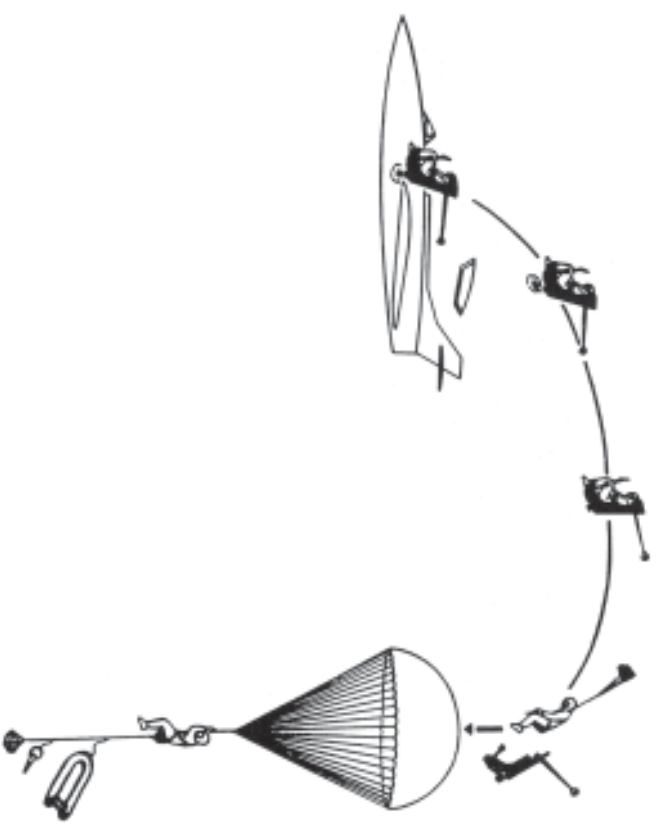


Арнольд Григорьевич АРТУНЯН

# Жизнь во спасение

(вспоминания 70-летнего работающего пенсионера —  
70 лет жизни и 46 лет творческой научной  
и летно-исследовательской деятельности  
авиационного инженера)



Москва  
2005



### Предисловие (от автора)

В настоящей книге представлены воспоминания работающего на заводе «Звезда» (ныне ОАО «НПП Звезда») пенсионера о прожитых годах в эпоху так называемого «развитого социализма» и первые годы (13 лет) рыночной экономики, связанные с созданием и проведением летних и стеновых испытаний авиакосмических средств спасения и жизнеобеспечения экипажей боевых самолетов, вертолетов и космических кораблей, а также систем заправки самолетов топливом в полете.

Эти воспоминания посвящаются памяти моих родителей — отца и матери, — которые внесли неоценимый вклад в мое воспитание и становление как человека и гражданина своей страной. Моя мать в свои последние годы все хотела написать о своей жизни в эпоху перехода от царизма к социализму, но это ей, к сожалению, так и не удалось, хотя она прожила 82 года. Поэтому я частично попытался выполнить это ее желание. Надо сказать, что родители воспитывали меня в строгом, пуританском духе в соответствии с коммунистическими идеалами. Однако сразу могу сказать, что вся ложь и обман со стороны идеологов советской эпохи в лице членов Политбюро ЦК КПСС и проводников их идеологии, вскрывшиеся в августовские дни 1991 года с захватом власти ГКЧП, полностью перевернули все сознание мое и моей жены.

Я посвящаю эту книгу моей жене — Ольге Васильевне, — которая в течение 45 лет (с 1960 года) все совместно прожитые годы, днём и ночью помогала и до сих пор помогает мне, заботится обо мне, как и я о ней, ведёт все домашнее хозяйство (хотя и я ей в чем-то все-таки помогаю и помогаю), успевала и работать, и воспитывать и продолжает воспитывать наших довольно уже взрослых детей и подрастающих внуков. В первый год нашей жизни она попыталась совмещать учёбу

в Московском университете им. М.В. Ломоносова на 1-м курсе вечернего отделения филологического факультета (романо-германское отделение) с работой на заводе «Звезда» (в 1-м, сборочном цехе) и семейной жизнью, но ее хватало только на 1-й семестр, так как не выдержала ежедневных вечерних поездов из Московской области (пос. Томшино), где мы снимали комнату. в Москву на вечерние занятия МГУ. Вместе мы преодолели все трудности и невзгоды в советскую эпоху.

Эта книга также написана в помощь и назидание нашим детям и внукам, чтобы они что-то взяли полезное и хорошее из опыта моей жизни и деятельности для себя.

Я также посвящаю эту книгу моему учителю, кандидату технических наук Бакину Якову Владимировичу, прожившему свыше 90 лет, которых все годы, будучи начальником бригады аэродинамики, сначала НИО, а затем КО-1 завода «Звезда», в течение более чем 20 лет способствовал моему становлению как инженера, поручая мне иногда неразрешимые или трудно разрешимые научно-технические задачи, и порой был даже для меня строгим отцом, а также заместителем Главного конструктора, кандидату технических наук Харченко Владиславу Иосифовичу, которых, будучи секретарем парткома завода, поверил в меня и не побоялся рекомендовать меня секретарем комитета ВКСМ завода, где числился около 600 комсомольцев.

Я посвящаю эту книгу директору филиала НИО «Звезда» Левченко Валерию Павловичу, которых терпеливо ждал в течение 10 лет (с 1974 года), когда же я перейду работать в НИО на легко-исследовательскую работу, и все-таки дождался (в июне 1984 года приказом по заводу за подписью Главного конструктора Северина Г.И. я был переведен в НИО). Меня всячески не отпускал начальник КО-1, кандидат технических наук Гальперин В.Г., сильно сомневающийся, что я могу справиться с руководящей работой начальника сектора летных испытаний средств аварийного покидания летательных аппаратов (САП-ДА) и надолго оперативно обработку результатов испытаний, а Левченко В.П. предложил мне полностью свободу действий, особенно последние 13 лет эпохи рыночной экономики. Мне удалось не только надолго легко-исследовательскую работу сектора испытаний САПДА, но успешно освоить и внедрить первыми на заводе хозрасчет в конце 1980-х годов с последующим безболезненным переходом к рыночным отношениям после выделения в 1992 году НИО из состава завода «Звезда»

в самостоятельное, обособленное подразделение — Жуковский филиал «НИО Звезда» со своей бухгалтерской отчетностью перед госбюджетом молодого Российского Государства в строгом соответствии с Законами России.

Эта книга родилась спонтанно за три недели до моего семидесятилетия и написана в течение двух недель без каких-либо исторически жизненных записей (в виде дневника, которого я никогда не вел, о чем мне даже в голову не приходило), т. е. все взято из моей памяти.

Из сорока шести лет моей инженерной деятельности, пройдя путь от инженера, старшего инженера, инженера-конструктора 2-й и 1-й категории, ведущего инженера по летным испытаниям, а затем руководящей деятельности в должностях начальника сектора летных и стендово-трековых испытаний средств аварийного покидания летательных аппаратов (САПДА) и наконец, заместителя директора по экономике и финансам Жуковского филиала «НИО Звезда» (головного предприятия ОАО «НПП Звезда»), а именно, «Легко-исследовательского отдела Звезда» («НИО Звезда»), действующего на правах обособленного предприятия, 25 лет я занимался аэродинамикой катапультируемых кресел, в частности, динамикой плоского и пространственного движения катапультируемого кресла с членом экипажа для самолетов обычного типа МиГ-29, Су-24, Су-25, Су-27, Су-30, Су-34, Су-35, Су-37, Ил-102, Ту-22М, Ту-45, Ту-160 и др., а также самолетов вертикального взлета и посадки (СВВП) типа Як-36, Як-38 и Як-41, Бе-14 и для МКК «Буран».

Я взялся за теоретическое исследование возможности покидания и спасения членов экипажей боевых вертолетов, сначала ОКБ Миля — для вертолета В-14, а затем ОКБ Камова — для объекта «800» (условное обозначение одноместного вертолета Ка-50-1 и двухместного Ка-50-2, получивших наименование «Черная акула») и двухместного вертолета Ка-52 «Альтигатор».

Если для вертолета В-14 ОКБ Миля рассматривалось изменение кресла типа К-36 (разработанного к тому времени — 1970 — 72 годы — ОАО «НПП Звезда», преемника завода № 918 МАП), унифицированного катапультируемого кресла К-36ДМ и ряда его модификаций, то для вертолетов ОКБ Камова необходимо была несколько другая конструкция из-за ограниченного объема кабины вертолета и другая схема катапультирования.

Много как раз и рассматривались различные варианты покидания, сначала на основе анализа материалов зарубежной

информации, с предположением других схем с рассмотрением и теоретическим исследованием принципов аварийного покидания вертолета по наиболее оптимальному направлению покидания. Для этого мною была разработана методика пространственного движения оригинальной ракетно-парашютной системы катапультирования для спасения членов экипажа вертолетов, основанной на принципе вытаскивания дегтика за подвесную систему с помощью буксировочного двигателя, соединенного с человеком трехметровым упругим фалом. Ведущим конструктором и душой этой системы был на заводе «Звезда» Добрынин Вячеслав Васильевич. Отдельные мои этапные работы представлены ниже.

За время работы на заводе в НИО и КО-1, а также в филиале я участвовал и руководил проведением более 500 экспериментов по лабораторным, заводским, легко-конструкторским (АКИ), специальным и совместным государственным летным испытаниям (ГЛМ) в МИИ (на деталях лабораторных Ид-28, Су-7У, Су-9У, МиГ-25, МиГ-31, Ан-12Б в диапазоне скоростей  $V = 100 - 1200$  км/ч и высот  $H = 0 - 18\,000$  м), на наземных стендах и тренажерах по отработке на режимах  $H = 0$ ,  $V = 0$ , ракетном треке (дорожке) ФКП ГкНИПАС с использованием стенов-кабин Т-6 (Су-24), 10М (Су-27 и его модификаций), 10В (Су-34 и Су-35), Ид-102, Ту-22М, Ту-160, Як-36 (38), стенда-кабины передней части МиГ-29, макета передней части вертолета Ка-50 с имитацией коблы после отстрела лопастей двуххвосторного несущего винта, сбросами кресел с манекеном с внешней подвески вертолета Ми-8.

Многу выпускались в полет на катапультирование два парашютиста-испытателя из хвостовой экспериментальной кабины АА Ан-12Б при проведении АКИ и ГЛМ ракетно-парашютной катапультируемой системы РПС-37 для боевых вертолетов ОКБ Камова Ка-50 и Ка-52 — от МАП и ВВС: ведущий инженер филиала «МИО Звезда» **Переславцев С.Б.**, получивший **Почетное звание «Герой России»**, и майор **Банников М.М.**, награжденный **орденом «За личное мужество»**.

За создание РПС-37 и успешное проведение летных и трековых испытаний мне, как ведущему специалисту по теоретическим исследованиям динамики спасения экипажа вертолетов ОКБ Камова, организации и проведению испытаний, в 1991 году

присвоено звание «Заслуженный машиностроитель Российской Федерации», а всем участникам и создателям разработки вручены различные Правительственные награды.

Я счастлив, что меня окружали прекрасные люди и коллеги по общему делу на благо Отечества, будь то СССР или Россия, что я работал и продолжал работать с замечательными людьми и специалистами как на головном предприятии «НПП Звезда», так и со многими представителями смежных предприятий и организаций — ОКБ Сухого, Микояна, Ильюшина, Мяснищева, Туполева, Яковлева, Бериева, Камова, ММКБ «Искра», ВМП «АВИТЕК», НИИАУ, МИИ, ЦАГИ, ФКП ГкНИПАС, ГНИИКИ-АМ, НИИ ВВС, ГУ и НТК ВВС, ФЭУ ВВС и др.

Целью моей жизни было служение Отечеству и людям, особенно в последние 13 лет, уже в должности заместителя директора филиала «МИО Звезда» по экономике и финансам, по материальному обеспечению работников своего предприятия (филиала) и обеспечению им достойного уровня жизни. Без поддержки выслуга достойной зарплаты, с переводом в госбюджет всех положительных изменений в строгом соответствии с Законом Дательством РФ.

Жуковский филиал ОАО «Научно-производственное предприятие (НПП) Звезда» — «Летно-исследовательский отдел (ЛИО) Звезда» по доверенности Генерального директора — Генерального конструктора ОАО «НПП Звезда» — проводит работы, как указывалось выше, по летным и трековым испытаниям средств аварийного покидания летательных аппаратов (ЛА), систем дозаправки самолетов топливом в полете, производит и осуществляет поставки по госзаказам Минобороны РФ комплектующих для унифицированных агрегатов заправки УПАЗ и УПАЗ-1, выполняет необходимые комплексы работ по продлению ресурса и сроков службы унифицированных катапультирных кресел типа К-36 и унифицированных агрегатов заправки УПАЗ и УПАЗ-1.

Базовое катапультиное кресло К-36А и его модификации с 1972 года устанавливаются на всех современных отечественных самолетах ОКБ Сухого, Микояна, Туполева, Яковлева, Мяснищева и др. и спасли жизни многих дегтиков авиации ВВС и ВМФ России в различных аварийных ситуациях, обладают самым высоким в мире уровнем безопасности. В настоящее время проводятся испытания кресел нового поколения, как для боевых, так и для учебно-боевых и спортивных самолетов.

Применение унифицированных агрегатов заправки самолетов топливом в полете позволяет обеспечить надежную охрану и защиту рубежей страны, а также осуществлять длительные и межконтинентальные перелеты с дозаправкой в полете, демонстрируя надежность и лучшие качества отечественной авиационной техники.

