительных путей изделия по времени при его

движении в стартовой системе происходило нормально как и обычно с значительным запасом по времени относительно расчетных значений.

Необходимо однако отметить, что при выходе двигателей боковых блоков на режим I промежуточной ступени наблюдались значительные колебания относительных путей боковых блоков. Максимальная амплитуда I-й полуволны этих колебаний составляет 80% от статического значения относительных путей боковых блоков при установившемся режиме работы БДУ на I промежуточной ступени.

Колебания относительных путей, примерно через 2-3 периода затухают. Период указанных колебаний в среднем равен 1 сек.

В ы в о д ы

Движение изделия в пределах стартовой системы происходило нормально.

Отделу № 17 ОКБ-I необходимо проработать вопрос о допустимых значениях амплитуд продольных колебаний изделия в стартовой системе и дать соответствующее заключение.

мб 1/1353

2. Осевые и поперечные перегрузки.

Осевые перегрузки.

Замеренные статические составляющие осевой перегрузки /ОП/ на I и II ступенях полёта были близкими к расчетным и имели значения:

к концу I ступени полёта

$$N_{xI \max} = 5,0 \text{ ед.}$$

после разделения

$$N_{xI \min} = 1,29 \text{ ед.}$$

к концу II ступени полёта

$$N_{xII \max} = 5,4 \text{ ед.}$$

На III ступени полёта значения ОП составляли:

в момент запуска ГДУ

$$N_{xIII \min} = 0,63 \text{ ед}$$

в момент окончания нормальной работы ГДУ / $t = 726,5 \text{ сек.}$ /

$$N_{xIII \max} = 2,85 \text{ ед.}$$

Колебания ОП центрального блока и блока Е на активном участке полёта отсутствовали.

Амплитудные и частотные характеристики ОП всех боковых блоков аналогичны соответствующим характеристикам изделий 8К71 III этапа, 8К72 и 8К74 предыдущих пусков. Наиболее существенные колебания ОП как и обычно, наблюдаются у боковых блоков в конце I ступени полёта /с 80^X по 110 сек/ где амплитуды достигают следующих максимальных значений:

на блоке Б	$\sim 0,9 \text{ ед}$	/ $t = 107 \text{ сек}$ /
на блоке В	$\sim 0,62 \text{ ед}$	/ $t = 107 \text{ сек}$ /
на блоке Г	$\sim 0,85 \text{ ед}$	/ $t = 105 \text{ сек}$ /
на блоке Д	$\sim 0,6 \text{ ед}$	/ $t = 105 \text{ сек}$ /

Частота колебаний, при этом, изменялась в пределах 10+14 гц. На остальных участках полета, амплитуда колебаний ОП боковых блоков не превосходила 0,3 ед, частота колебаний изменялась в пределах 7 + 10 гц. На отдельных участках полета колебания ОП практически отсутствовали (~ 20+40+60 сек). При выходе БДУ на режим I промежуточной ступени по всем боковым блокам зафиксированы "всплески" ОП в пределах ~ 0,6 + 0,9 ед с последующим затуханием колебаний в течение I сек., частота при этом составляла 9 + 10 гц.

Поперечные перегрузки

Поперечные перегрузки центрального блока во всем диапазоне активного полета были незначительными. На I ступени полета и при разделении амплитуда поперечных перегрузок не превышала 0,2 ед. На II ступени полета поперечные перегрузки практически отсутствовали за исключением участков с момента разделения до ~ 125 сек и с ~ 308 сек до ОГДУ где наблюдались колебания с перегрузкой до 0,15 ед.

Частотная характеристика колебаний блока А на I и II ступенях полета аналогичны соответствующим характеристикам блока А изделий 8К71 III этапа, 8К74 и 8К72 предыдущих пусков.

На боковых блоках наиболее интенсивные колебания поперечных перегрузок зафиксированы в диапазоне времен ~ 40 + 60 сек где амплитуды их достигали следующих значений:

на блоке Б	~ 0,45 ед
на блоке В	~ 0,4 ед
на блоке Г	~ 0,35 ед.
на блоке Д	~ 0,50 ед.

Частота колебаний, при этом, по всем боковым блокам составляла 4 - 5 гц.

На остальных участках полета амплитуды поперечных перегрузок на блоках Б и Д не превышали 0,2 ед, на блоках В и Г 0,3 ед.

Частота колебаний, как и обычно для боковых блоков изделий 8К71 и 8К74 и 8К72 изменилась в пределах 4-7 гц.

В ы в о д ы

По данным измерений, нагрузки, действовавшие на изделие при старте и в полете, не выходили за пределы расчетных значений.

3. РАЗДЕЛЕНИЕ СТУПЕНЕЙ.

При разделении ступеней зафиксированы следующие времена прохождения команд и срабатывания сигнальных датчиков /в системе времени СЕВ/:

1. Команда на разделение ступеней от интегратора / КР /.....
.....119.06 сек.
2. Исполнение команда на разделение /ИКР/.....
.....119.06 сек.
3. Команда на разрыв нижних силовых связей /КРС/.....
.....119.36 сек.
4. Разрыв нижних силовых связей /ΣРС/.....не зафиксирован.
5. Команда на выключение основных ДУ боковых блоков /ВОД/...
.....119.61 сек.
6. Отрыв штепсельного разъема блока Б /ОШРБ/...119.66 сек.
7. Начало отставания шаровых опор боковых
блоков Б, В, Г, Д /НОШ Б, В, Г, Д/.....120.17 сек.

Интервал времени между ИКР и КРС составляет 0,3 сек /расчетное значение $0,31 \pm 0,022$ сек/. Время опережения КРС по отношению к ВОД равно 0,25 сек /расчетное значение $0,24 \pm 0,022$ сек/. Интервал времени между КРС и НОШ составляет 0,81 сек.

Угол поворота боковых блоков относительно центрального в плоскости разделения к моменту НОШ имел значение ~ 6 град.

Отклонения рулевых двигателей боковых блоков к моменту КРС не превышали 5 град.

Угловые отклонения центрального блока при разделении ступеней составляют:

- по тангажу - 0,13 град
- по рысканию - 0,10 град
- по вращению - 0,97 град.

Отклонения рулевых двигателей центрального блока не превышают при этом 6 град.

Разделение ступеней изделия произошло нормально.

4. ОТДЕЛЕНИЕ ГОЛОВНОГО ОБТЕКАТЕЛЯ.

Команда на сброс обтекателя /КСО/ выдана на 153,98 сек. Сброс первой половины обтекателя / СО-I / зарегистрирован на 154,43 сек., второй половины - 154,4 сек.

