

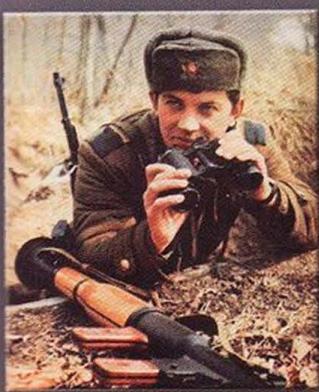


№ 3 (58), 2011

МАРТ

НАУКА@ТЕХНИКА

ЖУРНАЛ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНОЙ МОЛОДЕЖИ



**КОНФЛИКТ НА
ОСТРОВЕ ДАМАНСКИЙ**

**ТЕПЛОКРОВНЫЕ
ДИНОЗАВРЫ**



ДВУХТАКТНЫЙ ДВС

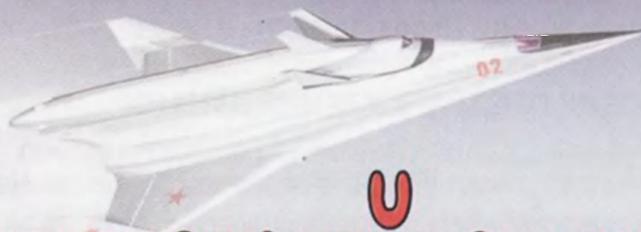
**МОНАРХИЧЕСКИЕ
ТРАДИЦИИ НА УКРАИНЕ**



ВКС ИСТОРИЯ И ПЕРСПЕКТИВЫ

Иллюстрация Вадима Лукашевича
(buran.ru)

Александр Левенко, главный конструктор проекта ВКС «Сура»,
член Союза журналистов Украины



Часть 1

ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКИЙ САМОЛЕТ

«Воздушно-космический самолет (ВКС) — летательный аппарат для полета в атмосфере (на основе аэродинамических принципов) и в космическом пространстве. Концепция ВКС была впервые сформулирована Ф.А. Цандером в 1924 г. ВКС объединяет ряд компонентов и систем самолета, ракеты-носителя и космического аппарата и рассчитывается на достижение орбитальных высот и скоростей, полет в космическом пространстве, маневрирование на орбите или с погружением в атмосферу, спуск в атмосфере с маневрированием для горизонтальной («самолетной») посадки в заданном районе»

КЛАССЫ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ, ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ

Самолет-ракета

Идея создания самолета, способного летать в атмосфере и космическом пространстве, родилась в начале прошлого века вместе с появлением авиации. «Послужной список» зарубежных и отечественных проектов впечатляет. Особенно интересно узнать, что в СССР этой темой занимались в таких масштабах, что их можно сравнить с остальным миром. **В таблице приведен почти полный перечень отечественных разработок ВКС.**

Этот список действительно более-менее полный, если не учитывать ведомственные и иные интересы. Здесь нет некоторых проектов, предложенных авиаторами.

А один из них — проект «Буря» — заслуживает более, чем внимания: ракетоплан «Буря» с полным основанием можно считать лучшей технической разработкой в СССР летательного ракетного аппарата за все времена, он остается непревзойденным и по сей день. Проект создавался в ОКБ-301 С.А. Лавочкина людьми, имевшими огромный опыт в конструировании летательных аппаратов, а не самоучками, протаптывающими пути в неведомое — кем, и с этим нужно согласиться, собственно, и были первые советские создатели ракет.

Чтобы это понять, достаточно ознакомиться с содержанием документов первых лет разработки королевских ракет.

Предварительные соображения о работах по созданию управляемых летательных аппаратов с СПВРД по схеме составных ракет дальнего действия

«Предварительные исследования, проведенные в ОКБ-1, показывают, что управляемые летательные аппараты со сверхзвуковыми прямоточными воздушно-реактивными двигателями (СПВРД), разрабатываемые на базе существующих ракет дальнего действия (Р-1, Р-2, Р-3) с использованием жидкостного двигателя для их разгона и набора высоты, обладают большими возможностями по увеличению дальности полета.

Так, летательный аппарат на базе существующей ракеты Р-2 при начальном весе порядка 20 т может иметь дальность 2,5-3 тыс. км при весе полезной нагрузки 2 т, а на базе разрабатываемой ракеты Р-3 при начальном весе порядка 70 т дальность полета составит 6-8 тыс. км при том же полезном весе.

Такой летательный аппарат, по существу, является двухступенчатой составной ракетой, в которой первой ступенью явля-

ется ракета с ЖРД, а второй ступенью — управляемый самолет с СПВРД.