Проводятся разработка, изготовление и испытание новых спарательных парашютных систем и парашютов специального назначения, в том числе нового поколения.

Наше предприятие работает по принципу: «Высокое качество и профессионализм проведения летных и трековых испытаний средств аварийного покидания летательных аппаратов и систем заправки самолетов топливом в полете». Нашими достижениями являются — самый высокий в мире уровень надежности средств аварийного покидания и спасемости экипажей самолетов обычного типа России (97%), а также самолетов вертикального взлета и посадки (СВВП) — 100%.

Я приношу благодарность и признательность всем, кого знаю и знаю.

## 1. Детство и юность

Я, Арутюнян Арнольд Григорьевич, по национальности армянин, родился в г. Тбилиси (Грузия) 15 февраля 1935 года в семье военнослужащего. Своему воспитанию я обязан моим родителям — отцу и матери, прежде всего, конечно, матери.

Отец — Арутюнян Григорий Аветисович, 1904 года рождения, из города Ахалцихе Грузии, сын сапожника, вступил в ряды Красной Армии в возрасте 18 лет и прошел путь от солдата до офицера Советской Армии, в 1953 году вышел в отставку в возрасте 46 лет в звании подполковника. До 1941 года служил в Закавказье на авиалетной базе в Вазяни. В годы Великой Отечественной войны 1941 — 45 годов, находясь в действующей армии, оборонял город Грозный, затем был переведен сначала в штаб Закавказского Военного округа (ЗакВО) в г. Кировобад (сейчас г. Гянджа, Азербайджан). В 1944 году он был направлен на фронт и участвовал в боях за освобождение Белоруссии, а затем, после освобождения столицы Белоруссии Минска, — в Белорусский Военный округ (БелВО) (с июля 1944 года находился в г. Минске при штабе округа, затем — в г. Бобруйске (БССР) после переезда штаба округа туда). В декабре 1949 года, после перевода отца\* в ЗакВО, всей семьей вернуться в Тбилиси.

Мать — Арутюнян Араксия Аврамовна (девичья фамилия — Шавердова, армянка), 1905 года рождения, дочь известного тбилисского портного-закройщика, общивавшего до советизации, т. е. до установления Советской власти в Грузии

Отец был награжден орденами и медалями СССР: орденами Ленина, Боевого Красного Знамени, Красной звезды, медалями «За оборону Кавказа», «За боевые заслуги», «10 лет победы над Германией» и другими наградами, которые я уже не помню. К сожалению, после смерти отца в 1981 году мама сада в Ялтинский горвоенкомат, где он числился на учете как ветеран войны, все его награды.





*1901 год. Мои бабушка и дедушка по материнской линии  
со своим первенцем — дочкой Маргаритой  
(старшей сестрой моей мамы)*

10

Детство и юность



*1934 год. Мои родители*

Детство и юность

11



*1937 год. Мои родители (отец и мать) с двухлетним сыном  
(то есть со мной)*

12

Детство и юность



*1941 год. В ветском санатории (грязелечебнице)  
в г. Саки (Крым)*

Детство и юность

13



*1953 год. Мне 18 лет (вверху): на выпускном экзамене  
по математике (внизу)*

(в 1922 году), генералов и офицеров царской армии в Закавказье: училась сначала в гимназии, а затем после советизации — в обычной школе. В семье матери было шестеро детей — еще четыре сестры (Сусанна, Маргарита, Екатерина, Тамара) и один брат Георгий. Такая многодетная семья жила в большом двухэтажном доме с большим садом на одной из центральных улиц г. Тбилиси — проспекте Пнаханова (бывшей Елизаветинской, названной в честь российской царицы-правительницы Елизаветы). После советизации Грузии семья матери не подверглась репрессиям, при этом дом и сад остались не тронутыми. Причине заключалась в том, что у отца матери был мандат Реввоенсовета Грузии о неприкосновенности, выданный в связи тем, что семья в дореволюционный период у себя в доме скрывала от преследования царских властей известного грузинского революционера-подпольщика. После смерти отца матери (моего деда) в 1924 году, моей бабушке пришлось продать дом и начать выдавать дочерей замуж, обеспечив их в обязательном порядке приданым. Моя мать вышла замуж за моего отца одной из последних — в 1933 году. В 1927 году она после окончания курсов машинописи и топографии устроилась работать в Военную прокуратуру Закавказского Военного округа, где проработала 13 лет, вплоть до 1941 года. Являясь секретарем-машинисткой в приемной Главного военного прокурора, она, кроме всего прочего, печатала различные приказы и постановления, в том числе о расстрелах так называемых «врагов народа». До последних дней своей жизни (до 1987 года) моя мать практически ничего не рассказывала о своей работе. Иногда, когда мне было 4 — 5 лет, мама была вынуждена приводить меня на работу из-за карантина в детском саду, где я в основном занималась рисованием танков со снарядами и пулеметами. Время все же было предвоенное.

В 1939 году, за два года до начала Великой Отечественной войны, мама, как и многие молодые женщины того периода, окончила курсы старших медсестер-запаса, так как страна исподволь готовилась к возможному вражескому нашествию. Я предпологаю, что она готовилась к отправке в Республиканскую Испанию, но что-то ей помешало).

Начало моей жизни после рождения сопровождалось несколькими трагическими событиями, некоторые из которых отложилось в моей восприимчивой детской памяти. Мы жили на улице Феликса Дзержинского, дом 7, на которой располагалась



грузинский НКВД и Совмин Грузии. В этом доме мы сначала занимали на первом этаже две небольшие темные комнатухи площадью по 6 кв. метров, а потом — одну большую комнату в 30 кв. метров с большой открытой верандой площадью 20 кв. метров с каменным полом. Во дворе перед нашей верандой располагался небольшой сад с кустами ароматной сирени, а также высокими (так мне запомнилось) деревьями — южной акацией с очень приятно пахнущими цветками в виде гроздей винограда. Под одной из этих акаций, рядом с красивой елкой, располагался пост солдата-охранника.

Однажды, когда мне было не более трех лет (по всей видимости это был 1937 год), в наш двор въехала черная легковая автомашинка «эмка» с грушпой людей, что мне было хорошо видно из нашей комнаты через большие стеклянные входные двери и через открытую веранду, и забрала одного из наших соседей. Через некоторое время во дворе раздался выстрел. Оказывается, как потом мне рассказала мама, это застрелилась из охотничьего ружья жена этого человека. А он был крупным работником Совмина и занимал на втором этаже в другом крыле нашего дома довольно большую и солнечную квартиру. Через несколько лет, за год до окончания войны с немцами, сюда была реэвакуирован и вернулся домой в свою негронутую квартиру, которая за время его отсутствия была опечатана, и там никого не жди, но уже совершенно седой, тихо продолжал жить.

Как мне по прошествии многих лет рассказали родственники — маминны три сестры, а затем и сама мама — на следующий день после моего рождения 16 февраля 1935 года, застрелилась старшая мамина сестра — Сусанна, оказывается, из-за коварной измены своего мужа, которого она очень любила. Впоследствии все рождающиеся девочки у наших родственников назывались именем Сусанна в знак памяти этой трагической погибшей женщины — так назвала свою дочь младший брат мамы Георгий — мой дядя, а также, не стовариваясь, ее сын Эрик и я.

Напротив нашего двухэтажного дома-особняка, на другой стороне улицы, располагался за глухими воротами гараж НКВД. В начале нашей улицы Дзержинского, на пересечении с улицей С.М. Кирова, находился гараж Совмина, в котором работал водительем муж одной из сестер мамы (Екатерины), мой дядя Арам (Степанов). А в нашем доме весь второй этаж основного здания

особняка, состоящий из нескольких больших комнат (свыше шести), зрительного зала на 30 мест, а также всех необходимых удобств, занимал и жила с семьей Командующий Закавказским Военным округом (ЗакВО). При моей жизни за 10 лет сменилось несколько Командующих. Во дворе особняка всегда находилась на посту вооруженный трехлинейкой с воткнутым штыком солдат. Мне посчастливилось несколько раз побывать вместе с мамой в этой квартире уже во время войны по приглашению хозяев для просмотра военной кинохроники. С детьми командующих, кто бы это ни был, мне удавалось общаться, в том числе с некоторыми мальчиками моего возраста, особенно во время учебы в школе, дружить и поддерживать хорошие отношения. С некоторыми из них даже встречался после переезда в Белоруссию — в Минске и даже в одном из пионерлагерей под г. Борисовым (ст. Печи), хотя их отцы (генералы) к тому времени были репрессированы. К сожалению, фамилии этих генералов в моей памяти не сохранились, а мамы, у кого можно было бы спросить, рядом нет уже 18 лет.

Нашего дома и этого особняка уже нет, все дома под номерами 7, 9 и 11 снесены, впасть до пересечения с поперечной улицей, спускающейся к проспекту Руставели напротив кинотеатра им. Руставели, на их месте построено высотное здание, в котором размещался сначала ЦК партии Грузии, а затем МИА — Министерство иностранных дел Грузии.

В детстве я был большим проказником и любилелем сладкого. В трехлетнем возрасте я убегаю из дому, когда мама уходит на работу и я оставаюсь с одной из моих бабушек — маминной или отца, которая иногда у нас гостила. Меня еме-еме с маминцей находили довольно далеко от дома. Однажды, когда мы жили в двух маленьких комнатухах, я знал, что мама прятала конфеты и даже шоколад в комбинированном платяном шкафу с узкой буфетной частью — так называемом «шифоньере» (так мама провозносила это слово на французский манер, поскольку в гимназии она изучала французский язык и довольно хорошо его знала), я хотел забраться в шкаф и достать с верхней полки буфетной части шкафа что-нибудь сладенькое, а перед дверцей стояла включенная электроплитка с циндарическим ведром для кипячения белья, прикрывая сверху полотенцем с газетой. (До этого мама обычно всегда прикрывала верх ведра фанеркой). Не зная об этом, я встал левой ногой на эту якобы крышку, провалился всей ногой в ведро с кипятком.

А у меня еще были надежды шерстяные рейтузы. В результате я поскользнулся и упал, перевернул это ведро с кипятком на себя. В это время мама вернулась со двора, куда она ходила за водой, которую мы брали из единственного на весь двор и перьяе этажи дома крана, увидела, в каком состоянии я нахожусь, бросилась снимать с меня эти шерстяные рейтузы, чего как раз нельзя было делать. Вместе с рейтузами у меня сдиралась хлопьями живая кожа, вид был такой, будто рубят топором полено и летят во все стороны щепки. Хотя и вызвали «скорую», врачи прибыли нескоро. В результате меня отвезли в одну из больниц, где лечили от ожога долго и очень мучительно. Практически у меня само заживало в течение полугода. Только началась война, и все больницы и госпитали были переполнены ранеными. Меня перевозили из одной больницы в другую, но процесс заживления шел очень долго. Наконец, я выздоровел. Отца не было, так как он уже был на фронте. Конечно, это событие послужило для меня некоторым уроком на всю жизнь. Шрамы на левой ноге тоже остались на всю оставшуюся жизнь.

С раннего детства (пяти лет) мама водила меня в знаменитый Тбилисский оперный театр им. Палиашвили (великий грузинский композитор — «грузинский Чайковский»), где я прослушал, правда, иногда засыпая на спектаклях, самые знаменитые оперы — «Евгений Онегин», «Риголетто», «Травиата», «Кармен», «Папцы» и другие, грузинские оперы — «Даиси», «Абессалом и Этери», «Патара каци» и др., просмотрел балеты — «Лебединое озеро», «Красный мак» и др. Еще перед поступлением в школу в шесть лет мама меня определила в детскую музыкальную школу при Тбилиском доме офицеров по классу фортепиано (в нулевой класс), однако хотела устроить меня в балетный класс и мечтала, что я стану знаменитым, как великий грузинский танцовщик Вахтанг Чабукиани. Но в балетном классе мест не оказалось. К сожалению, я невзлюбил занятия музыкой, главным образом из-за того, что у нас дома не было пианино, и я был вынужден слоняться по различным местам (в Доме офицеров, у знакомых, по частным квартирам и др.), а также импровизировать игру на фортепиано по мамой нарисованным клавишам. При этом я, естественно, не мог слышать музыку, которую «играл». Надо отметить, что при поступлении в музыкальную школу меня приняли не по моему музыкальному слуху или другим музыкальным данным, а из-за моих длинных пальцев и упругих подушечек пальцев. Зато я приобрел

ред в процессе обучения прекрасную технику. Даже выступал на детском концерте в 1942 году перед фронтовиками в том же Доме офицеров с исполнением одного из вальсов П.И. Чайковского. Мне даже специально к этому концерту по льготному талону в ателье сшили костюм для выступления. После окончания нулевого класса за отличную учебу (благодаря настойчивости моей мамы) мне вручили в качестве поощрительной премии портрет русского композитора П. Бородина с благодарственной надписью дирекции. После переезда в Минск «мои учения» продолжались, так как, вопреки моему желанию, меня приняли во 2-й класс музыкальной школы при Минской консерватории, где музыкальным руководителем был знаменитый профессор Гольденвейзер.

В 8 лет (в 1943 году) состоялась моя первая бизнес-операция: я как-то весной сорвал в нашем небольшом двореком садике ветки сирени, вышел за ворота дома на улицу и встал перед генеральским подъездом особняка. Вдруг ко мне неожиданно обратилась довольно хорошо одетая почтенная дама и спросила, сколько стоит мой букет сирени, на что я, смутившись, ответил, что не знаю, а потом назвал цену, подумав сразу лишь об одной порции мороженого, которыми торговали недалеко от нашего дома. На что эта дама сказала, что это слишком мало за такой красивый букет и дала мне денег значительно больше. Конечно, я был очень доволен неожиданным приобретением и вместе с соседскими детьми — двумя или тремя девочками — сходил в лавку на улице Кирова, где продавали мороженое, и купил несколько порций формового вафельного мороженого, выскაკивающено из металлических трубочек. Вот таким и был мой первый бизнес. Следующей стаде, в помощь матери, продала сразу после окончания войны дефицитных спичек и пачек папирос «Беломоркана» из отповских офицерских папков, когда мы уже переехали жить в Минск, на импровизированном рынке в районе так называемой «комаровки» (болотистое место города с тучами комаров весной и летом).