Раскрытие антенн объекта Е зафиксировано на 154,6 сек.

В ы в о д

Отделение головного обтекателя и раскрытие антенн объекта Е по времени произошло нормально.

5. ОТДЕЛЕНИЕ ГОЛОВНОГО БЛОКА И ОТДЕЛЕНИЕ ОБЪЕКТА Е.

Данные по отделению головного блока отсутствуют ввиду сбоя записи телеметрии.

Момент отделения головного блока /ОРДУ/ приблизительно определен

по срабатыванию ПРМг в интервале $311,1 \pm 311,66$ сек.

/Команда ОГДУ выдается ПРМг при выходе ГДУ на главную ступень тяги/.

Команда на отделение объекта Е выдана на 731,34 сек., отделение объекта Е зафиксировано на 731,37 сек.

В результате просмотра записи датчика осевой перегрузки установлено, что тяга ГДУ к моменту исполнения команды на отделение объекта Е и после его отделения практически была равна нулю.

Отсутствие импульса тяги после отделения объекта Е от корпуса головного блока исключает возможность догона и соударения корпуса головного блока с объектом Е.

Расчетное значение относительной скорости отделения объекта Е равно 2,4 м/сек.

ВЫВОДЫ.

Процесс отделения объекта Е от корпуса головного блока прошел нормально.

6. Температурные режимы изделия.

Блоки А, Б, В, Г, Д.

а/ Температура воздуха в отсеках изделия и температура элементов конструкции.

Температура воздуха в отсеках ДУ боковых и центрального блоков изделия плавно изменяется в пределах $-10 \div +38^{\circ}\text{C}$, за исключением температуры воздуха между ^{камерами сгорания} V на блоке А, которая плавно повышается до $\sim 95^{\circ}\text{C}$ к концу II-ой ступени полета.

Повышение это вызвано вероятно за счет продувки хвостового отсека блока А горячим азотом / $t \approx 125^{\circ}\text{C}$ /.

Температура воздуха в межбаковом отсеке блока А изменяется в диапазоне $-10 \div -16^{\circ}\text{C}$.

В приборном отсеке центрального блока температура воздуха в течение полета $17 \div 26^{\circ}\text{C}$. Температура на внутренней поверхности экрана центрального блока изменяется в пределах $25 \div 43^{\circ}\text{C}$.

При запуске ГДУ изменения температуры экрана не отмечено.

б/ Температура компонентов топлива и температура газа наддува.

Температура окислителя перед насосом на боковых блоках изменяется следующим образом:

Блоки \ $t / \text{сек} /$	~ -16	~ 0	$\sim 117,5$
Б	- 171,7	- 180,8	-173,2
В	- 172,3	- 180,9	-173,2
Г	- 172,4	- 180,8	-173,2
Д	- 172,3	- 181,0	-173,2

Повышение температуры окислителя перед насосом к концу I ступени $\sim 7,6 \div 7,8^{\circ}\text{C}$.

Температура окислителя перед насосом на центральном блоке составляет:

$t (\text{сек})$	~ -17	~ 0	~ 120	~ 308
$T (^{\circ}\text{C})$	-175,9	-181,8	-180,3	-176,5

Повышение температуры окислителя перед насосом к разделению $\sim 1,5^{\circ}\text{C}$, к концу II ступени $\sim 5,3^{\circ}\text{C}$.

Следует отметить, что в измерениях температуры датчиком ИС-264А имеется систематическая погрешность, завышающая температуру окислителя. Погрешность эта состоит из погрешности самого датчика / $\sim 0,5^{\circ}\text{C}$ / и погрешности измерительной системы, значение которой нуждается в уточнении.

Максимальные температуры азота после теплообменника на участке установившегося режима работы ТНА изменялись в пределах:

Блоки	Температура / °C /
А	~ 125
Б	110÷116
В	103÷107
Г	104÷109
Д	Вышел из строя ~ 3 сек

Расчетная температура азота за теплообменником по данным ОКБ-456 85^{+65}_{-45} °C.

Всего на боковых и центральном блоках изделия вышло из строя 9 датчиков температуры, из них 8 из 20 датчиков ИС-154 /температуры воздуха в отсеках ДУ/. Следует отметить, что на изделии были установлены старые датчики ИС-154 вместо датчиков ИС-344.

Б л о к Б.

Температура окислителя на головном блоке изменяется следующим образом:

t (сек)	0÷125	225÷310	312÷350	727	729	732
T-7 /°C/	-181,2÷ -181,0	-177,7÷ -177,6	-178,1÷ -178,6	-174,0	-176,8	-175,4
T-32 /°C/	-182,7÷ -182,0	-	-181,6	В районе 665 сек вышел за пределы измерения /-165°C/.		

T-7 - в магистрали окислителя перед насосом,
T-32- в баке окислителя на $L \approx 750$ мм от вершины указателя
наполнения.

Подогрев окислителя перед насосом в течение работы двигателя блока Е до 727 сек $\sim 4,1^{\circ}\text{C}$.

Датчик в баке осушается на ~ 665 сек. Следует отметить подогрев окислителя в трубе на 125 \div 225 сек на $\sim 3,5^{\circ}\text{C}$, и отсутствие ^{значительного} понижения температуры окислителя после запуска ГДУ, что ^{может} указывать на такой же прогрев кислорода в нижней части бака. На предыдущих изделиях 8К72 подобного явления не наблюдалось. Однако такое явление могло получиться также вследствие неисправности измерительной системы /повышения сопротивления кабельной линии/. При измерении температуры окислителя перед насосом имеется систематическая погрешность, завышающая температуры среды, величина которой подлежит уточнению. Эта погрешность частично объясняет разницу в показаниях датчиков температуры окислителя перед насосом ^и в баке окислителя.

Температура горючего перед насосом составляет:

$t(\text{сек})$	0 \div 3II	325	720,5	726,5	729,5	730,5
$T(^{\circ}\text{C})$	-27,6	-21,3	2,3	21,6	23,5	24,8

Датчик температуры горючего на 0 \div 3II сек показывает 0% шкалы измерений на пленке, т.е. температура горючего на этих секундах могла быть ниже $-27,6^{\circ}\text{C}$.

Максимальное допустимое значение температуры горючего $+40^{\circ}\text{C}$.

Ввиду этого необходимо изменить диапазон датчика температуры горючего с $\pm 30^{\circ}\text{C}$ до $\pm 50^{\circ}\text{C}$.