Ниже приводятся характеристики СПВРД:

Ракета	$k=c_v/c_x$	$P_{уд}$	$P_0, т$	ДВРД	P_0 II ст., т
Р-2	3,5	1500-1600	1,6-2,5	800-1200	5,5-9,0
Р-3	3,5	1600-1700	11,4-14	2100-2300	70-90

Старт, разгон и набор высоты подобных летательных аппаратов с СПВРД в случае взлета с земли представляют собой сложную задачу. В случае же вертикального старта при использовании для разгона и набора высоты ракет дальнего действия эта задача в принципе является в настоящее время решенной. В этом случае для участка траектории, на котором производится разгон и набор высоты, возможно применение существующих конструкций ракет, двигателей и систем управления, соответствующим образом переделанных и приспособленных для этих целей.

Кроме того, при вертикальном старте с помощью ракет дальнего действия не требуется больших стационарных сооружений на стартовой площадке и при соответствующем образом выбранной форме траектории разгона и набора высоты существенно снижаются требования к регулированию СПВРД, что упрощает задачу его создания и отработки. Созданию боевых автоматических управляемых аппаратов по такой схеме должны предшествовать разработка и доводка СПВРД, а также создание экспериментальных машин для проверки и отработки в летных условиях комплекса необходимых вопросов, решение которых должно предусматривать разработку боевой машины.

Для отработки СПВРД необходимо создание специальной экспериментальной базы, включающей в себя и аэродинамические трубы, позволяющие вести отработку натуральных двигателей. Создание экспериментальной машины должно вестись параллельно с созданием новой экспериментальной базы, но с максимальным использованием существующей в стране экспериментальной базы.

Экспериментальная машина должна представлять собой летающую лабораторию, на которой можно было бы отрабо-

Воздушно-космические системы СССР

КБ	Проект или шифр изделия	Обозначение ВКС или ОК	Начало летных испытаний	Кол-во запусков	Носитель	Примечание
ОКБ-23	Проект «40»		-	-		Проект воздушно-космического самолета (ВКС)
ОКБ-23	Проект «48»	ВКА-23	-	-		Проект воздушно-космического самолета, 1959 г.
ОКБ-2	P-1					Проект воздушно-космического самолета, сер. 60-х гг.
ОКБ-2	P-2					Проект воздушно-космического самолета, сер. 60-х гг.
ОКБ-156	«130»					Проект беспилотного воздушно-космического самолета, сер. 60-х гг.
ОКБ-156	«136» («Красная звезда»)		-	-		Проект пилотируемого воздушно-космического самолета, сер. 60-х гг.
КБ «Зенит» (ОКБ-155)	Проект «50-50» («изделие 50»)	«Спираль»	-	-		Проект гиперзвукового (6М) ВКС со взлетной массой 52 т в составе самолета-разгонщика «50-50» с 4 ВРД Р-39-300 и пилотируемого орбитального самолета «50» (8,8 т, «изд. 50-11») с 2-ступенчатым ракетным ускорителем, 1964 г.
			-	-		Дневной фоторазведчик (детальной оперативной разведки), проект
			-	-		Радиолокационный разведчик, проект
			-	-		Ударный ВКС с ракетами «космос-земля» массой 1700 кг, проект
			-	-		Инспектор-перехватчик космических целей, проект
	ЭПОС	150.11	1977	1	Ту-95К	Аналог орбитального самолета с дозвуковой скоростью полета (с ТРД РД-36К). ЭПОС — «экспериментальный пилотируемый орбитальный самолет»
	ЭПОС	150.12		-	-	Аналог со сверхзвуковой скоростью полета (масштабная модель)
	ЭПОС	150.13		-	-	Аналог с гиперзвуковой скоростью полета (масштабная модель)
	БОР	«Бор-1»				Деревянный макет с телеметрической аппаратурой. БОР — «беспилотный орбитальный ракетоплан»
	БОР	«Бор-2»				Макет с программным управлением (модель в масштабе 1:5)
	БОР	«Бор-3»				Улучшенный вариант (модель в масштабе 1:2)
	БОР	«Бор-4»	1982	4	РН «Космос-3М»	Для отработки аэродинамики, термозащиты и управления. Беспилотный аналог «Спирали» в масштабе 1:3
	БОР	«Бор-5»		5	РН «Космос-3М»	Уменьшенная модель в масштабе 1:8 для отработки программы «Буран»
	БОР	«Бор-6»				Уменьшенная модель МТКК «Буран», не испытывалась
		МТКВП			РН «Вулкан»	С вертикальной посадкой, проект, сер. 70-х гг.
НПО «Молния»	«Проект 49»		-	-	-	Проект авиационно-космической системы с использованием самолета Ан-124, 1981 г.
НПО «Молния»	«Проект 49М»		-	-	-	Проект АКС с использованием двухфюзеляжного транспортного самолета, 1981 г.
НПО «Молния»	«Бизань»		-	-	РН	Проект авиационно-космической системы многоразового использования, 1982 г.
НПО «Энергия»		ОС-120	-	-		Проект многоразовой космической системы — аналога американской «Space Shuttle», 1975 г. 1-я ст. — 4 блока «А» с ЖРД РД-123 тягой по 600 тс, 2-я ст. — ОК с тремя ЖРД 11Д122 тягой по 250 тс + топливный бак. Масса ОК — 155,35 т, МКС — 2380 т
НПО «Молния», НПО «Энергия»		ОК-92	-	-	РН «Энергия»	Проект многоразовой космической системы с ОК с 2 ТРДДФ АЛ-31 у основания кия, 1976 г.
НПО «Молния», НПО «Энергия»*	«Рубин»	«Буран»	-	-	РН «Энергия»	Проект многоразовой космической системы, 1976 г.
	ОК-МЛ-1	«Буран»				Полноразмерный макет орбитального корабля, 1983 г.
	ОК-МТ					Полноразмерный макет ОК, 1984 г.
	ОК-ГЛИ («изделие 002»)	БТС-02	1985			БТС — «большой транспортный самолет». Аналог ОК (б/н СССР-3501002) с 4 ТРД (2 АЛ-31Ф и 2 АЛ-31) для отработки автоматического взлета и посадки. Проведены 24 полета