В апреле 1945 года, перед самым окончанием войны, отец перевез нас с мамой в г. Минск с останковкой на одни сутки в Москве. Москва на меня, десятилетнего пацана, произвела огромное впечатление вместе с метро, Белорусским вокзалом, улицей Горького и многим другим. В универсаме ЦУМ мне впервые в жизни купили раскашенный морской костюм из тонкого темно-синего бостона и бескозырку с надписью «Моряк».

Конечно, я был этому счастлив, а что надо было маленькому челoveчку в столь суровое время?!

День Победы над Германией 9 мая мы встречали в Минске. В освобожденном Минске я прочулся с 3-го до 7-го класса. При этом в 14 лет вступил в комсомол, увлекался занятиями в авиамодельном кружке при Минском доме пионеров и школьников. Своими руками сделал воздушный шар диаметром три метра, построил самостоятельно летающую модель планера размером 1×1 м. Все это демонстрировалось на выставке детского творчества. (При отъезде из г. Минска и возвращении в г. Тбилиси забрал с собой модель планера, которая была вручена мне в виде подарка.) Кроме этого, в связи с временным переводом отца в г. Бобруйск, играл в футбол, был вратарем нашей классной команды, будучи учеником 4-го и 5-го класса. При этом моим кумиром был известный вратарь московского «Динамо» Алексей Хомич. Я воочию видел игру Хомича в Минске на единственном тогда стадионе в городском парке им. М. Горького в практически полностью разрушенном городе, стоял за его воротами и перенимал все его приемы по ловле мяча. Мне удавалось даже брать одиночные палыцы. Занимаясь я также баскетболом и плаванием, состоял в обществе «Спартак» (Минск), — плаванием занимался в бассейне восстановленного, наполовину разрушенного Минского дома офицеров.

В декабре 1949 года отца перевели обратно в ЗаКВО в г. Тбилиси, где сначала мы поселились в одной из лучших гостиниц «Интурист», расположенной на проспекте Руставели, самой главной улице города, напротив Дома Правительства. Рядом с гостиницей стояла православная церковь. Я часто из окна гостиницы наблюдал за происходящими в ней церковными службами, праздничными шествиями, связанными с пасхальными и другими событиями.

После возвращения в г. Тбилиси я снова занялся авиамоделизмом, но уже в Тбилиском Аворце пионеров и школьников под руководством весьма профессиональных преподавателей. Один из преподавателей (Грипашвили Александр Ильич) даже знакомил нас, авиамodelистов-школьников, с основами аэродинамики, хотя и несколько поверхностно. Поэтому мне захотелось самому найти хоть какую-нибудь книжку по аэродинамике и более серьезно ознакомиться с этой наукой. Наконец, в одном из магазинов Тбилиси, после тщательных и долгих по-

исков, я обнаружил и купил книгу Мартынова А.К. «Экспериментальная аэродинамика» [21], которая впоследствии мне пригодилась после поступления в Московский авиационный институт им. С. Орджоникидзе на «Соколе» (МАИ) при проведении лабораторных занятий в аэродинамической трубе Т-1 МАИ и курсовых работах (на 3-м курсе).

В авиамодельном кружке при Тбилиском Аворце пионеров и школьников, так как это уже был не Дом, а целый Аворец бывшего грузинского наместника, я делал различные модели самолетов, в основном таймерные модели с бензиновыми моторчиками с ограниченными временами работы моторчика, с авиационным отключением через 20 с его работы в полете в соответствии с правилами полета таймерных моделей (с помощью отпирания запаса топлива в бачке, откуда поступает топливо в моторчик). Обычно применялись моторчики компрессионного типа, а в топливо на основе эфира и авиационного масла иногда добавлялась касторка. Я участвовал в республиканских соревнованиях по авиамodelизму среди школьников, а на предпоследнем году учебы в школе (в 10-м классе) спроектировал (сам вычертил) модель самолета необычной схемы — так называемой «утки», с задним расположением крыла самолетом впереди фюзеляжа, да еще добавил с толкающим трехлопастным винтом, в отличие от часто применяемых двухлопастных винтов. Схему «утки» я высмотрел в одном из отечественных журналов по авиации, на страницах которого был изображен опытный самолет ОКБ Микояна и Гуревича (МиГ). Эта схема обладает рядом преимуществ, а именно, прекрасной продольной устойчивостью, т. е. самостабилизацией. Потом с этой моделью я выступал на республиканских соревнованиях, проходивших в грузинском городе Рустави, недалеко от Тбилиси, в открытом поле. Эти соревнования обслуживались самолетами типа Ан-6 для поиска далеко улетающих наших авиамodelей, какой оказалась и моя модель, за которой был послан на поиски самолет, а я бежал за ней по полю.

В школе я учился на «хорошо» и «отлично». Моим воспитанием, главным образом, занималась мама. Еще в детстве, кроме занятий музыкой, она мне читала книжки с русскими сказками, сказками Андерсена и народов мира, она мне привила любовь к стихам Пушкина, Бальмонта, Лермонтова, Некрасова и других поэтов, произведениям французских писателей —

Виктора Гюго («Отверженные»), «Собор Парижской Богоматери» и др.), Мопассана, Золя и др. Главное, к чему причудила мама, это — пришел из школы, — прежде всего надо сделать уроки, а потом можно заниматься всем, чем угодно: авиамоделизмом, спортом, ходить в кино и т. д. И всю свою жизнь я так и делал, в том числе и работаю.

В те годы Тбилиси был культурной «Меккой» — замечательные симфонические концерты в консерватории, прекрасные оперные и балетные спектакли в театре оперы и балета, со столитыми и иностранными гастролерами — Тбилиси даже называли «маленьким Парижем».

После перевода отца в ЗаКВО и возвращения в Тбилиси из Минска, когда я продолжил учебу в школе (8—11 классы, 1949—53 годы), у меня появились новые друзья, в первую очередь Рафик Гевенян, с которым мы сидели за одной партой. Он был сыном главного администратора Тбилисского русского драматического театра им. А. Грибоедова. Мы имели возможность бесплатно посещать этот театр и ходить на самые интересные спектакли и премьеры по контрамаркам. В этом театре я впервые увидел Павла Дуспекаева в роли Амеши из «Оптимистической трагедии» Всеволода Вишневского. В этом театре выступали срыльные из центра (Москвы) актеры, одним из которых был Иван Русинюв, в него были влюблены все женщины Тбилиси, главным образом за его роли — Фердинанда в пьесе Шиллера «Коварство и любовь» и нацдива Кикидзе — Героя гражданской войны в пьесе «Кикидзе», в том числе за его блестящее исполнение по ходу спектакля «Аезгинки». Все это я видел своими глазами, посещая эти спектакли. После поступления в МАИ в Москве я видел афиши с его именем в качестве чтеца стихов и прозы. Вероятно, его возвращение в Москву было связано со смертью Сталина 5 марта 1953 года и расстрелом Берии 23 декабря 1953 года, главного «инквизитора» СССР.

Интересно, что сразу после смерти Сталина в райкоме партии Ленинского района г. Тбилиси, где находилась моя школа № 9 (кстати, бывшая гимназия), была организована лекция на тему «Образ Сталина в советской литературе». Как оказалось, Сталину в советской литературе было посвящено только одно произведение — роман «Хлеб» Алексея Толстого, связанный с описанием обороны Царицына, а также, хотя весьма условно, роман «Цемент» Федора Гладкова. Большинство уче-

ников нашего класса посетили эту лекцию. Каково же было наше удивление, ибо ничего нового мы больше не услышали.

Наш класс по знаниям школьной программы был очень сильным. После завершения выпускных экзаменов 39 учеников нашего класса из 42 получили золотые и серебряные медали. О нашем классе была даже написана статья в июльском номере 1953 года центральной грузинской газеты «Зара Востока». В нашем классе имелись даже свои школьные артисты (Соколов Володя, Сихарулидзе Юра, Косый Игорь — вечный комсорг класса, Разумный Юра) и поэт — Чепурин Виталий (вскоре после окончания школы скончавшийся от рака крови, о чем я уже узнал, будучи в МАИ), посвятивший в своей поэме о нашем классе мне несколько строк, как будущему авиаконструктору вертолетов. Из нашего класса вышли Адамашвили Юра (Адамин\*) — будущий архитектор г. Сочи, Смирнов Валентин — тоже архитектор, но уже в далеком Магадане. У нас в классе был собственный «Демешев» — Петя Ларин с прекрасным голосом тенора. Только я один из нашего класса увлекался техникой, в частности авиацией. Мой друг, Рафик Гевенян, с которым мы сидели за одной партой, стал музыкальным режиссером в русском драматическом театре им. А. Грибоедова и, когда приезжал к нам в Москву в 1988—91 годах, всегда закупал большое количество граммофонных пластинок классической музыки для использования их в различных спектаклях своего театра. Кстати, его жена Нелли была сестрой нашего космонавта, моего однокурсника, Виталия Ивановича Севастьянова, Дважды «Героя СССР». Как все-таки мир тесен!

В Тбилиси после возвращения из Минска, как я уже сказал, мы сначала жили в гостинице «Интурист», а затем отцу дали комнату в трехкомнатной квартире на три семьи в одном из домов в военном городке в районе Авлабара (армянском районе города) по улице Шаумяна, дом 7, перестроенном из конюшен. В этом же доме поселилась семья полковника Алексева, вернувшегося после службы в Германии. С его сыном, Савой, мы дружили все последующие годы до моего отъезда в Москву (с 1950 до июля 1953 года), так как были одноклассниками.

\* До смерти Сталина, в период репрессий, в Грузии большинство армян вынуждено были менять в своих фамилиях окончания на грузинские или русские. Поэтому Адамян превратился в Адамашвили, Пирадян (тоже ученик нашего класса) стал Пирадовым. Даже композитор Палашвили был по происхождению армянином (Пальяном).

хотя и учились в разных школах — он в школе № 3, я — в школе № 9. Впоследствии Савава Адежичев, поступив в Тбилисское артиллерийское училище (ТАУ) и окончив его, затем там же стал преподавать, а наш общий товарищ Миша Цакадаманидзе, его однокассник, был братом моего однокассника Гиви Цакадаманидзе, но от разных матерей. Первый из них (Миша) стал известным художником — Заслуженным художником Грузии, хотя в школе учился не ахти как, а второй (Гиви) стал советником в Совете Министров Грузии. В 1987 году мы встретились с ними обоими, когда я посетил своих родственников в Тбилиси после 34-летней разлуки в связи с поминками моей матери на 40 дней. Миша Цакадаманидзе приехал в Москву со своей персональной выставкой. Помимо этого он выставлялся в Париже и других городах Европы.

Там же, на Авабаре, недалеко от нашего военного городка, размещался армянский драмтеатр, в котором ведущим актером был знаменитый армянский артист Ваграм Папазян — лучший исполнитель роли Отелло, с кем мне посчастливилось случайно познакомиться в театре им. А. Грибоедова у главного администратора.

Естественно, что в школьные годы существовало влияние на наше воспитание оказало кино: советские кинофильмы «Свинарка и пастух», «Сердца четырех», «Моя любовь», «Жди меня», «Небесный тихоход», «Волга-Волга», «Веселые ребята», «Визитеры», «Она защищает Родину», «Секретарь райкома», «Два бойца», «Подвиг разведчика», «В 6 часов вечера после войны», «Подкидыш», «Три товарища», «Вратарь», «Парень из нашего города», «Трактористы», «Первая перчатка», «Как закалялась сталь», «Поезд идет на Восток», «Сказание о земле Сибирской», «Весна» и др., экранизация непревзойденной русской классики — «Живой труп» с Николаем Симоновым, «Без вины виноватые» и «Анна Каренина» с выдающейся театральной актрисой Алой Тарасовой (кстати, мне посчастливилось именно в Тбилиси с моим другом Рафиком Гевеняном быть на первом просмотре этого фильма). И, конечно, зарубежные фильмы, на которые мы, школьники, выставляли промадные очереди, и даже ночами — «Серенада солнечной долины», «Серенада его Аворецкого», «Три мушкетера», «Железная маска», «Знак Зоро», 10 серий «Тарзана», «Их было пятеро», «Судьба солдата в Америке» и др.

Так протекали мое детство и юность.

## 2. Студенческие годы

Успешно окончив школу с серебряной медалью (у меня была одна четверка по русскому языку и литературе) в 1953 году, я поступил в МАИ им. С. Оражоникидзе на 1-й (самолетостроительный) факультет без сдачи экзаменов, а только пройдя собеседование с деканом факультета, и стал студентом. Как оказалось впоследствии, эта школьная оценка (четверка) не помешала мне составить и выпустить более 200 научно-исследовательских работ — научно-теоретических отчетов, эскизных проектов и актов по результатам лабораторных, заводских и государственных испытаний, различных протоколов по результатам проведенных летных и стендово-грековых экспериментов с каптапультированием средств аварийного покидания и летных испытаний систем заправки самолетов топливом в полете как макетных, так и опытных образцов.