мб I/I346

Подогрев горючего перед насосом на блоке Е до 720,5 составляет 23°C /по изделиям БІ-6, ИІ-7Б, ИІ-8 подогрев в течение всего времени работы двигателя блока Е $19 \pm 24^{\circ}\text{C}$ /. Однако с $\sim 720,5$ сек температура горючего на изделия ЛІ-9 резко возрастает, достигая к моменту ИГК $\sim 23,5^{\circ}\text{C}$, что вызвано преждевременным окончанием горючего /см. разд. III/.

Температура стенок бака горючего до запуска ГДУ $-20 \pm -30^{\circ}\text{C}$,
к концу работы ГДУ температура верхней стенки достигает $174 \pm 149^{\circ}\text{C}$. Температура нижней стенки бака в районе 150±195 сек понижается до $-40 \pm -45^{\circ}\text{C}$, к концу работы ГДУ достигает $+88^{\circ}\text{C}$. Полученные значения температуры верхней стенки на $\sim 55 \pm 30^{\circ}\text{C}$ выше допустимой /120 $^{\circ}\text{C}$ /.

При стендовой отработке системы наддува бака горючего температура верхней стенки бака не поднималась выше 120 $^{\circ}\text{C}$. При этом температура газовой смеси наддува была не более 500 $^{\circ}\text{C}$ /узлы подвода газа в бак работоспособны при температуре газа на входе в бак не свыше 500 $^{\circ}\text{C}$ /.

Однако при летных испытаниях изделий 8К72 БІ-6, ИІ-7Б и ИІ-8 температура верхней стенки достигала $192 \pm 197^{\circ}\text{C}$, что указывало на завышенную температуру газовой смеси, идущей на наддув бака. Дальнейшие исследования показали, что количество турбогаза в газе наддува является завышенным, т.е. завышена температура газа наддува. Для изделия ЛІ-9 была проведена доработка /установлен жиклер/ с целью получения нормальной смеси газа наддува. По показаниям датчиков /174; 149 $^{\circ}\text{C}$ / проведенные мероприятия оказались недостаточными.

Целесообразно при последующих летных испытаниях изделия 8К72 замерить температуру газа, идущего на наддув бака горючего при работе ГДУ.

Температура воздуха над КС до $\sim 727,0$ изменяется в диапазоне $-20 \div -38^{\circ}\text{C}$, в районе 150+190 сек понижается до $-40 \div -48^{\circ}\text{C}$.

С 727,5 сек *наблюдается* резкий рост температуры:

t (сек)	724,6	727,5	727,7	730,6	733,6	736,6
T ($^{\circ}\text{C}$)	-32	+35	75	125	103	90

Рост температуры в районе 727,5 сек достигает $200^{\circ}\text{C}/\text{сек}$. Максимум температур, ввиду записи через ПКУ, по величине неизвестен, но должен находиться между 727,7 и 730,6 сек. Вероятная причина резкого роста температуры воздуха над ^{камерами сгорания} ~~ПКУ~~ - прогар газогенератора, после чего струя горячего газа $/\sim 600^{\circ}\text{C}/$ обдувает датчик температуры.

Температура в магистрали мятого газа после запуска ГДУ достигает 630°C , к 505 сек температура понижается до 620°C , далее следует понижение температуры до 595°C к 575 сек, и это значение сохраняется до момента выхода датчика из строя $/\sim 676 \text{ сек}/$. Запись температуры мятого газа низкого качества, разброс показаний датчика $5\div 6\%$ диапазона $/\text{диапазон датчика } -50 \div 1000^{\circ}\text{C}/$.

На внутренней стороне донного экрана наблюдается повышение температур до $130 \div 150^{\circ}\text{C}$ к $\sim 120 \div 130$ сек, вызванное аэродинамическим нагревом с дальнейшим понижением. После запуска ГДУ

температура под действием факела ЖРД вновь повышается, достигая $175 \div 185^{\circ}\text{C}$ к концу работы двигателя блока Е.

На нижней юбке бака горючего максимальное значение температуры 105°C / ~ 120 сек/ с понижением до 28°C к концу работы ГДУ.

Температуры элементов конструкции /донного экрана и юбки бака горючего/ лежат в пределах расчетных значений.

В ы в о д ы

1. По данным измерений зафиксированы в основном нормальные температурные режимы изделия на I и II ступенях полета.

2. На блоке Е имелись следующие отклонения температурных характеристик от нормальных:

а/ резкий рост температуры горючего с ~ 721 сек с $2,5^{\circ}\text{C}$ до $21,5^{\circ}\text{C}$ к $726,5$ сек вследствие преждевременного окончания горючего /см. разд. III/;

б/ резкий рост температуры над $\sqrt{\text{с}}^{\text{коэффициент сгорания}} \sim 727$ сек с -32°C до 125°C , что вызвано вероятно прогаром газогенератора /см. разд. III/;

в/ температура верхней стенки бака горючего 174°C / 174°C / выше допустимой 120°C на 54°C , что вызвано завышением температуры газа, идущего на наддув бака горючего.

Отд. 3 и I2 ОКБ-I необходимо провести доработки для снижения температуры верхней стенки бака горючего до допустимого значения. Целесообразно замерять температуру газа, идущего на наддув бака горючего при работе ГДУ.

г/ Температура окислителя в магистрали перед насосом по показаниям датчика на I25 \pm 225 сек возрастает на $\sim 3,5^{\circ}\text{C}$.

Отд. I9 ОКБ-I необходимо уточнить действительно ли имеет место рост температуры окислителя, либо это явление связано с неисправностью измерительной системы.

д/ Температура в магистрали мятого газа, достигая после запуска ГДУ 630°C , к 505 сек понижается до 620°C , к 575 сек понижается до 595°C , это значение сохраняется до момента выхода датчика из строя / ~ 676 сек/.

3. Температура горючего в магистрали перед насосом на блоке Е до запуска ГДУ неизвестна, так как нижний предел диапазона датчика — 30°C недостаточен. Максимальная допустимая температура горючего на входе в насос на блоке Е $+ 40^{\circ}\text{C}$.

Ввиду этого отд. I9 ОКБ-I необходимо ^{проработать вопрос об изменении} ~~диапазона~~ датчика температуры горючего с $\pm 30^{\circ}\text{C}$ до $\pm 50^{\circ}\text{C}$.

4. В измерениях температуры окислителя датчиками ИС-264А существует систематическая погрешность, завышающая температуру среды.

Отд. I9 ОКБ-I необходимо уточнить величину этой погрешности и вводить поправку на нее при расшифровке температур окислителя.

III. РАБОТА ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК.

Все приведенные ниже времена даны в системе С Е В .

1. Запуск двигательных установок и старт.

В процессе запуска были зафиксированы времена прохождения следующих основных команд:

Команда "зажигание" /КЗ/ 16,44 сек.