	«объект 11Ф35», «изделие №101»	«Буран» («Рас-свет»)	1988	1	РН «Энергия»	ОК МТКС «Энергия-Буран», построены 3 МТКС (з-д №82, план — 5). 2-й (пилотируемый) полет в 1991 г. ОК «Буран» №2 («Байкал», «изд. 102») не был осуществлен. Работы прекращены в 1992 г.
	14А10	«Буран-Т»			РН «Энергия»	Транспортный вариант, проект
НПО «Энергия»		ОК-М			РН «Зенит»	Проект пилотируемого многоразового орбитально-го корабля. Экипаж — 2 пилота и 4 исследователя
КБ «Южное»		«Призыв»	-	-	РН на базе УР-100-НУТТХ	Проект космической спасательной системы на базе МБР УР-100НУТТХ со спасательным летательным аппаратом (СЛА)
НПО «Молния»		МАКС-ОС			Ан-225 «Мрия»	Многоцелевая авиационно-космическая система (МАКС) с многоразовым двухместным орбиталь-ным самолетом с внешним топливным баком. Проект, 1988 г. ЖРД РД-701
		МАКС-Т			Ан-225	Вариант с одноразовым беспилотным транспорт-ным орбитальным самолетом
		МАКС-М			Ан-225	Вариант с полностью многоразовым беспилотным орбитальным самолетом со встроенными топлив-ными баками
СКБ «Нева» (С-Пб)		«Аякс»	-	-		Проект одноступенчатого ВКС со взлетным весом 364 т, 1991 г. ПН — 3 т
МКБ «Радуга»		«Бурлак»	1998 (план)	-	Ту-160СК	Легкая РН — аналог американской «Pegasus»
		«Бурлак-М»		-	Ту-160СК	1-я ступень — ГПВРД, ПН — 1,5 т
		«Бурлак-Диана» (Burlak-Diana)		-	Ту-160СК	1-я и 2-я ступени — ЖРД
РСК «МиГ»		МиГ-2000	-	-		Проект одноступенчатого ВКС со взлетным весом 300 т, ПН — до 9 т
РСК «МиГ»		МиГ-АКС	-	-		Проект двухступенчатого ВКС, 1999 г.
АНТК им. Туполева		Ту-2000	2004 (план)	-	-	Проект экспериментального ВКС горизонтального взлета и посадки
		МТВК-У «Россия»		-	-	Проект ВКС горизонтального взлета и посадки
		Ан-124-РС-22		-	Ан-124-100	Авиационный ракетно-космический комплекс, с РН на базе МБР РС-22
ОАО «Корпорация «Компомаш», авиа-компания «Полет»		«Полет» («Воздушный старт»)	2010 (план)		Ан-124-100ВС	Авиационный ракетно-космический комплекс. На-чало разработки — 1999 г. С 2-ступенчатой РН (1-я ст. — ЖРД НК-43М, 2-я ст. — блок «И» РН «Союз-2»: ПН — 2-2,5 т)
ГКБ «Южное»		«Связь»			Ан-225-100	Авиационный космический ракетный комплекс, с РН массой 250 т на базе РН «Зенит» (ПН — 6,6 т)
ЭМЗ им. В.М. Мя-сищева	М-91				ЗМ-Т, Ан-124, Ан-225 или М-55	Проект, 2007 г. Для космического туризма