В день отъезда из Тбилиси 3 июля 1953 года мне мама по секрету от всех, в том числе и отца, с которым собралась в Москву, сказала, чтобы я был осторожен там и, самое главное, что «Берия — враг народа». И действительно, мы приехали с отцом в Москву 6 июля, сдали документы в приемную комиссию МАИ, нам предложили возможность переночевать в общежитии МАИ, а утром 7 июля, когда мы проснулись, по радиоуктору объявили, что «Берия арестован как враг народа и предан суду». Как известно, Берия был расстрелян 23 декабря 1953 года. Когда я сказал отцу, что мама в день отъезда меня об этом предупредила, он не поверил.

При поступлении в МАИ оказалось, что отдаленно от меня приехали поступать и тоже на самолетостроительный факультет мои коллеги по авиамоделльному кружку при Тбилисском



Дворце пионеров и школьников — Борис Саакян\* и Владимир Доскутов\*\*. Мы даже попали в одну группу. Все окончили школу с медалями различного достоинства. Нас зачислили без экзаменов, как я говорил выше, после прохождения собеседования, но без предоставления общежития. Поэтому нам всем пришлось искать угол или комнату поблизости от института. Сначала мы все жили по отдельности, каждый сам по себе на «Соколе» в районе Песчаных улиц Москвы. Но уже через месяц Ава мы сошлись ближе и стали практически «не разлей вода». К нам примкнул еще наш соотечественник — Арвид Тохунц\*\*\*, который оказался моим соседом по двору в Тбилиси: он жил с родителями в доме № 11 по ул. Дзержинского, а я в доме № 7 по той же улице, но в Тбилиси мы с ним никогда не встречались, а только впервые — в Москве. На 2-м курсе я уже объединился с Володией Доскутовым в одной комнате, а Арвид Тохунц в отдельной комнате у той же хозяйки квартиры на ул. Врубеля, рядом с Пищевым институтом. Так мы вместе продавали углы и огорого русского, но у которого мать была грузинкой.

Учеба в МАИ проходила как в тумане. На 1-м курсе было особенно тяжело. Надо было на лекциях все записывать за коммандными моделями (массой до 5 т) и моделями с закрученными резиновыми жгутами, способными раскручивать пропеллер (воздушный винт) модели в течение 10—15 с и перемещать ее в пространстве, многократный участник всесоюзных соревнований — до 1952 года) и чемпион Грузии. После окончания МАИ был распределен в г. Долгопрудный Московской области на машиностроительный завод начальником одного из цехов, впоследствии стал начальником Главного Вычислительного Центра Стат. Управления СССР, а затем России.

\*\* Владимир Доскутов — в том же тбилисском авиамоделльном кружке занимался построением моделей точных копий настоящих самолетов советских авиаконструкторов, одной из которых была точная копия самолета АНТ-25 конструкции А.Н. Туполева. После окончания МАИ был распределен в г. Железнодорожск-1 Красноярского края, где работает и в настоящее время.

\*\*\* Арвид Тохунц — в нашем кружке не состоял. После окончания МАИ был направлен сначала в ОКБ Туполева, где защитил кандидатскую диссертацию, а затем перешел в Жуковский ЭМЗ на должность заместителя генерального конструктора (В.М. Мисшлева). В настоящее время является Главным специалистом аэрокосмической корпорации (АК) «Воздушный старт».

преподавателями и вести конспекты, чему нас, школьников, не учили в тбилисской школе. Приходилось заниматься переписыванием лекций у тех студентов, которые это делали успешно. Кроме этого, надо было выдолбить много чертежных «листов», давать большое количество иностранных (английских) текстов, измеряемых в тысячах знаков, математический анализ в виде интегралов и производных и др. В первую же зиму 1953/54 года, в первом же семестре, пришлось сдавать нормы бега на лыжах и сразу на 30 км, что привело к частичному, но серьезному обморожению пальцев рук и кончиков ушей у меня и моих друзей, особенно у Бори Саакяна и Арвида Тохунца. Это усложнило выполнение чертежных работ по техническому черчению и даже сдачу зачета по черчению. Но все обошлось, хотя и с последствиями дальнейшей жизни в условиях климата средней полосы страны, отличной от далекого юга.

В 1954 году, после моего отъезда в Москву, мои родители переехали жить в Крым, а именно, пос. Гурзуф, эту жемчужину Юга, где мама, однажды побывав в 1933 году, мечтала снова попасть туда и даже обосноваться и очень переживала, когда немцы захватили Крым, все боялась, что это надоело, и была счастлива, когда пришло известие о его полном освобождении. Отец устроился работать в Центральном гурзуфском военном санатории Минобороны СССР, где проработал 27 лет до самой своей смерти (1981) в возрасте 76 лет. А мать умерла в 1987 году в возрасте 82 лет. Оба похоронены в одной могиле на кладбище в пос. Краснокаменка Большой Ялты, рядом с Гурзуфом, тогда еще на Советской земле. Мы с женой и детьми регулярно в течение 42 лет ездили отдыхать к родителям в Крым. Последний раз мы посетили Крым осенью 1995 года. С тех пор, вот уже более 10 лет не ездим в Гурзуф, в связи с нежеланием видеть происходящие там упадок, запустение, нищенскую жизнь проживающих там крымчан. Наш друг — Володя Кузнецов, прекрасный спортивный врач с громадным практическим опытом работы, проработавший долгое время с детьми в Артеке и работающий в последнее время на станции скорой помощи, проживающий в Гурзуфе и мой постоянный партнер по большому теннису, — по нашей просьбе регулярно поддерживает в хорошем состоянии мойму наших родителей, за что ему большое спасибо.

Нам, студентам МАИ 1960-х годов, посчастливилось слушать лекции выдающихся ученых, академиков, профессоров —

преподавателей Остославского И.В. (по аэродинамике), Артоблевского И.И. (по теории механизмов и машин), Образцова И.Ф. (по сопротивлению материалов и расчету самолетов на прочность), Свешникова Г.Н. (по георетической механике), Гостева Г.В. (по допускам и посадкам), Ятуновского В.С. (по высшей математике), Трапезина И.И. (по физике), Бландова П.И. (по гидравлике), Шульженко М.Н. (по конструкции самолетов), Ходакова Ю.В. (по химии), Четверухина Н.Ф. (по начертательной геометрии), Братухина И.П., Микояна А.И., Яковлева А.С., Юрьева Б.Н., Аржанникова Н.С., Мальцева А.К. и многих других.

На 3-м курсе МАИ с осени 1955 года определились тематика и направление будущей моей учебы с добровольным выбором специализации — «Оборудование самолетов», куда входили гидравлическое, высотнозащитное, пилотажное и другое оборудование самолетов, а также средства спасения. На 4-м курсе старшекурсником Олегом Самойловичем (в будущем он стал одним из руководителей ОКБ Сухого) был организован кружок по специализации — средствам спасения экипажей самолетов. В этот кружок вошли несколько человек из нашей группы С-19 — Андрианов Арнольд (мой тезка), Буйко Дима, Кривичкий Игорь и я. Руководитель кружка, Олег Самойлович, знакоми нас с некоторыми проблемами спасения экипажей самолетов, заинтересовал нас вопросами создания отделяемых кабин как одного из средств спасения, с передачами переносимости перегрузок по Гератевуюю, немецкому исследователю переносимости человеком перегрузок, проводившему опыты на людях (советских военнопленных в годы Отечественной войны) [22]. Олег Самойлович ознакоми нас в общих чертах с диссертацией Северина Г.И. «Динамика отделяемых кабин» [62], как раз защитившего кандидатскую диссертацию по этой теме в 1955 г. Курсовые работы мы брались делать по тематике «Оборудование самолетов» — «Средства спасения, защитное и высотное снаряжение летчика».

В 1959 году я окончил МАИ, защитив в феврале дипломную работу по теме «Экспериментальный самолет, оборудованный комбинированной защитной капсулой в качестве средства спасения летчика», взяв за основу схему американского самолета-истребителя F-104, но применяя на нем два прямоточных двигателя на концах крыльев и три жидкостнореактивных двигателя в хвостовой части фюзеляжа для использования его на

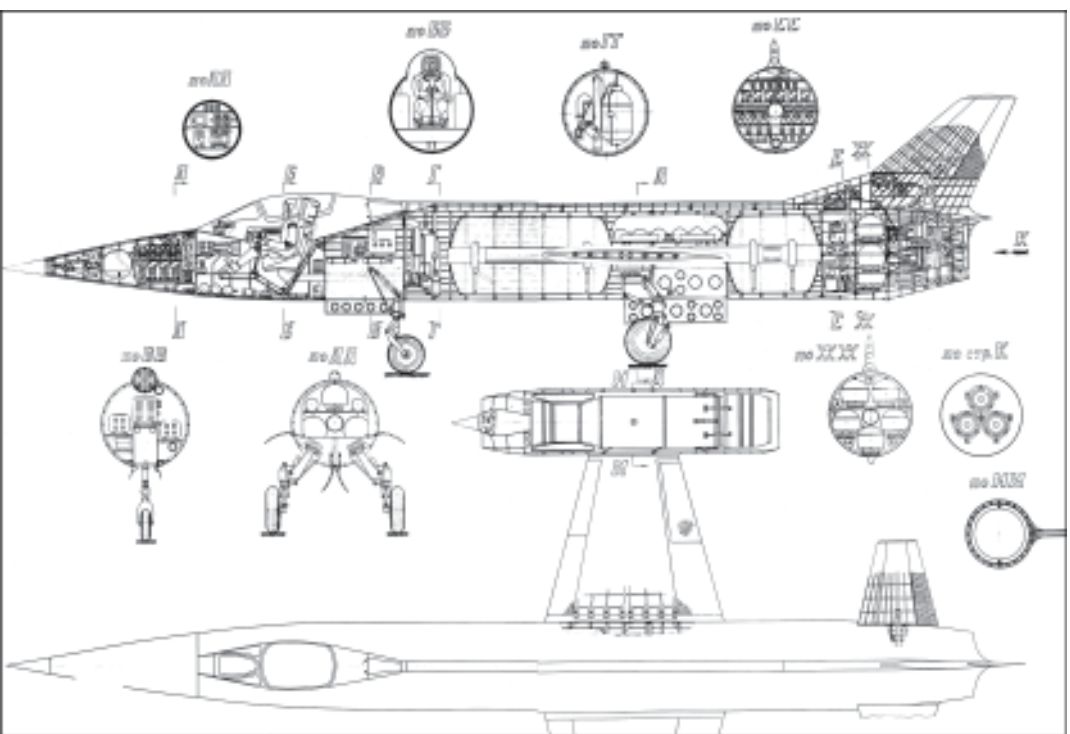


Состав нашей группы С-19 — студентов 1-го факультета МАИ — выпуска 1959 года

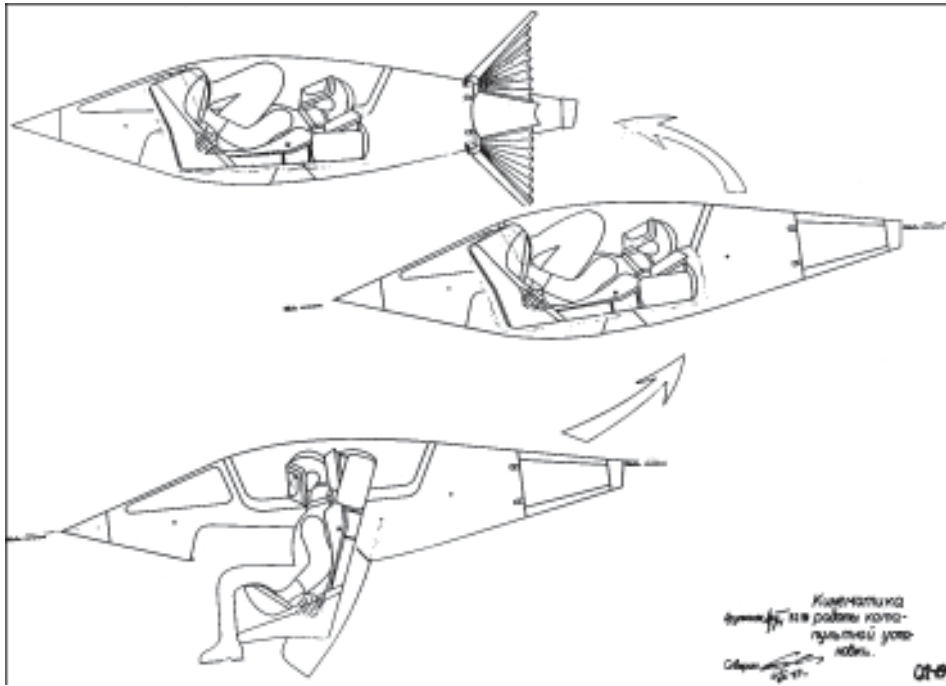
взлете и включения в полете в экстренных случаях для резкого уменьшения скорости полета [20], [136]. Все аэродинамические характеристики капсулы были определены мной расчетным путем как для тела вращения с использованием книги Красно-ва Н.Ф. «Аэродинамика» (1-е изд.) [17].

Я был распределен в пос. Томилино Московской области на завод № 918 Министерства авиационной промышленности (МАП), созданный в 1952 году в соответствии с Постановлени-ем Правительства СССР от 29 октября 1952 года. Завод не-однократно менял свое название — завод «Звезда», машино-строительный завод «Звезда». Научно-производственное пред-приятие (НПП) «Звезда», после акционирования в 1994 году — Акционерное общество НПП «Звезда» и, наконец, с 1996 года и по настоящее время — Открытое акционерное общество (ОАО) «НПП Звезда».