Команда на включение 1 промежуточной ступени БДУ /ПРК-1 / -5,92 сек.

Суммарное срабатывание КД-3/ПРМ ПРК-1/ -3,33 сек.

Срабатывание КД-5 /ПРК-П / -0,34 сек.

Таким образом, время между командами КЗ и ПРК-1 составило 10,52 сек., между ПРК-1 и ПРМ ПРК-1-2,59 сек. и между ПРМ ПРК-1 и ПРК-П - 2,99 сек. Двигатели боковых блоков выходили на режим 1 промежуточной ступени с разбросом по времени $\sim 0,30$ сек. Приведенные времена лежат в допустимых пределах.

В таблице 1 приведены значения давления в основных камерах сгорания /ДКС/ БДУ на режиме 1 промежуточной ступени.

Таблица 1.

Блоки	Б	В	Г	Д
Параметры				
Давление в основных камерах сгорания/ДКС/БДУ на режиме 1 промежуточной ступени/ати/	45,2	44,5	45,0	45,6

Из этой таблицы видно, что значения ДКС БДУ на режиме 1 промежуточной ступени лежат в допустимых пределах.

2. Работа двигательных установок в полёте.

Двигательная установка центрального блока вышла на режим главной ступени к 0,1 сек, а к 0,6 сек. полёта двигатели всех боковых блоков вышли на режим II промежуточной ступени.

В таблице № 2 приведены значения ДКС БДУ на режиме II промежуточной ступени.

Таблица 2.

Блоки	Б	В	Г	Д
Параметры				
ДКС БДУ на режиме II промежуточной ступени./ати/	51,3	51,0	50,2	51,0

Из этой таблицы видно, что значения ДКС БДУ на режиме П промежуточной ступени лежат в допустимых пределах. На 6,00 сек. полёта отмечено начало перехода БДУ на режим главной ступени.

В таблице 3 приведены значения ДКС и давления перекиси после редуктора /ППР/ на режиме главной ступени ДУ, соответствующие моменту окончания перехода всех БДУ на режим главной ступени / $\sim 6,31$ сек полёта /.

Таблица 3.

Параметры \ Блоки	А	Б	В	Г	Д
ДКС ЦДУ и БДУ на режиме главной ступени /ати/	51,4	59,0	58,2	58,5	59,0
Давление перекиси после редуктора/ППР/ /ати/	57,2	66,4	64,0	66,0	65,7

Из этой таблицы видно, что двигатели центрального и боковых блоков на режиме главной ступени при невключенных системах РКС и СОБИС работали нормально.

В течение времени полёта на 1 и П ступенях ЦДУ и все БДУ работали в соответствии с командами от систем РКС и СОБИС. Дросселирование двигателей отдельных блоков не превышало 7,1%, форсирование 3,7%/ работа на ограничении/.

В полёте были отмечены колебания ОДН ЦДУ. На 1 ступени полёта частота возрастала с ~ 6 гц в начале, до ~ 10 гц в конце; на П ступени полёта частота равна 7-9 гц. Максимальная амплитуда колебаний ОДН ЦДУ на 1-й ступени полёта не превышает 1 атм, на П- 0,5 атм.

Команда на переключение БДУ на режим конечной ступени / ИКР / зафиксирована на 119,06 сек, а начало спада ДКС БДУ отмечено на $\sim 119,1$ сек. полёта. ДКС блока В на режиме конечной ступени составляло 45, 0 ата, что на $\sim 0,5$ атм. ниже чем на 1 промежуточной ступени при включении на старте.

Команда на выключение БДУ / ВОД / была зафиксирована на 119,61 сек полёта, а начало спада ДКС блока В отмечено через 0,07 сек после ВОД. Значение ДКС блока В равное 10 ати отмечено через 0,29 сек, 6 ати - через 0,33 сек и 3 ати - через 0,78 сек после ВОД. Таким образом выключение основных камер блока В прошло нормально.

На 306,64 сек полёта зафиксирована команда "наддув" /КН/. Исполнение предварительной команды на выключение ЦДУ / подача команды на продувку двигателя блока Е по линии горючего / зафиксировано на 307,65 сек. полёта.

На $\sim 307,7$ сек. отмечено начало спада давления в баллоне азота 7л и возрастание давления в кольце завесы камеры сгорания ГДУ / ДГК / до значения равного $\sim 1,3$ ати, что свидетельствует о продувке линии горючего двигателя блока Е.

Начало спада ДКС ЦДУ отмечено через 0,11 сек, значение ДКС, равное 10 ати отмечено через 0,36 сек, 6 ати - через 0,42 сек после ИКР.

Таким образом, продувка линии горючего ГДУ и спад ДКС основных камер ЦДУ до 6 ати прошли нормально.

На 310,37 сек. полёта зафиксирована главная команда на запуск ГДУ / ГК /, на 310,38 сек зафиксировано исполнение команды на запуск ГДУ / ИКЗ /, а на 310,40 сек. отмечено возрастание давления газа за турбиной ГДУ/ДМГ/ до 1,75 ати, давления перед форсунками горючего газогенератора ГДУ / ДГФ / до $\sim 2,2$ ати, а также начало роста давления за насосами окислителя/ОПН/ и горючего / ГПН/ ГДУ. До ~ 311 сек. ДМГ остается равным 1,75-1,60 ати, ДГФ $\sim 2,2$ ати, что свидетельствует о работе пиропашки раскрутки ТНА / ПТ-2 / и работе пирозажигания газогенератора / ПТ-1/.

Срабатывание ПРМ КО-5, установленного за насосом окислителя ГДУ зафиксировано на 310,80 сек. На ~ 311 сек. полёта вновь начинают возрастать ДГФ и ДМГ, что свидетельствует о начале работы газогенератора на компонентах топлива.

Срабатывание ПРМ КД-6, установленного в линии горючего на кольце завесы камеры сгорания ГДУ / команда на выключение продувки линии горючего ГДУ и на выключение рулевых камер ЦДУ/ не зафиксировано/запись в сбое /.

В интервале времени 311,1 + 311,6 сек полёта запись параметров ГДУ на фотограмме отсутствует / в сбое /, что не позволяет судить о характере выхода на режим двигателя блока Е.

Двигатель блока Е вышел на режим главной ступени к 311,8 сек. полета.

Изменение параметров ГДУ в полете приведено в табл. № 4.

Таблица 4.