**Многоразовый ракетно-космический комплекс «Энергия-Буран» является составной частью многоразовой транс-портной космической системы (МТКС) 1К11К25. Объединенная двигательная установка «Бурана» включает два ЖРД орбитального маневрирования 17Д12 тягой по 90 кН (до 15 включений за полет), 38 управляющих ЖРД 17Д15 тягой по 4 кН (до 2000 включений за полет) и 8 двигателей точной ориентации РДМТ-200К тягой по 200 кН (до 5000 включений за полет)*

тывать необходимый для проектирования комплекс вопросов. Обязательным условием в этом случае явится возможность повторных полетов, что может быть обеспечено соответствующими спасательными системами, например, парашютной систе-мой. Возможно также, что окажется доступным иметь на борту летающей лаборатории пилота-экспериментатора, что могло бы серьезно облегчить весь процесс отработки и исследований в этой области, не говоря уже о большом прикладном значении создания самолетов подобного типа.

Можно назвать некоторые вопросы, подлежащие исследо-ванию летающей лабораторией.

1. Проверка и отработка старта, разгона и набора высоты с использованием на этих участках траектории двигательной установки и управления одной из существующих ракет Р-1 или Р-2.

2. Проверка аэродинамической компоновки двухступенчатой составной ракеты (I ступень с ЖРД, II — с СПВРД). Определение

аэродинамических характеристик II ступени в полете с работаю-щим и неработающим СПВРД.

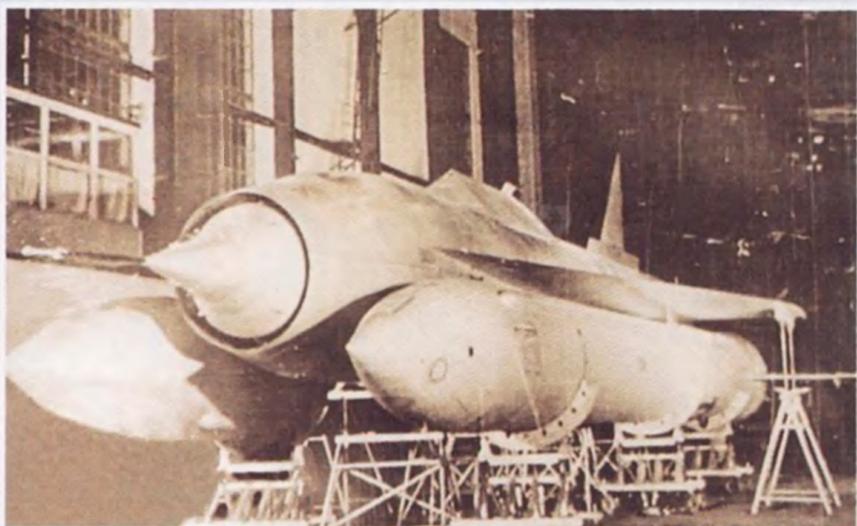
3. Проверка запуска и работы СПВРД в полете по заданной траектории. Определение характеристик СПВРД в полете.

4. Проверка и отработка вопросов, связанных с управля-емостью и устойчивостью ракеты на участках разгона, набора высоты и на так называемом участке маршевого полета при движении с СПВРД.

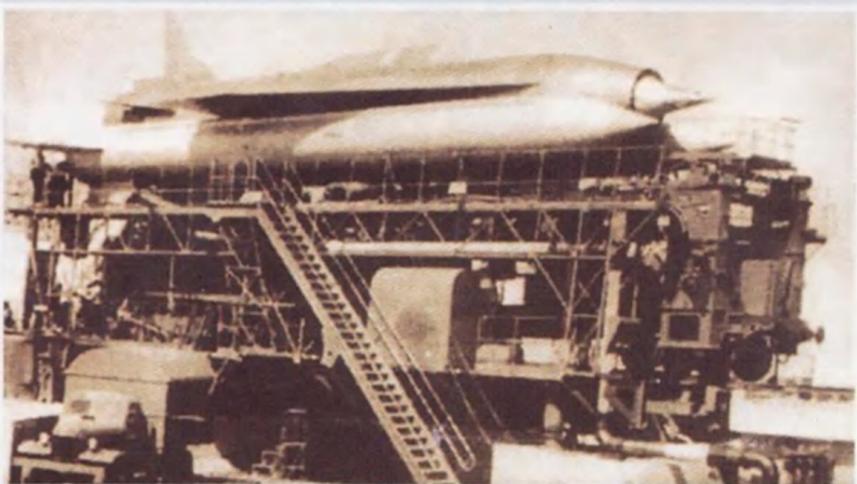
5. Проверка и отработка вопросов, связанных с точностью наведения на цель.