Преддипломную практику я проходил в 24-й лаборатории 2-го комплекса ДИИ им. Громова. Моим руководителем дип-ломного проекта был начальник лаборатории Северин Гай Иль-ич, в будущем (с 1964 года) ставший Главным конструктором завода № 918 МАП. Проходя преддипломную практику, я на-учился проводить расчеты по численному интегрированию (с помощью логарифмической линейки и арифмометра, тогда еще не было вычислительных машин) пока только плоского дви-жения средств спасения (катапультирных кресел, капсул и др.) для определения траекторий движения при катапультировании, ознакомился с диссертацией моего руководителя Северина Г.И. по динамике отделяемых кабин [31] как средства спасения лет-чика, техническими переводами по материалам зарубежной ин-формации, в частности, капсулы американской фирмы «Stanly» («Стенли») [136], которую я взял за прототип в своем дипломном проекте, добавив в нее ряд новых элементов. Я ввел комбина-цию катапультирного кресла с закрывающейся частью и конструк-ции фонаря самолета с установкой в качестве стабилизирую-щих элементов в виде «перьев» по схеме «волана» бадминтона, раскрывающихся автоматически при отделении капсулы от са-молета. При этом до определенной высоты (в диапазоне высот 40 — 3000 м) летчик покидал кабину в катапультином кресле, а на высотах от 3000 м до  $H_{\text{макс}} = 40000$  м — в герметичной капсуле. Моим дипломным проектом пользовались последующие поколе-ния студентов МАИ. С некоторыми из них мне пришлось слу-чайно встретиться и выслушать их одобрение.



Экспериментальный самолет с катапультиной установкой в виде комбинированной капсулы спасения летчика (Дипломный проект Арутюняна А.Г.)



Кинематика работы комбинированной капсулы спасения (Дипломный проект Арутюнян А.Г.)

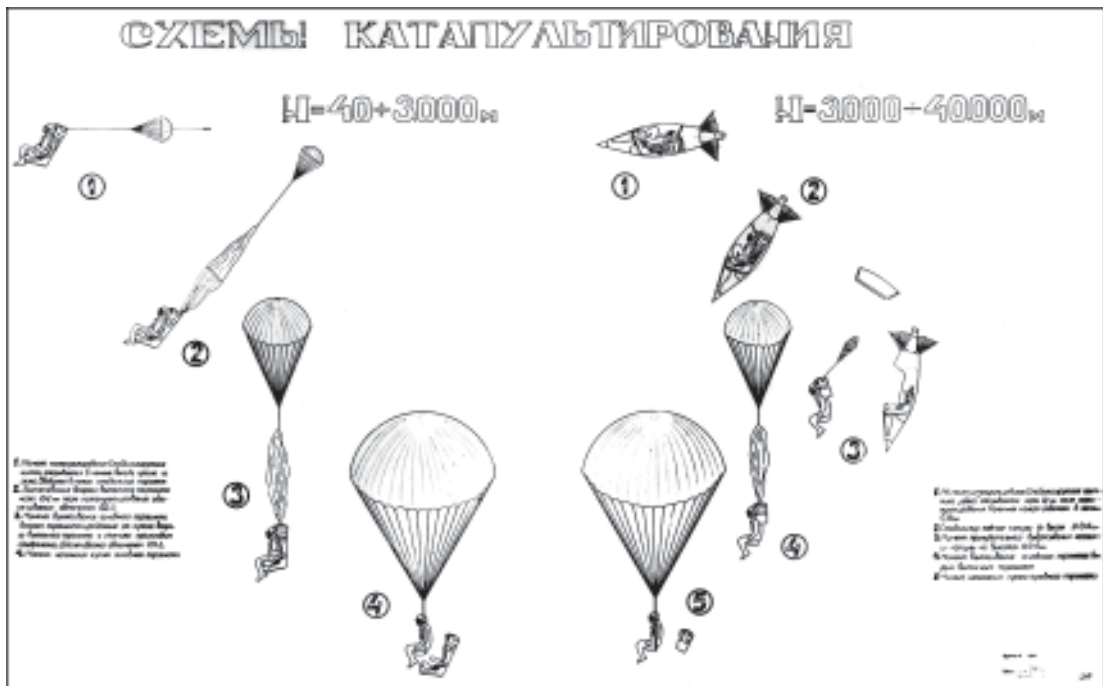


Схема катапультирования комбинированной капсулы спасения (Дипломный проект Арутюнян А.Г.)



Надо отдать должное работникам 24-й лаборатории МИИ — доктору технических наук Мееровичу Г. Ш., кандидатам технических наук Африканову Е. А., Александрову Ю. К., Радину В. Н., расчётчице Хачатуровой Эмме, а также представителем от завода № 918 в МИИ Кацкой-Семенчинской Наталье и Дившицу Саше, с которыми впервые встретились и познакомились в 1958 году именно в 24-й лаборатории, правда, с Дившицем А. Н., окончившим МАИ на год раньше, мы общались еще раньше в МАИ (он специально приехал с завода № 918 на лекции по высотной защите оборудования, которые читал нам Быков А. Т.). Они встретили нас, дипломников, благожелательно и внимательно отнеслись к нам (я проходила там практику еще с тремя своими сокурсниками, один из которых был жителем г. Жуковского — Кривицкий Игорь, впоследствии ставший полноправным членом этой лаборатории и защитивший там диссертацию), оказывали нам всяческую помощь и помогали разобраться в сложных научно-технических вопросах. Впоследствии я с этими людьми работала, будучи представителем, хотя и молодым специалистом, от своего завода № 918, куда меня все-таки распределили, хотя я очень хотел попасть именно в эту лабораторию МИИ, занимающуюся летными и научными проблемами по средствам спасения летных экипажей.

И мы всегда находили общий язык и взаимопонимание, даже и сейчас, в двухтысячные годы. Кстати, первой, кто меня встретил на заводе в первый день прихода в НИО в бригаду аэродинамики Балкина Я. В., была как раз Кацкая-Семенчинская Н. Е., огнесшаяся ко мне, как к старому знакомому. Для первого дня пребывания в новом незнакомом коллективе это было приятно. До сих пор мы с к. т. н. Кацкой Н. Е. и к. т. н. Дившицем А. Н., уже ставшим начальником КО-1 вместо ушедшего по болезни и на пенсию Гальперина В. Г., поддерживаем прекрасные деловые и дружеские отношения.

Надо отметить, что из нашего курса 1-го факультета выпуска 1959 года МАИ вышли замечательные люди — космонавт, дважды «Герой СССР» Виталий Севастьянов, летчик-испытатель ОКБ Микояна Юрий Абрамович, летчик-испытатель МИИ им. М. М. Громова вертолётчик Анатолий Грищенко — «Герой России», ценной своей жизни принемиавший участие в ликвидации аварии на Чернобыльской атомной электростанции 1986 года, руководители различных предприятий, учреждения и подразделения Горячев В., Блинов А., Мартиросов Р.,



Наша группа С-19 через 45 лет (на встрече в МАИ 22 октября 2004 года)





*2004 год. Мы вместе учились в МАИ (1959)*

Андрянов А., Светозарский В., Пак Е., Головин В., Пионов А., Мятков Ю., Неймарк Э., Горбенко Е., Симонова-Котова С. и многие другие, некоторые выпускники нашего курса избрали другой путь — Кошелашова Нэлли (ставшая известной бадриной), Упоров Николай (ставший художником), Новокшинов Юрий (журналистом), наши иностранные коллеги — Карпюк Владык из Польши, Гэ Пин из Китайской Народной Республики и др. За последние годы наш курс потерял многих из своих коллег — Выгодский Ю., Грищенко А., Кочанов В., Кургузов В., Лекутович А., Мазурин В., Семенов А., Светозарский В., Скопинов А., Федченко А. и др.

### 3. Творческая научная и летно-исследовательская деятельность

#### 3.1. Как это началось

С 7 апреля 1959 года я был принят по направлению МАИ в научно-исследовательский отдел (НИО) конструкторского бюро завода № 918 МАП в бригаду аэродинамики под руководством начальника бригады Балкина Якова Владимировича. Однако, прежде чем попасть на завод № 918, я был направлен на завод топливной аппаратуры «Кристалл» (на ст. Новая, около Московского завода «Компрессор»). Но из отдела кадров я сразу направился к главному конструктору Заславскому и объяснил, что мне хотелось бы заниматься средствами спасения членов экипажа самолетов и к топливной системе у меня тяги нет. Как ни странно, он вошел в мое положение и вернул мое направление из МАИ с отказом в моих услугах. Я вернулся в деканат 1-го факультета МАИ, где мне дали новое направление, уже на завод № 918. Моя просьба о направлении в ЛИИ не была удовлетворена из-за того, что в ЛИИ уже набрано достаточно молодых специалистов и в 24-ю лабораторию (Кривичкий И.Г. — мой однокурсник), а также в другие подразделения ЛИИ также из моих однокурсников, из числа проживающих в г. Жуковском.

К сожалению, в первые 6 месяцев работы на заводе меня направляли на новостройку — строить новый стадион в пос. Томино. В один из таких дней, обливаясь холодной водой из воколонки на территории еще не построенного стадиона, я

простудился, подучил осложнение на легкие и вынужден был пять месяцев (с августа 1959 года до января 1960 года) лечиться в больнице — сначала в загородной больнице в пос. Захарьино, а затем в военном госпитале им. Бурденко в г. Пушкино Московской обл., куда меня устроили мои родители, как сына военнослужащего в отставке, а потом еще три месяца в подмосковном санатории «Ленинские горки».

Там я познакомился со своей будущей супругой Ольгой Васильевной на одном из танцевальных вечеров в клубе этого санатория, расположенного в деревне Луккино Подомосковья в бывшем женском монастыре, где она жила с мамой и работала бухгалтером санатория (отец погиб в первые дни войны 1941 — 45 годов под Смоленском, даже не увидя своей дочери, родившейся 8 июля 1941 года). Мы полюбили друг друга, можно сказать, с первого взгляда. День нашего знакомства совпал с днем моего рождения — 15 февраля 1960 года. После выписки из санатория в марте месяце 1960 года я сразу забрал ее с собой. Мы сняли в частном доме в поселке Томино, по месту моей работы, комнату. Несколько раз переезжали из одного частного дома в другой в течение трех лет, причем жили нересписанными. После официальной регистрации нашего брака в январе 1963 года мне на работе легко того же года дали однокомнатную квартиру. С этого момента жизнь наша стала более прекрасна и удивительна. В 1977 году (через четырнадцать лет) после рождения детей (дочери Сусанны в 1970 году и сына Алены в 1973 году) нам предоставили уже трехкомнатную малоэтажную квартиру, и мы, проиграв обмен в 1978 году, переехали жить из Томино в Старое Косино, которое с 1986 года вошло в состав Перовского района Москвы, где и живем по настоящее время.

Надо сказать, что по инициативе Виталия Лебедева-Егорова, только что поступившего на наш завод бывшему летчика-испытателя, на вновь строящемся стадионе был построен теннисный корт, правда, с асфальтовым покрытием, но окрашенным красным суриком с белой разметкой, на котором я с 1964 года после болезни начал делать первые самостоятельные шаги в освоении любительского большого тенниса. Никогда не забуду, что спортивный руководитель и тренер по хоккею нашей заводской команды Худолеев Николай Маркович нашел на скамье искривленную деревянную ракетку марки «Таллин» и белые спортивные тапочки меньшего размера, чем мне было нужно,



Моя супруга  
Ольга Васильевна  
в год нашего знакомства



1961 год. На отдыхе

в которых я вынужден был играть с затнутыми задниками, начинала осваивать премудрости этого вида спорта, что я продаю-жаю делать вот уже более 40 лет. За это время я приобщил к большому теннису всех членов моей семьи — сына, дочь, зятя, внуков. Жена моя, Ольга Васильевна, прекрасно играла в настольный теннис и успешно защищала честь нашего завода, и осваивать большой теннис ей не захотелось.

В апреле 1960 года я вернулся на завод в НИО и продолжил свою деятельность как инженер.

Мне сразу поручили проведение расчетов по определению траекторий перелета через киль самолета при катапультировании проектируемых в то время катапультирных кресел типа К-22 и К-24 для различных типов самолетов (Ла-250 и др.).

Кроме этого, я фактuallyтивно занимаюсь сбором технической информации по аварийному покиданию зарубежных средств спасения, а также по проблемам освоения Луны (как член созданного на заводе Совета молодых специалистов, где мне было поручен раздел научно-технической информации). Мне приходилось не только собирать такого рода информацию, но и редактировать технические переводы, исполненные нашими специализированными переводчиками, а порой и самому выполнять такие переводы.

В это время наш завод уже занимается разработкой средства возвращения, после завершения космического полета, в виде катапультиной капсулы спасения космонавта, имеющей индекс В-3А (по заглавной букве первого в мире космического корабля «Восток», созданного на Востоке (в СССР), а не на Западе, а также подготовкой к космическому полету первого космонавта (еще не известно, кто).