Время от КП (t)	Угол поворо- та регу- лятора (УПР)	Давление за насо- сом окис- лителя (ОПН)	Давлен. за насо- сом горю- чего (ГПН)	Давление горючего в кольце завеси КС (ДГК)	Давление перед фор- сунками го- рючего га- зогенерато- ра (ДФ)	Давление газа за турбиной (ДМТ)
сек	град	ата	ата	ата	ата	ата
320	0	63,7	~ 100	48,0	49,5	4,40
345	0	63,0	98,0	47,5	48,7	4,40
462	50	64,0	101,0	48,4	51,1	4,45
510	50	63,5	101,2	48,0	51,2	4,45
592	106	62,7	98,5	47,5	51,5	4,30
720	106	61,5	97,7	47,0	51,3	4,20
726	106	63,2	99,0	47,8	52,2	4,22

На III ступени полета отмечены колебания давления горючего перед форсунками газогенератора (ДФ) с частотой ~ 15 гц и амплитудой до 1,5 атм и неустойчивые колебания горючего после насоса (ГПН) с частотой порядка 10 гц и амплитудой ~ 2 атм.

Кроме того наблюдались пульсации ДМТ с частотой 10-15 гц амплитудой до 0,1 атм.

Из таблицы 4 видно, что изменение режима ГДУ в полете не соответствует изменению УПР ($K_g = 2,3$ атм/радиан.).

Так к 462 сек. полета УПР соответствует ~ 4% форсирования двигателя, а по фактическому изменению параметров ГДУ (с учетом расчетного спада режима двигателя, заложенного в программу ДРС) форсирование составило всего ~ 2,6%. К 592 сек. УПР соответствовало ~ 8% форсирования, а фактически с 510 сек до 592 сек наблюдается снижение режима ГДУ на ~ 1%.

Наиболее вероятной причиной указанного явления могло быть снижение работоспособности турбогаза за счет снижения соотношения компонентов в газогенераторе имевшего место вследствие дефектности газогенератора.

Таким дефектом могло быть появление трещины в одном из швов газогенератора, через которую могло дополнительно поступать в газогенератор горючее.

На 726,55 сек полета отмечен резкий провал ГПН до ~ 67 ати (см. фиг. I), на 726,59сек ДГК - до 39 ати и ДГФ - до 49 ати, а на 726,60сек ДМГ - до 3,5 ати. При этом на 726,62сек отмечено возрастание ОПН до 69 ати. Затем с 726,05 сек. начинается рост ГПН, ДГК, ДГФ и ДМГ, а рост ОПН прекращается. К 726,82сек ГПН достигает 109 ати, после чего начинается спад давления в линии горючего и некоторый рост давления в линии окислителя (мощность с насоса горючего перераспределяется на насос окислителя - ТНА раскручивается). Однако, уже на 727,05 сек начинается более резкий спад ДГФ и ДМГ и спад ОПН, что свидетельствует о прекращении работы газогенератора. На 727,8 сек отмечен пик давления в линии горючего: ГПН до 51 ати, ДГК до 26,5 ати, ДГФ до 11 ати.

На 729,35 сек сработало ПРМ КД-7, (ОКТ), установленное на кольце завесы камеры сгорания, что явилось главной командой на выключение ГДУ (ИГК-Ш). В момент прохождения ИГК ДГК составляло 11 ати, ГПН - 16,8 ати, ОПН-12,5 ати, ДГФ-4,5 ати и ДМГ - 4,5 ати.

Представленная выше картина свидетельствует о преждевременном окончании горючего, и является типичной для случая прохождения через магистраль горючего газового пузыря. Подобная картина наблюдалась при стендовых испытаниях с выключением от ОКТ в ОКБ-154 и отделе 12 ОКБ-1.

Преждевременное окончание горючего могло быть вследствие недозаправки блока Е или вследствие перерасхода горючего через двигатель.

Результаты проверки данных заправки не подтверждают факта недозаправки бака горючего блока Е. Показания датчика расхода горючего не подтверждают перерасхода горючего через насос.

3. Работа системы наддува.

а/ Работа наземной системы наддува.

Команда на закрытие ДПК баков /" кл.на дренаж"/была подана на - 279,22 сек, а команда на наддув баков /"пуск "/ - на - 160,93 сек, таким образом, время между командами " кл.на дренаж " и " пуск" составило 118,3 сек. На - 18,57 сек было зафиксировано суммарное срабатывание ПРМ баков.

В таблице 5 приведены продолжительность наддува баков и давления в баках в конце наддува от наземной системы.

Таблица 5.

Параметры \ Блоки		А	Б	В	Г	Д	Е
Продолжительность наддува баков / сек /	Азота	9	9	7	7	7	-
	перекиси	20	12	13	12	12	-
	горючего	6	8	6	8	8	-
	окислителя	8	10	10	8	11	5,5
Давление в конце наддува в баках / атм /	азота	4,02	4,50	4,40	4,11	4,07	-
	перекиси	4,35	4,85	4,85	4,75	4,65	-
	горючего	2,73	3,25	3,28	3,17	3,02	1,05
	окислителя	1,83	3,35	3,17	3,10	3,26	3,0

Характер изменения давления в баках с момента окончания наддува до старта показывает, что настройка ПРМ

всех баков соответствует номиналам. Завышенные в конце наддува давления в баках обусловлены инерционностью системы наддува.

б/ Работа бортовой системы наддува.

В таблице 6 приведены значения минимальных давлений в баках ЦДУ и БДУ, имевших место в процессе выхода на режим бортовой системы наддува после отключения наземной.

Таблица 6.

Параметры	Блоки					
		А	Б	В	Г	Д
Минимальные давления в баках / атм /	Азота	3,77	4,10	4,23	3,95	3,85
	Перекиси	4,04	4,66	4,80	4,80	4,72
	Горючего	2,19	2,95	2,97	2,98	2,80
	Окислителя	1,65	2,80	2,81	2,92	2,93

В таблице № 7 приведены значения давления в баках и давления азота после теплообменника / ДТО / на установившемся режиме наддува, на I, II и III ступенях полёта.

Таблица № 7.

Параметры	Блоки		А	Б	В	Г	Д	XX/ Е
Давление на установившемся режиме наддува в баках. /ати/.	Азота	мин.	5,15	4,52	4,55	4,65	4,47	-
		макс.	5,45	4,80	4,85	4,82	4,75	-
	Перекиси	мин.	4,49	4,62	4,62	4,70	4,55	
		макс.	4,60	4,95	4,86	4,90	4,82	
	горючего	мин.	2,76	3,23	3,22	3,27	3,18	2,3
		макс.	2,92	3,42	3,32	3,39	3,31	2,4
	Окислителя	мин.	$\frac{1,88^x}{2,30}$	3,45	3,35	3,48	3,42	3,0
		макс.	$\frac{1,99}{2,48}$	3,57	3,52	3,63	3,55	3,2
	Давление азота за теплообменником /ДТО././ати/	мин.		11,0	12,1	11,8	12,2	10,7
макс.		15,5	13,0	12,7	13,0	13,1	-	

х/ Для бака окислителя блока А в числителе приведено значение давления на 1 ступени, в знаменателе - на II ступени полёта.