В ОКБ-1 НИИ-88 работы по таким летательным аппаратам велись в рамках научно-исследовательской темы Н-3. В насто-ящее время по этой теме выполнен ряд исследований, разрабо-таны и согласованы тематические планы и технические задания смежным организациям и научно-исследовательским отделам НИИ-88.

Параллельно с этим в ОКБ-1 проводились и проводятся ис-следования по выявлению возможностей летательных аппа-



Межконтинентальная крылатая ракета «Буря» (изделие «350»)



Межконтинентальная крылатая ракета «Буря» на стартовой установке

При создании такой экспериментальной ракеты необходимо возможно полнее моделировать предполагаемую схему боевой ракеты. Поэтому перед разработкой экспериментальной ракеты необходимо, хотя бы в первом приближении, выбрать схему и определить основные параметры боевой ракеты.

Это даст возможность более целеустремленно решать вопросы, требующие экспериментальной проверки, и в известной мере сократить стоимость и срок создания боевой ракеты.

В частности, существенным мероприятием будет усиление ОКБ-1 значительной группой квалифицированных работников, чтобы начать строить экспериментальную машину уже в текущем году».

АРКК, д. 85, л. 30-38. Документ подписан С. П. Королевым 15 февраля 1951 г.

Нужно напомнить, что ракетный вариант Р-2 создавался на дальность 600 км, Р-3А — максимально до 1200 км, и даже ракета Р-5 проектировалась на 1200 км. О разработке, например, Р-2 и Р-5 можно судить по письму Л. П. Берии:

ПИСЬМО Л.П. БЕРИИ ОБ ОСОБЕННОСТЯХ КОНСТРУКТИВНОЙ СХЕМЫ РАКЕТЫ Р-2 (1952 г.)

«По Вашему указанию докладываю о возможности пусков ракеты Р-2 без отделения боевой головной части в связи с письмом Военного министра Союза ССР т. Василевского А. М. по этому вопросу.

Ракета Р-2 с дальностью полета 550-600 км при весе взрывчатого вещества 1000 кг с самого начала была запроектирована по схеме с отделяющейся боевой частью.

Такая схема ракеты дальнего действия вытекает из рассмотрения нагрузок (аэродинамических и инерционных) и температурных условий работы конструкции ракеты в полете.»

Вот несколько цифр, характеризующих нагрузки, действующие на Р-1, Р-2 и Р-5 в полете.

Активный участок траектории (с момента старта до выключения двигателя):

Нагрузка	Р-1, дальность 270 км	Р-2, дальность 550-600 км	Р-5, дальность 1200 км
Максимальный скоростной напор, кг/м ²	8500	7000	5600
Максимальная температура на головной части (0,2 м от носка), °С	120	190	350
Максимальный коэффициент осевой нагрузки	6,1	7,75	10

При входе в плотные слои атмосферы (при подходе к цели):

Нагрузка	Р-1	Р-2	Р-5
Максимальный скоростной напор, кг/м ²	51 700	82 000	350 000
Максимальная температура на головной части (0,2 м от носка), °С	300	700	1500
Максимальный коэффициент осевой нагрузки	6.3	13	16.5

Сравним параметры Р-2 и Р-5 с проведенной ОКБ-1 оценкой при использовании кислорода воздуха в СПВРД и свойств атмосферы: дальность увеличивается до 2,5-8 тысяч км!

Но, несмотря на все уважение к авторитетам в ракетостроении: здравый смысл был побежден предчувствием громадных ракетных перспектив времен XX в.

ратов подобных схем, исследования по аэродинамике и конструктивной компоновке, исследования по динамике полета и предварительный весовой анализ.

В настоящее время необходима более оперативная работа по этой теме всех исполнителей, и в первую очередь НИИ-88.

Существенными мероприятиями здесь могут быть:

1) скорейшая организация в НИИ-88 серьезной экспериментальной базы для этих работ (создание соответствующего отдела по СПВРД, постройка труб);

2) усиление ОКБ-1 НИИ-88 значительной группой квалифицированных работников для разработки в первую очередь экспериментальной машины с дальностью полета 2500-3000 км, чтобы начать строить ее еще в текущем году.

Одной из наиболее сложных проблем, возникающих при создании ракет по рассматриваемой схеме, является проблема навигации. Эту проблему нужно решать незамедлительно, с тем чтобы уже на экспериментальных машинах иметь возможность нужной проверки, а в случае необходимости и доработки выбранной системы.