Мне было поручено проведение расчетов траекторий при катапультировании из ракеты-носителя, выводящей на расчетную орбиту космический корабль «Восток», в случае аварии еще на старте с учетом «розы ветров» на полигоне Байконур. Естественно, все держалось в строгом секрете, в том числе место старта, его условия и все остальное, что не положено было знать простому смертному, т. е. нам, тем более молодым специалистам. По результатам расчетов проводились эксперименты на специально созданном на заводе тренажере-вышке, высотой 35 м, имитирующем высоту выводящей ракеты-носителя. Меня также привлекали к проведению киносъемок так-ких экспериментов (занимался от кинофотолаборатории завода

Василий Афатов) и расшифровке траекторий. Расшифровка траекторий в то время делалась весьма приближенно методом сравнительной мерной линейки, что никак не способствовало точности и соответственно истинным результатам. Поэтому я взялся за разработку новой, более точной методики. В короткий срок я ознакомился с имеющейся литературой по фотосъемке и обнаружил довольно интересную книгу-учебник Веселовского Н.Н. «Фотограмметрия» (Геодизиздат, 1945) [73] о законах перспективной съемки и на ее основе в начале 1961 года, за три месяца до полета первого космонавта (а им оказался, как известно, Юрий Алексеевич ГАГАРИН), создал практическую методику расшифровки экспериментальных траекторий по испытаниям на наземных стендах и тренажерах по фотокиносъемке относительно центра фотокадра с определением масштабных коэффициентов по формулам (Арутюнян А.Г., Балкина Я.В. «Перспективная съемка и методика расшифровки экспериментальных траекторий, полученных при испытаниях на наземном стенде (тренажере)», отчет завода № 918, 1961 год [72]). Для этого необходимо было знать ряд очень точных параметров, таких как: расстояние от киноаппарата (его главной оптической оси) до плоскости траектории движения, фокусное расстояние киноаппарата, угол наклона главной оптической оси киноаппарата к горизонту, размеры кинокадра. В результате обработки траекторий по этой методике была получена высокая точность расшифровки в пределах  $\pm 0,5$  м. Впоследствии данная методика была применена при расшифровке траекторий на ракетном треке (ракетной дорожке) на различных скоростях катапультирования при отработке и испытаниях катапультирных кресел различных модификаций — созданного заводом кресла К-36 для спасения экипажей различных боевых самолетов, системы катапультирования РПС-37 для спасения экипажей боевых вертолетов типа Ка-50 («Черная акула») и Ка-52 («Алпаторг»), а также катапультирного кресла К-36РБ для спасения экипажа много-разового космического корабля (МКС) «Буран» (отечественной «Шаттла»). В 1962 году меня направили в Фаустово (Белозерский филиал «Прибор», ныне ФКП ГНИИАС) вместе с кинооператором завода Афатовым Василием для оценки правильности выбора мест установки киносъемочной аппаратуры на вновь создаваемом тренажере для испытаний с катапультированием.

Надо сказать, что для проверки верности разработанной мной методики начальник бригады Балкина Яков Владимирович

поручил одному из наших, тоже молодых инженеров, Лебедевой Инне, но окончившей Московский институт аэрофотосъемки и картографии, эту мою работу, которая дала положительный отзыв о ее соответствии существующей теории перспективной фотосъемки и применимости в нашей практике. Иначе и не могло быть, поскольку я как раз и использовал эту теорию, применив к нашим условиям катапультирования. У начальника бригады Балкина Я.В. было правило, если он в чем сомневался, всегда привлекал знающих специалистов для решения возникающих проблем (например, Леню Любина, впоследствии блестяще защитившего кандидатскую диссертацию по теории жидкости в условиях невесомости). В будущем Балкина Я.В. уже мне поручал делать такие проверки и даже заново выполнять целые направления работ, за которые никто не брался или делал недостаточно квалифицированно, как, например, создать близкую к реальным условиям математическую модель динамики ракетно-парашютной системы катапультирования. До этого не существовавшей ни у нас, ни за рубежом.

В 1962 году я подготовил по линии Совета молодых специалистов завода (СМС), будучи ответственным за техническую информацию в Совете, реферат по проблемам освоения Луны и передал его секретарю-машинистке начальника НИО для печати. Однако через пару дней, когда часть реферата уже была напечатана, вдруг оказывается, что реферат со стола секретаря-машинистки таинственным образом исчез. Оказывается, накануне исчезновения реферата с нашего завода (1962) уволился из НИО бывший мой однокурсник Урсуд Аркадий, и реферат понадобился ему, вероятно, на новом месте работы. Вообще Аркадий Урсуд был далеко от наших инженерных дел. Так, как-то перед его увольнением мне начальник бригады Яков Владимирович Балкина попросил проверить один расчет траекторий, по которому получалась весьма фантастический результат. Я быстро обнаружил ошибку, связанную с десятикратным увеличением параметра, весьма важного в динамике движения кресла, и доложил начальнику бригады, но сразу понял по почерку, что этот расчет принадлежит Аркаше Урсуду. С той поры он, естественно, меня возненавидел. Поэтому решил мне отомстить, похитив реферат с очень интересными материалами по состоянию дел с освоением Луны. Уже в ближайшие два года были запущены первые космические аппараты в сторону Луны и первые луноходы. Урсуд же переключился только на



философские проблемы освоения Космоса и в угоду коммунистической идеологии, подерживаемой Другом его отца, первым секретарем ЦК партии Молдавии Бодоном, кстати, большим Другом Брежнева, выказал идеи заселения Космоса в основном коммунистами-инопланетянами и что Землю посетят именно они, что было Урсудом А.Д. опубликовано в своей книге «Освоение Космоса», 1969, а сам он стал впоследствии (еще в «коммунистическую эпоху», в 1974 году) так называемым «доктором философских наук», специализирующимся на весьма уроудливых идеях по философским вопросам освоения Космоса. Урсуд А.Д. регулярно избегал встреч с однокурсниками каждае последующие пять лет после окончания МАИ (в 1959 году), за исключением встречи через 20 лет, т.е. в 1979 году, в том числе и со мной, посчитавши себя «космическим пророком». Последние 25 лет никто о нем не знает ничего, куда он пропал и что с ним. Да бог с ним и украденным им рефератом. Как говорится, бог ему судья. Кстати, последняя встреча с моими однокурсниками состоялась 22 октября 2004 года в МАИ после 45 лет окончания института. Эти встречи стали возможны благодаря инициативной группе курса во главе с М. Каморским, А. Богда-ном, В. Олейником (из группы С-11) и др.

В 1962 году наш завод впервые участвовал в спартакиаде Аюберецкого района по различным видам спорта: баскетболу, волейболу, настольному теннису, шахматам и др. Мне поручили собрать команды по всем этим видам и возглавить их. Сам я участвовал в соревнованиях по баскетболу, иногда приходилось подменять недостающих игроков по шахматам и др. видами спорта. А моя жена, Ольга Васильевна, вместе с Ювеналом Преображенским из отдела 7 завода приносили победы (по настольному теннису) и зачетные очки команде. Моя жена работала электриком 3-го разряда в цехе 1 по космической тематике (летные костюмы, скафандры, противопоперегрузочные костюмы, защитные шлемы и гермошлемы и др.). Она занималась пайкой шлемофонов и гарнитур связи (в частности, подготовила гермошлем к космическому скафандру для Валентины Терешковой под руководством мастера цеха Анны Демьяновны). В результате наш завод в спартакиаде 1962 года занял общее 1-е место в районе.

В это же время комитетом комсомола завода под руководством парткома проводилась борьба за дисциплину труда. В нашем подразделении (НИО) мне, как активному комсомольцу,

секретарем комсомола КБ Браверманом было поручено провести фотопрофию занятости рабочего дня инженеров и техников бригады аэродинамики. К сожалению, я добросовестно выполнил это задание, но оно «вышло мне боком», так как все материалы сразу в конце дня передавал секретарю Браверману, а он — начальнику КБ Бахрамову Ата Мухрабановичу. Резонанс для начальника НИО Гальперина В.Г. оказался оглушительным. Крайним оказался, конечно, я. Мне Гальперин устроил приличную выволочку. Даже моя жена, Ольга, когда я ей рассказал вечером об этом поручении секретаря комсомола КБ, заметила, что я — понарый дурак и что мне это даром не пройдет. Так в дальнейшем и получилось: меня всегда незаметно во всем ущемляли. Однако в 1964 году по рекомендации секретаря парткома Харченко Владислава Иосифовича меня избрали секретарем комитета комсомола всего завода. В это время предприятие уже возглавлял только что назначенный Приказом МАП Главным конструктором Северин Гай Ильич вместо прежнего Главного конструктора Алексея Семена Михайловича.

Я постарался, чтобы в состав комитета были избраны активные комсомольцы, в состоянии помочь активизировать и увлечь молодежь интересными делами. Были избраны: Дрикер Григорий, Ульянов Володя, Гибкий Валерий, Аполян Надежда, Тарасенко Николай, Кузнецов Валерий, Чернис Давид, Панова Лида, Левченко Галина, которая подменяла меня на время моего отпуска, и другие, фамилии которых я уже не помню. Был создан «Комсомольский прожектор», активно заработавший под руководством Кузнецова В. Была налажена художественная самодеятельность под руководством Саватеева Виктора, прекрасного аккордеониста. Мы активно подкапчивались к работе Аюберецкого клуба молодых специалистов (возглавляемого Коробицыным Славой). Организовывали вечера встреч, приглашая известных поэтов и литераторов, музыкантов и исполнителей (Аду Якушеву с песнями под гитару, жену Юрия Визбора), известных тренеров (Анаголия Тарасова) и спортсменов (хоккеиста Иванова Эдуарда, фигуриста Горелика Александра, волейболистов Буробина Николая, Рындину Татьяну, благодаря стараниям работника клуба ЦСКА, ныне являющегося начальником лаборатории КО-1 завод), и многих других, всех не вспомнишь, организовывали и проводили интересные молод-



Дежные тематические вечера (к 150-летию М.Ю. Дермونتова и др.) и вечера отдыха (новогодние и др.). Активными комсомольцами были инженеры-электрики Мурадян Генрих, Кабакова Зоя. При активном участии Генриха Мурадяна было организовано посещение вместе с секретарем парткома Харченко В.И. и председателем профкома Заобинным Е.К. юбилейного дня рождения (70-летия) Леонида Осиповича Утесова в Московском доме актеров на улице Горького, на котором мною был зачитан прямо на сцене поздравительный адрес от имени работников нашего предприятия — завода «Звезда», где было сказано, что «Леонид Утесов — основоположник Советского Ажаса», по тем временам крамольное признание.

Много нам помогал директор Люберецкого дома культуры Юрий Львович в предоставлении зала. Проводили вечера не только в Люберецах, но и в Томилкинском клубе «Дружба», для привлечения местного населения, и даже в воинских частях, дислоцированных в Томлино. Для детей зимой заливали льдом во дворах катки, построили хоккейную площадку (коробку) между жилыми домами, где проводили соревнования дворовых команд по хоккею с шайбой, а на заводском стадионе — соревнования дворовых команд по футболу. Проводили спортивные праздники в честь дня Победы, не только для работников своего завода, но и всего посёлка Томлино с участием многих предприятий Томилкинского куста (ТЭПЦ, ЦС, завод «Алмаз» и др.).

В общем, много интересного проводилось, чтобы скрасить жизнь нашей молодежи в эпоху «перехода от социализма к коммунизму».

После двух лет пребывания на посту секретаря комитета ВАКСМ завода я вернулась в свой отдел, который уже был переименован в конструкторское бюро КО-1.

Однако меня избрали в состав Люберецкого горкома комсомола (ответственным за «Комсомольский прожектор» всего района), а затем — в состав Комитета народного контроля района.

С конца 1966 года и в начале 1967 года, вернувшись в КО-1, я смог продолжить работу инженера, хотя мне предлагали в горкоме комсомола перейти на партийную работу и собиралась направить в школу партхозактива, но я благоразумно отказалась, так как меня больше привлекала инженерная и научно-исследовательская работа.



1966 год. В подмосковном комсомольском лагере «Романтики» (п. Конобеево Воскресенского района)

*Мы из слов мопам бантики,  
Мысли блеск, как свет Луны.  
Мы, наверно, не «романтики»,  
Мы, наверно, — болтуны.*

*Собрались прожектористы  
На толковый семинар,  
А сугят «семинристы»,  
Превратив его в базар.*

*За рота берём быка,  
В бучу жизни вклинься,  
А товарищи из ЦК  
Чуть не разучил нас.*

*Г. Друкер*

К этому моменту заводом в КО-1 была приобретена пока только первая вычислительная машина с автоматическим программированием «Наири», разработанная Ереванским математическим институтом под руководством Мергеляна. Я загорелся ее освоением. Первым делом удалось вместе с нашим математиком Василием Денисовым записаться на вечерние курсы по программированию в Московский дом науки и техники (на ул. Кирова), при этом практические занятия проходили при вычислительном центре Академии наук СССР (на пр. Вернадского). Мы с Денисовым В. регулярно посещали эти курсы. После их окончания получили свидетельства инженера-программиста. Знания, полученные на этих курсах, помогли быстрее освоить процесс вычисления на ЭВМ.

Пользуясь ЭВМ, я сначала освоил решение плоской задачи динамики движения катапультного кресла, а потом попробовал решить задачу пространственного движения кресла, но в углах Эйлера, т.е. численным интегрированием дифференциальных уравнений движения, записанных с помощью традиционных (еще со времен раннего Остославского И.В.) углов тангажа, крена и рыскания. К сожалению, к моменту достижения угла тангажа 67°, задача теряла смысл, так как тангенс угла, входящий в знаменатель уравнения, достигал бесконечности, и наступала неопределенность, машина останавливалась и переставала считаться. Хорошо, что к этому времени стали публиковаться книги, учебники и справочники по динамике движения ракет, из которых стало ясно, как этот случай обойти. Оказалось, что необходимо переходить к использованию направляющих косинусов для записей и решения уравнений движения вообще, а для катапультируемых систем — в особенности. Это удалось выполнить у нас на заводе в КО-1 вновь пришедшему из МАИ молодому специалисту Серову Евгению. Дальше все стало гораздо легче. К этому времени завод получил новую вычислительную ЭВМ М-220 с быстрой работой порядка 300 тысяч операций в секунду («Наири» могла считать с быстрой работой лишь 10 тысяч операций в секунду), что существенно уменьшило время проведения расчетов: для сравнения — расчет процесса катапультирования на участке полета через киль самолета в 1 с реального времени ручным способом методом Эйлера (с помощью логарифмической линейки или арифмометра) занимал около двух часов, на ЭВМ «Наири» — 10 мин, на ЭВМ М-220 (да еще с использованием самого точно-

го метода решения Рунге — Кутты) — менее 1 мин (вместе с вводом исходных данных); расчеты динамики того же кресла при катапультировании с больших высот (при спуске с 30 км до земли, длиться 150 — 180 с в реальном времени) при ручном расчете занимал бы порядка 6 месяцев непрерывного счета, на ЭВМ «Наири» он длился двое суток подряд (для чего приходилось даже организовывать ночные дежурства), на ЭВМ М-220 — только 45 мин. Как говорится, «небо и земля», или комментарии излишни.