хх/ На блоке Е бак горючего был наддут до давления срабатывания ДПК к 37,0 сек от бортовой системы ЦДУ, а бак окислителя к 307,3 сек полёта от гелиевого баллона 7 л.

Начало спада давления в гелиевом баллоне 7 л. /ДБНг/ и роста давления в баке окислителя /ДБО/ ГДУ отмечено на 306,7 сек полёта.

ДБНг перед началом наддува бака окислителя ГДУ составляло 240 ати, а к 308,5 сек полёта снизилось до 210 ати.

На 307,7 сек полёта начался гарантийный наддув бака горючего блока Е. ДБН перед началом спада составляло 230 ати, а к 310,2 сек полёта - 160 ати.

Таким образом можно считать, что на центральном и боковых блоках системы бортового наддува баков /в том числе и системы наддува баков ГДУ от азотного и гелиевого баллонов 7л/ функционировали нормально, а ДПК на всех баках были настроены в соответствии с номиналами. На головном блоке давление в баке окислителя было ниже минимально допустимой настройки ДПК на 0,3 атм в начале III ступени и на 0,5 атм - в конце.

в/ Наддув трубопровода окислителя ЦДУ.

Исполнение команды "наддув" /ИН/ зафиксировано на 306,65 сек полёта, а резкий спад давления в трубе окислителя /ДТР/ свидетельствующий о закрытии клапана А4303-ОМ отмечен спустя 0,10 сек после ИН. Начало спада давления в баллоне наддува трубы /ДБНк/, а также роста ДТР, которые свидетельствуют об открытии клапана А4305-ОМ, отмечены спустя 0,23 сек после ИН.

К 307,32 сек ДТР достигло значения 7,95 ати, после чего на 307,92 сек полёта отмечается провал до 7,57 ати. Максимальное значение ДТР после провала составило 7,76 ати на 308,40 сек полёта, а к моменту выключения рулевых камер ЦДУ ДТР составляло 6,32 ати.

Первоначальное давление в баллоне наддува перед открытием клапана А4305-ОМ составляло 200 ати.

ВЫВОДЫ:

1. Системы предстартового наддува и бортового наддува центрального и боковых блоков, а также система наддува трубопровода окислителя блока А работали нормально.

На головном блоке давление в баке окислителя было ниже минимально допустимой настройки ДПК на 0,3 атм в начале III ступени и на 0,5 атм- в конце.

Отделу 3 ОКБ-1 необходимо выяснить причины пониженного давления в баке окислителя ГДУ.

2. Двигатели центрального и боковых блоков работали нормально.

3. Двигатель головного блока работал в режимах не соответствующих командам от системы РКС, а на 726,55 сек прекратил функционировать вследствие преждевременного окончания горючего.

ОКБ-154 ГКАТ и отделам 3,4,12,17 и 19 ОКБ-1 следует выяснить причины несоответствия фактических режимов ГДУ с командами от системы РКС, причины преждевременного окончания горючего и принять меры по обеспечению надежной работы ГДУ.

IV. РАБОТА СИСТЕМЫ СОБИС.

Системы опорожнения баков.

Система опорожнения баков центрального блока функционировала нормально и обеспечила на I-х дискретных точках уровней рассогласование $\Delta t = -0,08$ сек.

Начальное рассогласование уровней превосходит допуск $(\pm 3 \text{ сек})$ и равно $-3,11$ сек, что вероятно вызвано в основном значительными погрешностями заправки. Ошибка настройки Д.У. на секундное соотношение компонентов незначительна, о чем свидетельствует движение дросселя при включении системы, и не могла вызвать столь большое начальное рассогласование.

Диапазон перекладки дросселя равен:

на I-й ступени $\alpha = 23 \div 42^0$

2-й ступени $\alpha = 4 \div 40^0$

На всех боковых блоках системы опорожнения баков обеспечили конечные рассогласования уровней в пределах допуска. Рассогласования уровней на I-х дискретных точках равны:

$$\begin{aligned} \Delta t_b &= -0,15 \text{ сек}; & \Delta t_s &= -0,19 \text{ сек}, & \Delta t_r &= -0,14 \text{ сек} \\ \Delta t_D &= -0,02 \text{ сек.} \end{aligned}$$

Однако в начале работы всех систем опорожнения имели место существенные ненормальности.

Рассогласования уровней на 32-х точках на всех блоках записаны нормально и равны соответственно:

$$\begin{aligned} \Delta t_b &= -0,80 \text{ сек}, & \Delta t_s &= -2,11 \text{ сек}, & \Delta t_r &= -0,61 \text{ сек.} \\ \Delta t_D &= -0,02 \text{ сек.} \end{aligned}$$

При прохождении уровнями следующих 31-х дискретных точек на всех боковых блоках появляются сигналы двух знаков "ГО" и "ОГ". В дальнейшем появление сигналов обоих знаков на блоках Б и Г исчезает, на блоке В продолжается до 28-х точек / ~ 24 сек/, на блоке Д до 17-й точки / ~ 64 сек/. На блоке В при прохождении уровнями 28-х точек имеет место отключение четного канала уровней, хотя временные рассогласования обоих знаков на этих точках значительно меньше времени настройки защиты / "ОГ" = 2,58 сек, "ГО" = 1,01 сек/. Запись углов поворота дросселей свидетельствует о том, что зарядка корректирующих контуров усилителей УМ-50 происходила в соответствии с наблюдаемыми процессами "ГО" и "ОГ" и что на входные реле этих усилителей одновременно поступали сигналы обоих знаков.

Отд. 3 и 5 ОКБ-1 и ОКБ-12 необходимо тщательно исследовать причины, вызвавшие отмеченные ненормальности в работе системы, и принять меры к их устранению.

Диапазоны перекладки дросселей на боковых блоках равны:

$$\alpha_{\delta} = 53 \pm 64^{\circ}, \quad \alpha_{\theta} = 48 \pm 61^{\circ}, \quad \alpha_r = 50 \pm 64^{\circ}, \quad \alpha_D = 55 \pm 62^{\circ}$$

Остатки компонентов топлива в баках боковых блоков на момент выключения основных двигателей приведены в таблице I.

Таблица I.

	Б	В	Г	Д
окислитель /л/	76	83	71	576
горючее /л/	125	154	153	352

Остатки компонентов топлива в баках центрального блока на момент главной команды составляют:

окислитель - 375 л

горючее - 341 л

Остаток в трубе окислителя равен 249 л.