Проведенные предварительные исследования показывают техническую реальность и возможность создания управляемых ракет с дальностью полета 6-8 тыс. км при весе полезной нагрузки 2 т. По всей вероятности, дальнейшие исследования и работы в этой области позволят увеличить как дальность полета, так и вес полезной нагрузки.

Но одновременно проводимые в настоящее время работы показывают, что успешное решение этой большой и важнейшей задачи, а также сроки работ зависят, несомненно, как от правильности выбранного направления, так и особенно от организации работ.

Прерванный полет ракетоплана «Буря»

Известны сравнительные особенности ракетного и воздушно-реактивного двигателей. Первая из них: возможность снижения массы летательного аппарата за счет использования кислорода воздуха (в существующих ракетных двигателях большую часть массы топлива составляет окислитель). Вторая — существенная разница в удельном импульсе. Для ЖРД максимальный практически достижимый удельный импульс составляет 400 с, а для СПВРД эта цифра может быть и 4000 с. Реально современные массово используемые ЖРД имеют импульс порядка 270 с. Поэтому сочетание ракетного и воздушно-реактивного двигателей в летательном аппарате целесообразно использовать для различных режимов полета. Возможно, что так думали и создатели ракетоплана «Буря».

Постановлением СМ СССР от 20.05.1954 г. №957-409 задавалась разработка двух типов межконтинентальных самолетов-снарядов для поражения целей на территории США. Поисковая работа конструкторских коллективов получила наименование «КРМД» — крылатая ракета межконтинентальной дальности. Результаты темы «КРМД» были использованы при разработке комплексов с межконтинентальной крылатой ракетой «Буря» (изделие «350», В-350, Ла-350) в ОКБ-301, главный конструктор С.А. Лавочкин, и с МКР «Буран» (изделие «40») — в ОКБ-23, главный конструктор В.Я. Мясищев (в конце 1957 г. работы по «Бурану» были прекращены — не удалось совершить ни одного полета).

Научным руководителем проектов «Бури» и «Бурана» был назначен директор НИИ-1, академик, будущий президент Академии наук СССР М.В. Келдыш.

Главным конструктором крылатой ракеты «Буря» у Лавочкина назначили Наума Семеновича Чернякова (после закрытия темы ушел из ОКБ-301 и был главным конструктором самолета Т-4 ОКБ П.О. Сухого).

СПВРД РД-012У тягой 7,75 т для «Бури» сконструировали в ОКБ-670 М.М. Бондарюка, астронавигационная система типа «Земля» в ОКБ-165 под руководством Р.Г. Чачикяна, инерциальная навигационная система ракеты разработана под руководством Г. Толстоусова. Приборный комплекс «Волхов» разрабатывался в НИИ-49.

Для первой ступени ракеты «Буря» в ОКБ-2 главного конструктора А.М. Исаева с 1954 г. разработан четырехкамерный ракетный двигатель С2.1100 с турбонасосной системой подачи топлива.