В 1972 году я поступил в аспирантуру МАИ по тематике обслуживания самолетов, подготовив реферат по теме «Динамика пространственного движения катапультируемых систем» с планом диссертационной работы. Успешно сдал все экзамены.

В качестве руководителя мне назначили профессора, кандидата технических наук Князева Валентина Никаноровича. Однако в конце 1974 года, простудившись в ДИИ во время проведения летных испытаний по системе заправки для ОКБ Сухого и Ильюшина, я слег на два года в больницу с осложнением на легкие. В больнице у меня была возможность писать отдельные разделы моей диссертации. Это скрапывало мое пребывание в больнице и способствовало более спокойному переживанию процесса лечения. В 1976 году мне успешно сдавали операцию на левом легком с благополучным исходом на долгие годы и по настоящее время. Однако за это время мой руководитель Князев В.Н., к большому сожалению, скончался, и я остался без руководителя. Да, к тому же, я не уложился в отведенные три года. В результате, выполнив все необходимые формальности по окончании аспирантуры, я был вынужден прекратить свое дальнейшее пребывание в ней. В дальнейшем мне выдали нового руководителя, моего хорошо знакомого по совместной работе в период создания кресла К-36В для СВВП Як-36 и Як-38, кандидата технических наук, начальника лаборатории ОКБ Яковлева Голубкова Евгения Петровича, который, ознакомившись с рукописью моей диссертации, предложил перестроить ее изложение в свете новых требований. На это меня уже не хватало из-за большой занятости по новой теме — проблеме спасения экипажей боевых вертолетов, которой я вплотную занялся. Но рукопись и все графики с расчетами, выполненные тогда (30 лет тому назад), у меня сейчас сохранились, и я их решил вместе с изложением теории поместить в этой книге

(см. «Отдельные вопросы научно-теоретических исследований» в настоящей книге).

Я уже в зрелые годы много перечитал технической литературы по авиационной тематике и теоретической механике, а также общедоступной художественной литературы. Регулярно себя покупать книги для своей домашней библиотеки. Регулярно следил за изданиями технической литературы, касающейся аэродинамики самолета, у меня до сих пор имеются все книги, указанные в разделе «Литература» настоящего издания [1 — 22, 55, 56, 75 — 77, 79 — 82, 109 — 112, 115 — 121, 123 — 125, 134, 135, 137], включая книги Остославского, Брюшенса, Карафоли, Краснова, Гератеволь, Граммеля, Легова и даже свою первую приобретенную книгу по экспериментальной аэродинамике Мартынова и др.

С художественной литературой дело обстояло гораздо хуже. В 1960 — 70-е годы у нас в стране издавались только толстые журналы и многотомные подписные издания с ограниченными тиражами, на которые практически невозможно было подписаться. Поэтому приходилось поизвощаться услугами различных библиотек. Это были главным образом — библиотека при санатории «Ленинские горки», где я познакомился со своей будущей женой Ольгой Васильевной и куда мы с ней регулярно ездили на выходные к моей теще — Зое Алексеевне, работавшей в этом санатории, и научно-техническая библиотека, в том числе с художественными книгами и журналами, при нашем заводе «Звезда», которую возглавляла Раиса Сергеевна Антонова. Мне моя жена, Ольга Васильевна, сама большая любительница чтения, привила любовь к писателю Ромену Роллану и открыла для меня его произведения — «Чарованная Душа», «Жан Кристоф», «Кода Брюнон», портреты великих людей прошлого. Я зачитывался романами Эриха Марии Ремарка, заново открывал для себя романы Виктора Гюго — «Отверженные», «Собор парижской Богоматери», «Человек, который смеется», Оноре де Бальзака — серии из «Человеческой комедии», «Из городской жизни», «Из провинциальной жизни», Ги де Мопассана и других авторов.

Из журналов «Знамя», «Новый мир», «Дружба народов», «Москва», «Нева», «Иностранная литература», газет «Литературная газета», «Советская культура», которые в 1960 — 70-х годах мы с женой выписывали, черпали новые произведения советских и зарубежных писателей, которые в то время публиковались

вадись только в журнальном варианте. На меня, как и на многих, сильное впечатление произвели произведения А. Солженицына «Один день Ивана Денисовича» (из жизни советского заключенного) и Ц. Аудишцева «Не хлебом единым» (из жизни полного мучений советского инженера-изобретателя).

В «Литгазете» очень интересными были публикации Иракия Андроникова о М.Ю. Лермонтове, велось им обсуждение с физиками Ландау и Дифшицем об отношении к любви со стороны «физиков» и «дирижеров», причем Ландау считал себя «красавистом», а Андроников «душистым». Из журнала «Знамя» я узнал о писателе Виле Липатове и его произведениях — «Черный яр» (1963), «И это все о нем» (1974), «Повесть без сюжета, названия и конца» (1977), полное юмора «Житие Ванюшкина Мурзина, или любовь в Старо-Короткине» (1978), которые я собрал в отдельную подшивку и даже переизд. Отдельным изданием вышла его роман «Игорь Саввович» (М.: Молодая гвардия, 1978). К сожалению, Виль Липатов умер в пятидесятитрехлетнем возрасте, а мне так и не удалось дождаться его новой книги «Дев в клетке».

В журнале «Москва» (1972 г., № 6, 7) был впервые опубликован роман Михаила Булгакова «Мастер и Маргарита», в журнале «Знамя» (1977 г., № 9, 10) печатался очерк Виталия Коротича «Кубатура яйца» (о своей поездке в США и заботой о мире), в журнале «Москва» (1977 г., № 1) — дирижеский репортаж Владимира Солоухина «Приговор» (о проблемах трудноизлечимых болезней), в журнале «Москва» (1977 г., № 11) — повесть Олеса Гончара «Бригантина», в журнале «Знамя» (1977 г., № 12) — повесть Георгия Маркова «Тростинка на ветру», там же повесть Леонида Жуховицкого «Только две недели...», в журнале «Дружба народов» (1977 г., № 10) — повесть Сергея Крутилина «Прощальный вечер», в журнале «Новый мир» (1965 г., № 4, 5) — вторая книга записок легчика-испытателя Марка Галла «Испытано в небе» (первая его книга записок «Через невидимые барьеры» была опубликована в «Новом мире» — № 6 и 7 за 1960 г.), в журнале «Знамя» (1975 г., № 10, 11) — повесть Леонида Крейна «Дуга большого круга», в журнале «Дружба народов» — роман Саввы Данилова «Кузнецкий мост» (первая книга была опубликована в № 7 — 10 за 1972 год, вторая — в № 24 за 1975 год, третья — в № 7 и 8 за 1977 год) и многие другие. Только в годы рыночной экономики я смог приобрести трёхтомник М. Булгакова с «Мастером

и Маргаритой», «Театральным романом», «Белой гвардией» (1999).

Для меня оказалось новостью, что, кроме стихов и песен, Булат Окуджава написал прекрасные романы: «Путешествие дилегантов», изданный отдельной книгой (М.: Сов. писатель, 1979); «Свидание с Бонапартом» и несколько других.

Отдельные тома невыкупленных подписных изданий удавалось приобрести в специализированном магазине подписных изданий в Москве на Кузнецком мосту. Это главным образом тома из 30-томника О. Бальзака и других писателей. В 1980-х годах нам с женой посчастливилось подписаться на 22-томное издание сочинений Льва Толстого. В перестроечный период, когда книги стали издаваться большими тиражами, мне удалось приобрести 30-томник Валентина Пиккуля, многотомник В. Шекспира и многие другие. Я любил приобретать сразу много томные издания.

В наследство от моих родителей нам достался 10-томник сочинений А.С. Пушкина (академическое издание 1962—66 годов), «Витязь в тигровой шкуре» великого грузинского поэта Шота Руставели. Позже мне самому удалось совершенно случайно купить эту же книгу в переводе на английский язык.

Я не буду оригинален, если скажу, что в последние годы (с 2000 г.) мы с женой увлеклись произведениями Бориса Акунина (Чхартишвили) и приобрели все его вышедшие из печати книги — от «Приключений Эраста Фандорина» («Азазелъ» и др.) до его последних романов из серии «Жанры» («Детская книга», «Шпионский роман», «Фантастика») (2005).

Кроме художественной литературы я увлекался спортивными изданиями — в советское время газетой «Советский спорт», а с 14 августа 1991 года, с момента отделения от «Советского спорта» группы журналистов и образования самостоятельной редакции — газетой «Спорт-экспресс», намного интереснее, чем публикации в «Советском спорте». Причем у меня имеется даже нулевой номер газеты «Спорт-экспресс» от 14 августа 1991 года.

На старости лет мы с женой занялись облагораживанием и реконструкцией дачи на шести сотках, приобретенной в 2003 году в Подмосковье (в п. Анцифирове).

Так как издание моей книги заняло довольно длительное время, то я воспользовался этим и внес в ее содержание некоторые дообавления, всплывшие из моей памяти.

Конечно, я — не идеальный человек, не все у меня было гладко в жизни. Но у каждого человека бывают такие моменты и обстоятельства, о которых ему не хочется вспоминать и рассказывать широкой публике. Я не знаю как живут и жиди другие люди, у каждого своя жизнь. Я просто рассказал о своей.



## 3.2. Участие в создании катапультируемых систем и систем заправки в воздухе

### 3.2.1. Унифицированное катапультирное кресло К-36 и его модификации. Катапультирные кресла нового поколения

Обобщая весь отечественный и зарубежный опыт в создании катапультирных кресел как средства аварийного покидания современных боевых летательных аппаратов (ЛА), ОАО «НПП Звезда», называвшееся ранее заводом № 918 МАП, Машиностроительным заводом «Звезда», АООТ НПП «Звезда», АО НПП «Звезда», и, наконец, ОАО «НПП Звезда», в период 1964–72 годы под руководством Главного конструктора Северина Гая Ильича создало унифицированный комплекс средств спасения и жизнеобеспечения, включающий унифицированное катапультирное кресло К-36, унифицированное высотного-запитное снаряжение (ВКК и скафандр), унифицированный носимый (неприкосновенный) аварийный запас (НАЗ) и средства сигнализации, поиска и обнаружения (радиомаяк), и позволяющий осуществлять нормальную работу экипажа в полете при выполнении боевого задания, обеспечить безопасное катапультирование при аварийном покидании в широком диапазоне скоростей и высот полета, охватывающем области применения всех современных ЛА (индикаторная скорость до  $V_i = 1400$  км/ч, высота до  $H = 20$  км, число  $M$  полета до 2,5–3,0), а также выживаемость в течение трех суток после приземления или приводнения в безлюдной местности, поиск и обнаружение.

Катапультиное кресло К-36 и созданные на его базе модификации представляют собой унифицированный ряд:

- К-36А(ДМ) — с защитой от скоростного напора с помощью дефлектора при повышении скорости применения с  $V_i = 1200$  до  $V_i = 1400$  км/ч;
- К-36В(ВМ,ВМУ) — с перебрисом софта 2-й ступени энергодатчика катапультирования от сигнала системы автоматического катапультирования и устройством пробивания остекления фонаря (ОЧФ), обеспечивающих спасение экипажа ЛА вертикального взлета и посадки (СВП);
- К-36Д — катапультиное кресло для меньшего диапазона скоростей (до  $V_i = 1000$  км/ч) без ограничений разброса



Мультиязычный фильм  
"ТИО ЗВЕЗДА"  
10 лет

# К-36ДМ

(1992 - 2001 гг.)

**УНИФИЦИРОВАННЫЙ КОМПЛЕКС ОБЪЕКТОВ "ТИО ЗВЕЗДА"**

- ракетный трек ДР-2550 (H = 0, V = 0-1320 км/ч)
- 8 катапультирований

**ПРОДУКЦИЯ ОБЪЕКТОВ ЗАРУБЕЖНЫХ СМЕНИТЕЛЬНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ (РФ):** РОССИЯ - СИБИ 1950 - 1995 гг.

- ИИП-2511 - ИИП / (H = 0,5 - 1400, V = 700 - 1200 км/ч, M = 2,4)
- 7 катапультирований
- ракетный трек РТ-2502 (H = 0, V = 1150 - 1400 км/ч)
- 5 катапультирований
- Скафандр Трех - Давления Доломан, США (H = 0, V = 0 - 1100 км/ч)
- 6 катапультирований

**АМЕРИКАНСКИЕ КАТАПУЛЬТИРОВАНИЯ:**

- А-1211, Су-7111-1111, МиГ-291111-1111, Су-261111 (H = 150 - 350 км/ч)
- 6 катапультирований
- Су-7111 - в/ч Скафандр (H = 300 м, V = 850 км/ч)
- 1 катапультирование
- ракетный трек ДР-2500 - НАКС-89 - НАКС-2081 (H = 0, V = 500 км/ч)
- 6 катапультирований

## ОБЩЕЕ КОЛИЧЕСТВО КАТАПУЛЬТИРОВАНИЙ - 36

рук и защитного дефлектора (в модификации К-36Д.70 — со специальной системой, обеспечивающей одновременное парное покидание ДА, например, для четырехместного самолета Ту-160);

- К-36РБ — комплекс средств спасения и жизнеобеспечения космического корабля многооразового использования (МЖК) «Буран» (катапультное кресло К-36РБ и высотный скафандр «Стриж»).