2. Работа системы синхронизации.

Система синхронизации при пуске данного изделия нормально функционировала на всех блоках, кроме блока Д. Необходимо отметить большие начальные рассогласования уровней по системе синхронизации на всех боковых блоках, которые равны:

$$\Delta t_{\text{б}} = 2,84 \text{ сек}, \quad \Delta t_{\text{в}} = 3,05 \text{ сек.} \quad \Delta t_{\text{г}} = 3,10 \text{ сек},$$

$$\Delta t_{\text{д}} = 4,00 \text{ сек.}$$

Данные по фактическим рассогласованиям уровней на 32-х точках системы СОБ центрального блока и системы синхронизации могут

свидетельствовать о значительной ошибке заправки кислородного бака блока А, которая составляет $- 600 \pm - 800$ л /недозаправка/.

Это явление и явилось следствием ненормального функционирования системы синхронизации на блоке Д. Вследствие больших начальных рассогласований уровней / $\Delta t_{32} = 4,00$ сек , $\Delta t_{31} = 4,59$ сек/ на 32-х и на 31-х дискретных точках этого блока произошло последовательное отключение системой защиты четного и нечетного канала уровней. Нужно отметить, что после отключения второго канала уровней и до конца полета телеметрический датчик тока синхронизации на блоке Д показывает $TC \approx 0$.

В действительности ток синхронизации на этом блоке после отключения обоих каналов уровней должен быть все время равен току синхронизации центрального блока, если нормально функционирует схема осреднения. Сопоставление токов обратной связи на блоке Д и на центральном блоке свидетельствует о нормальной работе схемы осреднения системы синхронизации, так как эти токи равны друг другу. Это свидетельствует о выходе из строя телеметрического датчика тока синхронизации блока Д на 15 сек. Вследствие выхода из строя обоих каналов уровней конечное рассогласование на бл.Д значительно больше допуска и равно 2,46 сек. Рассогласования уровней на 1-х дискретных точках остальных блоков равны:

$$\Delta t_6 = - 0,09 \text{ сек} , \quad \Delta t_8 = - 0,07 \text{ сек} , \quad \Delta t_r = - 0,10 \text{ сек}$$

2,46 сек.

Пределы изменения токов синхронизации на блоках А, Б, В и Г равны

$$\begin{aligned} TC_A &= - 3,6 \div 1,6 \text{ мА} , & TC_B &= -1,4 \div 2,0 \text{ мА} , \\ TC_V &= - 0,3 \div 2,10 \text{ мА} , & TC_r &= - 2,4 \div 1,7 \text{ мА} \end{aligned}$$

В ы в о д ы

1/ Система опорожнения баков центрального блока функционировала нормально.

2/ Система опорожнения баков бл.Б до ~ 15 сек, бл.В до 26 сек, бл.Г до ~15-й сек и бл.Д до 64 сек функционировала ненормально. вследствие появления сигналов обоих знаков "ГО" и "ОГ" при прохождении уровнями очередных дискретных точек. На блоке В в районе 26 сек произошло отключение четного канала уровней при временном рассогласовании значительно меньшем настройки защиты.

3/ Имела место ошибка заправки кислородного бака бл. А порядка - 600 ÷ - 800 л. , что вызвало значительные начальные рассогласования уровней по СОБ центрального блока и системе синхронизации и отключение обоих каналов синхронизации на бл.Д. Конечное рассогласование уровней по системе синхронизации на блоке Д вследствие этого превосходит допуск и равно 2,46 сек.

Отд. 3 и 5 ОКБ-1 и ОКБ-12 необходимо провести тщательное исследование причин отмеченных ненормальностей в работе системы и принять меры к их устранению.

мб 1/1352

V Работа системы РКС.

Система РКС при пуске данного изделия функционировала нормально. Значение сигнала рассогласования скорости, снимаемое с потенциометра ДРС, увеличивается к 80-й сек до 7,4 м/сек и в дальнейшем к \sim 100 сек падает до 6,1 м/сек. После 100 сек и до конца I-й ступени рассогласование кажущейся скорости по ИРС1 возрастает до 20 м/сек. Рассогласования кажущейся скорости по точному контакту измерителя ТК, соответствует значениям ИРС, отличаясь от последнего на поправку на спад давления в программе ДРС.

На 2-й ступени полета после окончания переходных процессов рассогласование кажущейся скорости по данным ИРС2 изменяется в пределах 15 ± 18 м/сек, по данным ТК2 в пределах 11 ± 14 м/сек.

Нужно отметить, что в течение первых 30 ± 40 сек полета ДУ блоков Б, В и Г работают при давлениях, близких к ограничению, что является следствием сигналов форсирования по каналу синхронизации.

Диапазоны изменения токов обратной связи, углов поворота винтов воздушных редукторов, а также коэффициенты передачи двигателей на I-й ступени полета приведены в таблице I.

	А	Б	В	Г	Д
$\Delta P_i \text{ атм.}$	$-4,2 \pm 0,8$	$-3,5 \pm 2,2$	$-3,7 \pm 2,4$	$-3,9 \pm 2,1$	$-4,0 \pm 1,5$
$\Delta \beta \text{ град}$	-72 ± 24	-39 ± 33	-26 ± 46	-53 ± 36	-60 ± 40
$K_d \frac{\text{атм}}{\text{рад.}}$	3,1	3,8	3,8	3,4	3,5

На 2-й ступени полета отклонение давления в камерах сгорания составляет $-2,7 \div -3,0$ атм.

Нужно отметить, что статический коэффициент усиления системы $\left(\frac{K_w}{K_{oc}} \right)$ на второй ступени полета равен $\sim 5,8 \div 6,0 \frac{\text{атм}}{\text{м/сек.}}$, что несколько превышает его расчетное значение $5,0 \frac{\text{атм}}{\text{м/сек.}}$.

В Н В О Д

Система РКС функционировала нормально.

VI РАБОТА СИСТЕМЫ РКС БЛОКА Е

В отличие от предыдущих изделий 8К72 работа системы РКС бл. Е на данном изделии имеет следующие особенности.

С момента начала работы и до $t = 335$ сек. положение регулятора системы близко к начальному. При этом по данным записи секундных расходов компонентов топлива (с 314,3 сек) отмечается их постепенное уменьшение на $\sim 3\%$, что значительно превосходит по величине программный спад расходов за эти секунды. Отмеченное падение расходов можно вероятно объяснить только спадом режима работы турбонасосного агрегата. После 335 сек. начинается форсирование ДУ ~~хх хххх хххххххх хххххх~~ вследствие появившихся отрицательных рассогласований кажущейся скорости.