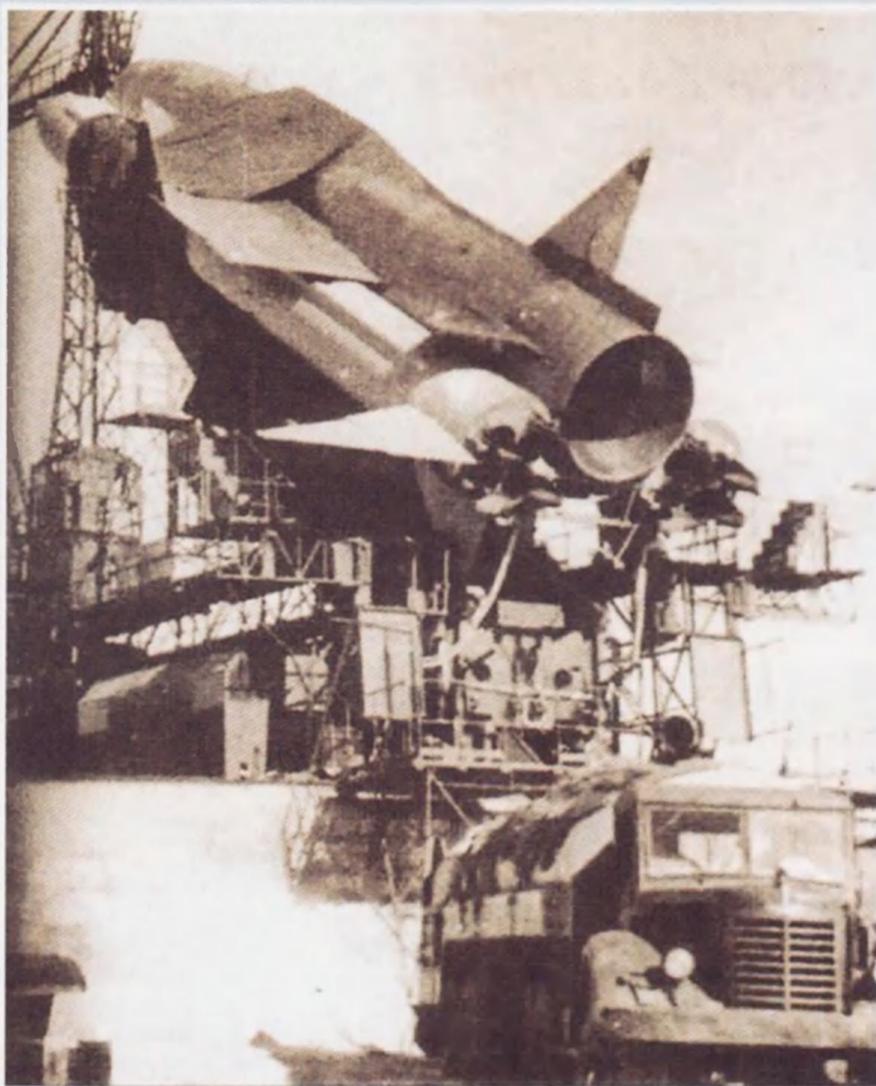
Впервые в СССР для этого ракетоплана применили титан, который оказался незаменимым материалом для длительного полета на сверхзвуковом режиме, были разработаны технологии обработки и сварки титана.

На крестообразном хвостовом оперении «Бури» размещались аэродинамические рули. Система управления находилась в охлаждаемом отсеке в передней верхней части фюзеляжа. Датчики астронавигационной системы закрывались жаропрочными пластинами из кварцевого стекла.

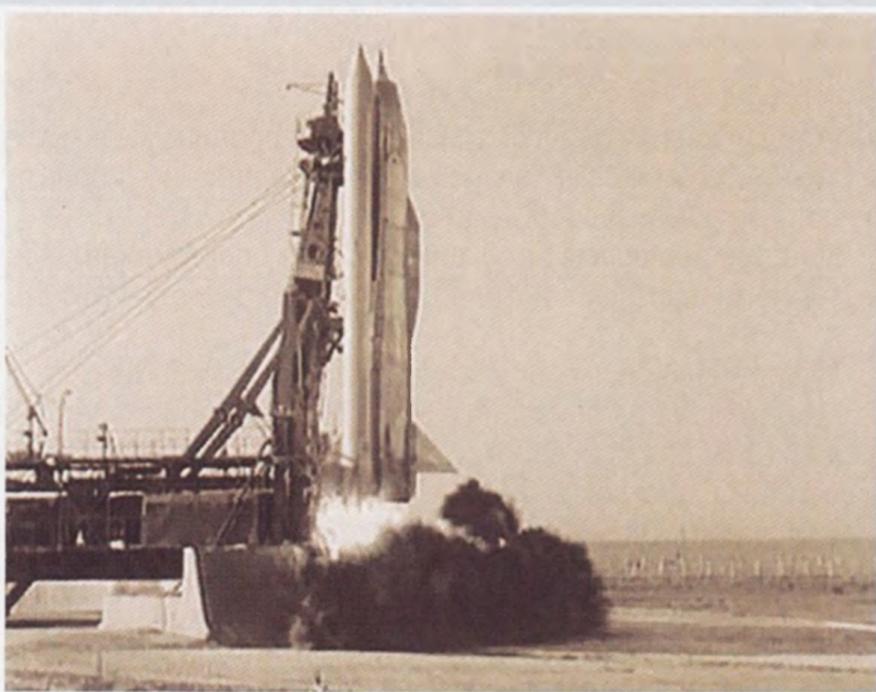
В те годы все разработки по ракетной технике проходили через королевский Совет Главных конструкторов. В августе 1954 г. проект «Бури» был рассмотрен, С.П. Королев одобрил двухступенчатую схему ракетоплана — это соответствовало его представлениям и ранее проведенным в ОКБ-1 (1951 г.) исследованиям.

Аэродинамические продувки макетов ракетоплана проводились на экспериментальных стендах в ЦАГИ. Летные бросковые испытания выполнялись на масштабных моделях длиной около двух метров, которые сбрасывали с самолета (руководитель испытаний Е.Д. Ямпольский).