Форсирование двигательной установки продолжается до $t = 450$ сек, где рассогласование кажущейся скорости достигает значения $\Delta w = -13$ м/сек при положении винта воздушного редуктора $\sim 50^\circ$. В этом положении винт воздушного редуктора остается до $t = 510$ сек, что может свидетельствовать о полной компенсации на этих секундах падения режима работы ДУ. Следует отметить, что на этом участке рассогласование кажущейся скорости, полученное по точному контакту ДРС, несколько (на ~ 5 м/сек) не соответствует углу поворота регулятора, что можно объяснить ошибками программного механизма ДРС.

После 510 сек. рост отклонений Δw и УПР возобновился, при этом регулятор системы РКС к 595 сек доходит до верхнего упора (106°) и остается в этом положении до конца полета. Отклонение кажущейся скорости при этом непрерывно растет, причем после выхода на упор регулятора этот рост Δw значительно увеличивается, достигая к концу полета величины - 70м/сек. Можно предполагать что, в районе 510 сек имело место увеличение скорости падения режима работы ДУ, для компенсации которого не хватило имеющегося у системы диапазона поворота регулятора в сторону форсирования.

В ы в о д ы

1. Система РКС функционировала нормально, отрабатывая действующие на нее возмущения.

2. Наиболее вероятным возмущением, действующим на систему РКС с начала работы 3-й ступени, является падение режима работы ДУ относительно расчетного, для полной компенсации которого эффективность системы в сторону форсирования оказалась недостаточной.

VII РАБОТА СИСТЕМЫ РСК БЛОКА Е

В полете система РСК функционировала нормально. Включение системы произошло на $t = 314,3$ сек. После включения системы дроссель переложился на $4,5^\circ$ в сторону открытия, что связано с отработкой ошибок настройки двигателя и самой системы. Суммарная перекидка дросселя к концу 3-й ступени равна $5,5^\circ$ /в сторону закрытия/. Аналогичные перекидки имели место также на изделиях Б1-6, И1-7Б, И1-8 и связаны с возмущениями на систему в основном вследствие прогрева окислителя.

Резкое открытие дросселя с 726,5 до 727,2 сек вызвано увеличением соотношения компонентов при окончании горючего. На 727,2 сек срабатывает схема защиты и дроссель переводится в фиксированное положение.

Среднее за полет отклонение секундного соотношения компонентов составляет по данным измерений секундных расходов $\delta K_v = 0,65\%$.

Мгновенные отклонения K_v не превышают $\pm 2,5\%$.

Следует отметить, что на 3-й ступени полета данного изделия средняя температура окислителя на входе в насос по показаниям датчика Т-7 на $3\pm 3,5^\circ$ выше, чем на изделиях 8К72 И1-7Б и И1-8. В случае достоверности показаний этого датчика указанное явление приводит к неодновременности опорожнения баков блока Е данного изделия по сравнению с изделиями И1-7Б и И1-8 на 5-6 сек /опережение горючего/.

В ы в о д ы

Система РСК функционировала нормально.

УШ. РАБОТА АВТОМАТА СТАБИЛИЗАЦИИ.

Автомат стабилизации функционировал нормально и обеспечил устойчивое движение изделия на протяжении всего управляемого полета.

Угловые отклонения изделия по углам тангажа, рыскания и вращения не выходили за следующие пределы /град/:

	I ступень	II ступень	III ступень /до 726,4 сек/
Тангаж	-0.35 ± 0.59	-0.16 ± 0.07	-0.4 ± 0.6
Рыскание	-0.44 ± 0.72	-0.13 ± 0	-0.5 ± 0.5
Вращение	-0.80 ± 0.68	-0.83 ± 0.83	0.25 ± 0.5

После 726,4 сек начинается нерасчетный спад тяги ГДУ вследствие окончания топлива, ввиду чего развиваются угловые отклонения головного блока и достигают значений, выходящих за пределы измерений /к 730-731 сек/.

Выходные токи приборов стабилизации движения центра масс изделия изменялись в пределах /мкА/:

	I ступень	II ступень	III ступень
Н С	$-2,8 \pm 1,15$	$-0.52 \pm 1,1$	$-10 \pm 1,0$
Б С	$-3,7 \pm 12,25$	$-23 \pm - 3,7$	$-10 \pm 5,0$

Углы отклонений управляющих двигателей центрального и боковых блоков изделия изменялись в диапазонах /град/:

	I ступень	II ступень
б л о к А	$-5 \pm 9,6$	$-3,2 \pm 5$
боковые блоки	$-8 \pm 9,2$	-

Углы поворота газораспределительных дросселей управляющих сопел ГДУ имеют значение в пределах $- 12 \pm 10$ град.

По данным измерений колебательные режимы автомата стабилизации характеризуются следующим:

на I ступени полета отмечены колебания рулевого двигателя 2 блока А в районе 45 ± 55 сек с частотой $\sim 4,5$ гц и амплитудой до 2 град. На боковых блоках наблюдались колебания рулевых двигателей, начиная с 80 - 90 сек с частотой 1,2 гц и амплитудами до 3 град.

На II ступени полета отмечены эпизодические колебания изделия по вращению с частотой $\sim 0,8$ гц и амплитудой до 0,2 град, а также эпизодические колебания рулевого двигателя I с частотой 2 гц и амплитудой до 2 град.

В ы в о д

Автомат стабилизации на I и II ступенях функционировал нормально и обеспечил устойчивый полет изделия на этих ступенях. Автомат стабилизации головного блока функционировал нормально до конца номинального режима тяги ГДУ /726,4 сек/.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

I. Основная задача, поставленная при пуске изделия 8К72 ЛІ-9, не выполнена.

Ввиду преждевременного израсходования горючего продолжительность работы ГДУ на III ступени были меньше расчетной вследствие чего произошел недобор скорости до расчетной на ~ 130 м/сек.

ОКБ-154 и отделам 3, 4, 12, 17, 19 ОКБ-1 необходимо продолжить исследования по установлению причин преждевременного окончания работы ГДУ и разработать мероприятия, повышающие надежность работы двигательной установки III ступени в условиях полета.

2. Отделам ОКБ-1, совместно со смежными организациями, необходимо для последующих пусков изделий выполнить замечания и рекомендации по отработке отдельных систем, приведенные в соответствующих разделах настоящего отчета.

В составлении настоящего отчета принимали участие сотрудники отдела 19 : Костенко Ф.Ф. , Гузенберг А.С. , Киренков В.В., Меди М.Д., Мех В.Н.