Конструкторская документация на ракетоплан «Буря» была выпущена в 1957 г., и вскоре было начато производство опытного экземпляра. Параллельно с этим на заводах в Куйбышеве была запущена серия ракет для проведения летных испытаний. Летно-конструкторские испытания ракеты «Буря» начались



Межконтинентальная крылатая ракета «Буря». Подготовка к старту



Ракета «Буря» в момент старта

31 июля 1957 г. на ГЦП-4 (Капустин Яр). Заместителем С.А. Лавочкина по испытаниям был Леонид Закс.

Первый пуск с наземной наводимой по азимуту стартовой установки (восьмиосная железнодорожная платформа, установленная на поворотной конструкции) состоялся 1 сентября 1957 г. Ракетоплан взорвался. Затем взорвалось второе, третье и четвертое летные изделия. Пятый пуск «Бури» 22 мая 1958 г. оказался успешным: прошло разделение ступеней и был запущен маршевый СПВРД. Затем снова последовало три неудачных пуска. В десятом и одиннадцатом пусках были получены рекордные результаты: «Буря» улетела на 1350 км при скорости 3300 км/ч и на 1760 км при скорости 3500 км/ч соответственно. В СССР в атмосфере на скоростях $M=3$ так далеко еще не летал



Стратегическая крылатая ракета «поверхность-поверхность» Ла-350 «Буря» (Изделие «350»).
Иллюстрация buran.ru

ни один аппарат. Наконец 2 декабря 1959 г. «Буря», оснащенная системой астронавигации, пролетела 4000 км. Это был абсолютный рекорд для того времени.

Следующие пуски (с пятнадцатого по восемнадцатый) проводились по длинной трассе: полигон Владимировка севернее Каспийского моря (Капустин Яр) — полуостров Камчатка. Последний пуск, при котором «Буря» пролетела 6500 км, состоялся

16 декабря 1960 г. СПВРД работал нормально, но расход топлива значительно превосходил расчетный. Реально полученное круговое вероятностное отклонение составило 4-7 км. Проектная дальность в 8000 км достигнута не была, но результаты этих пусков позволили сделать вывод о возможности увеличения дальности ракеты. Началась подготовка к серийному производству.

Маршевая скорость «Бури» на высоте 16-25,5 км соответствовала $M=2,8-3,3$. Двигатель непрерывно

работал в течение 6 ч, его тяга доводилась до 12 900 кгс. На конечном этапе полета ракета по командам системы наведения и автопилота с высоты около 25 км пикировала на цель.

Полеты ракетоплана «Бури» (на Совете Главных конструкторов у С.П. Королева это изделие упрямо называли ракетой, хотя на самом деле это был ракетоплан, модификация которого неизбежно в будущем стала бы воздушно-космическим самолетом) завершились неожиданно для его создателей по постановлению правительства №138-48 от 5 февраля 1960 г. Предпочтение отдали королевским ракетам, созданным по опробованной в Германии схеме ракеты «Агрегат-4» (Фау-2) — была поставлена на вооружение межконтинентальная баллистическая ракета Р-7.

9 июня 1960 г. С.А. Лавочкин скоропостижно скончался от сердечного приступа на полигоне в Приозерске (возле г. Сарышаган в Казахстане), где проходили испытания ЗУР «400» разработки ОКБ-301.

После выступления Н.С. Хрущева в декабре 1960 г. на Сессии Верховного Совета о нецелесообразности развития авиации, вышло Постановление ЦК КПСС и Совета Министров СССР, которое прекращало все работы по новым перспективным самолетам.

(продолжение следует)



Геометрические и массовые характеристики «Бури»			
		Ускорители	Маршевая ступень
Длина ракеты, м		19,88	
Длина ступени, м		18,9	18
Диаметр корпуса, м		1,45 (1,6)	2,20
Расстояние между блоками, м		5,2	
Высота ракеты, м			6,642
Размах крыла, м			7,746
Площадь крыла, м ²			60
Взлетная масса, кг		97215 (130000)	
Масса ступени, кг		2x 27000	40860 (33000)
Вес пустого, кг		2x 4000	13000
Масса боеголовки, кг			2190 (2350)
Силовая установка			
Число двигателей		2 x 4	1
Двигатель		ЖРД С2.1150 (С2.1100)	ПВРД РД-012У
Тяга двигателя, кгс		2x 68400 (68610)	1x 7650
Компоненты топлива	окислитель	азотная кислота	
	горючее	амины	керосин
Летные данные			
Скорость полета, (M=)	максимальная		3,3
	маршевая		3,1-3,2
Высота полета, км		18-24,5	
Дальность полета, км	достигнутая	6500	
	расчетная	8500	
Точность стрельбы (КВО), км		10	