Одним из особенностей катапультного кресла К-36 является применение аэродинамической вертикальной стабилизации, состоящей из двух стабилизирующих жестких телескопических штанг (раздвигающихся при катапультном вылете при движении кресла по бортовым направляющим рельсам) с вращающимися стабилизирующими парашютами на концах штанг. Такая система стабилизации обеспечивает как на участке связанного движения, так и в свободном полете после отделения от ДА почти перпендикулярное (при небольшом балансировочном угле атаки 10–12°) положение человека (летчика) в катапультном кресле по отношению к вектору скорости полета (лицом к потоку), т. е. когда на человека действует перегруз, наилучшим образом переносимая человеком (более чем в два раза лучше, чем в продольном для человека направлении «голова — таз» и «таз — голова») [22], [63–71].

Кроме этого, на кресле К-36 применяется однокупольная парашютная система с вводом спасательного парашюта летчика, расположенного в заднем сиденье кресла, на повышенной, чем обычно было принято ранее, скорости  $V_{ист.} = 650 - 700$  км/ч (вместо 360–400 км/ч), что существенно сокращает минимальную безопасную высоту покидания [43].

К бесспорным достоинствам следует отнести удобные заголовник и сиденье, профилированную спинку с электрообогревом, оригинальные конструктивные решения быстросрабатывающих механизмов захвата и подъема ног, притяга пояса и плеч, рациональное расположение НАЗа (носимый аварийный запас члена экипажа).

До создания филиала летно-исследовательским отделом (ЛИО) завода «Звезда», в частности, сектором испытаний САПДА, было проведено более 300 катапультных испытаний с креслом К-36 и его модификациями с манекенами на различных

скоростях и высотах полета на летящих лабораториях Су-7У, Су-9У, МиГ-25Д, МиГ-31Д, Ан-12ВН, стендах-кабинах, являющихся передними отсеками различных самолетов ОКБ Сухого, Микояна, Туполева, Ильюшина, Мясничева, Яковлева, вращающиеся и вращающиеся-падающие стендах (применительно к СВВП Яковлева), поворотном стенде, имитирующем аварийные ситуации МЖК «Буран» на старте и др., в сбросах с вертолета Ми-8 с использованием внешней подвески.

Сектором САПДА ЛИО под моим руководством были проведены:

- летные испытания модифицированного кресла К-36Д;
- отработка парного покидания из отсеков Ту-22М, Ту-160;
- заводские и государственные испытания модифицированного кресла К-36ВМ для самолетов СВВП ОКБ Яковлева;
- отработка спасательных парашютов ПА-81;
- испытания ракетно-парашютной системы (РПС) катапультирования К-37 для спасения экипажей (далее РПС-37) боевых вертолетов ОКБ Камова и малоскоростных самолетов;
- наземные и летные испытания модифицированного кресла К-36РБ (К-36М11 Ф35) применительно к спасению экипажа экспериментального МЖК «Буран»;
- летно-прыжковые испытания летного высотного защитного снаряжения ЛП-3, «Баклан», «Стриж», парашютной системы ПС-37А для РПС-37 и др.

Созданными в конце 60-х — начале 70-х годов катапультными креслами К-36Д (ДМ) и его модификациями оснащены тысячи самолетов СССР и России. По признанию специалистов, в том числе и иностранных, они обладают лучшими техническими характеристиками по сравнению с иностранными аналогами. Это результат комплексного подхода к проблеме индивидуального жизнеобеспечения летчиков и спасения их жизни в аварийных ситуациях, усилий больших коллективов ученых и инженеров ОАО «НПП Звезда», ГНЦ ЛИИ им. М.М. Громова (ФГУП ЛИИ), ГНЦ ЦАГИ, МКПБ «Восход», ММКБ «Искра», ГНИИКИАМ ВВС, НИИАС, НИИ и НТК ВВС, НИИ парашютных систем (НИИАСУ), ФКП ГкНИПАС, ОКБ и заводов авиационной промышленности, головного серийного предприятия ВМП «АВИТЕК» и др.

Надежность и работоспособность созданных заводом «Звезда» катапультирных систем сначала была проверена при госиспытаниях К-36Д(ДМ) катапультированием парашютистов-испытателей от МАП (Хомутов О.К., «Герой СССР») и ВВС (Данилович В.И., погиб при испытаниях: Соловьев В.М., Бессонов В.П.) и затем многократно проверена при эксплуатации опытной и серийной авиационно-космической техники. Примерами являются успешное спасение летчика-испытателя Квочура А.Н. с помощью катапультирного кресла К-36ДМ сер. 2 при аварии самолета МиГ-29 в демонстрационном полете на Авиасалоне в Де Бурже (под Парижем) 8 июня 1989 года (Кобра Пугачева // Красная Звезда. 13.06.1989. С. 4), спасение летчика Заболотского В.В. во время тренировочного полета на самолете СВВП Як-36(38) перед проведением МАКС-95 в г. Жуковском, спасение двух членов экипажа при столкновении в воздухе во время демонстрационного полета двух самолетов МиГ-29 на Аэрошоу в Фарнборо (Англия) в 1998 году, спасение двух членов экипажа при касании земли за взлетно-посадочную полосу (ВП) хвостовой частью самолета Су-30МК в демонстрационном полете в Де Бурже 12 июня 1999 года — летчик ОКБ Сухого Аверьянов В. и штурман Шендрик (Герой России) спас жизни парижан // Комерсантъ. 15.06.1999. С. 1, 5). В Де Бурже было продемонстрировано катапультирное кресло уже нового поколения К-36Д-3.5 как средство с высшими техническими характеристиками (Северин Г.И. Катапультирные кресла нового поколения — высшие технические характеристики // Авиатановрама. Ноябрь-декабрь, 1997. С. 33—37).

Как известно, катапультиные кресла К-36 были приняты на вооружение, начиная с 1970 года, и с тех пор пережили 15 модификаций и спасли жизнь более чем 500 летчикам, причем более 97 % из них не просто выжили, но и возвратились в строй. Кроме этого применение созданных заводом «Звезда» космических средств спасения и жизнеобеспечения подтвердило их надежность при многократных запусках космических кораблей «Восток», «Восход», «Союз», Долговременной орбитальной станции «Салют», совместного советско-американского полета космических кораблей «Союз»-«Аполлон», «Прогресс», «Мир», МКС.

Начиная с 1996 года ОАО «НПП Звезда», в результате проведенных к этому времени исследований и конструктивных разработок, занялось созданием кресла К-36Д-3.5 нового

**Журовский филиал  
"ППЗ ЗВЕЗДА"  
10 лет**

**К-36Д-3,5  
(1996 - 2001 гг.)**

Строительством и  
испытаниями

НИС-36(Д)АН-3.5.2. МВГ-31П  
И-03 - 17 км/ч, 250 - 150 км/ч, М-3-3  
14 кг/лтр, 12 кг/лтр, 10 кг/лтр

ракетный трап РТ-36(Д)Ц - 0, У - 0,4, 1500 км/ч  
- 36 кг/лтр, 12 кг/лтр, 10 кг/лтр

стрелковая ТР-100Т - 0, У - 0  
- 4 кг/лтр, 12 кг/лтр, 10 кг/лтр

ДЕМОСТРАЦИОННОЕ ИСПЫТАНИЕ НА АВИАБАЗЕ КОЛПИНСК ГА

ракетный трап РТ - 0, У - 0 - 1500 км/ч  
в катapultировании

БЕЗОПАСНОСТЬ ИСПЫТАНИЯ НА ВРЕМЯ КОМПЛЕКСА СТРАНИЦ МИНИСТРА

ракетный трап РТ-36(Д)Ц - 0, У - 0, 05 км/ч, скорость до 3 ракет

ИСПЫТАНИЯ КАПИ ОБЪЕКТОВ "100" - "СУ-26МИГ"

ракетный трап РТ-36(Д)Ц - 0, У - 0, 410 - 1500 км/ч  
- 3 кг/лтр, 12 кг/лтр, 10 кг/лтр

ОБЩЕЕ КОЛИЧЕСТВО КАТАПУЛЬТИРОВАНИИ 49



поколения комплекса СКС-2000 с удученными техническими и эргономическими качествами (интегрированный комплекс систем жизнеобеспечения и аварийного спасения экипажей для самолетов нового поколения Су-30, Су-32, Су-34, Су-35, Су-37 и др.) (50 лет ОАО «НПП Звезда» // Вестник авиации и космонавтики. 2002. № 5).

После организации филиала «МИО Звезда» в 1992 году за последующие 13 лет сектором САПЛА под моим руководством были проведены следующие работы:

- испытания с креслом К-36ДМ применительно к КСАП самолетов ОКБ Сухого 10М (Су-27) и 10В (Су-35) на ракетном треке РА-2500 на режимах  $V_i = 0 - 1300$  км/ч (восемь катапультирований с манекеном);
- программа оценки зарубежных сравнительных технологий (ФСТ) Россия-США (1993 – 95) с креслом К-36ДМ с российскими и американскими манекенами, оснащенной самой совершенной контрольно-записывающей аппаратурой с использованием портативной компьютерной техники (12 катапультирований в полете и на ракетном треке РА-2500 в России на режимах  $H = 0 - 18\,000$  м,  $V_i = 700 - 1400$  км/ч, шесть катапультирований в США на ракетном треке авиабазы Хомамен на режимах  $H = 0$ ,  $V_i = 0 - 1400$  км/ч,  $M$  до 2,5, углах крена и рысканья до  $20^\circ$ );
- демонстрационные катапультирования с креслом К-36ДМ (пять катапультирований на Мосэррошу'92; четыре катапультирования на ракетном треке РА-2500 во время прохождения МАКС-93, МАКС-95, МАКС-97, МАКС-2001 в пос. Фаустово Московской обл. на режимах  $H = 0$ ,  $V_i < 800$  км/ч; одно катапультирование в пос. Савослейка для командного состава ВВС на режиме  $H = 300$  м,  $V_i = 650$  км/ч);
- летно-конструкторские и государственные летные испытания с катапультильным креслом К-93 на летающих лабораториях МиГ-25ЛД, МиГ-31, из отсека кабины учебно-боевого самолета МИГ-АТ на режимах  $H = 0 - 14\,000$  м,  $V_i = 0 - 900$  км/ч, в том числе одно катапультирование с парашютистом-испытателем ВВС майором Тарелкиным И.Е., получившим почетное звание «Герой России» (12 катапультирований):

- отработка на ракетном треке РА-2500 КСАП МИГ-АТ с креслом К-93 на режимах  $H = 0$ ,  $V_i = 400 - 800$  км/ч (два парных катапультирования с манекеном);
- летно-конструкторские и государственные летные испытания катапультильного кресла нового поколения К-36Д-3.5 на летающих лабораториях МиГ-25ЛД, Ан-12ЛД, МиГ-31ЛД на режимах  $H = 300 - 17\,000$  м,  $V_i = 300 - 1100$  км/ч,  $M < 2,5$  (14 катапультирований с манекеном), на ракетном треке РА-2500 (пос. Фаустово Московской обл.) на режимах  $H = 0$ ,  $V_i = 0 - 1300$  км/ч (15 катапультирований с манекеном);
- испытания на ракетном треке РА-2500 (пос. Фаустово Московской обл.) на режимах  $H = 0$ ,  $V_i = 0 - 850$  км/ч из стелла-кабины Т6-Л07 (применительно к самолету Су-30, четыре катапультирования, в том числе одно парное) и 10В-Л07 (применительно к самолету Су-35, три катапультирования, в том числе два парных);
- демонстрационные испытания с креслом К-36Д-3.5 на РА-2500 (два катапультирования на вращающемся стенде «Маневр» на режимах  $H = 0$ ,  $V_i < 650$  км/ч, с вращением стелла с угловой скоростью до 3 рад/с);
- испытания КСАП самолета Су-35 и Су-30МКИ с креслом К-36Д-3.5 на ракетном треке РА-2500 на режимах  $H = 0$ ,  $V_i = 400 - 1350$  км/ч;
- участие в проектных, примерочных работах и физиологических испытаниях на наземных стендах вновь создаваемой катапультиной системы СКС-94 для спортивных и легкомоторных самолетов;
- летно-конструкторские и государственные летные испытания системы СКС-94 на летающей лаборатории Су-29КСЛД на режимах  $H = 100 - 4000$  м,  $V_i = 200 - 375$  км/ч (16 катапультирований, в том числе два катапультирования парашютистов-испытателей: от промышленности — Северин В.Г., получивший почетное звание «Герой России», и от ВВС — Тарелкин И.Е.);
- демонстрационные катапультирования с системой СКС-94 на Эррошу'95 в России (ЛИИ им. М.М. Громова) на режимах  $H = 30 - 50$  м,  $V = 220$  км/ч (четыре катапультирования с манекеном) и на Эррошу'95 в Де Бурже на режимах  $H = 30 - 50$  м,  $V = 220$  км/ч (пять катапультирований с манекеном);



- испытания КСАП самолета Су-31 с системой СКС-94 на РД-2500 на режимах  $H = 0$ ,  $V = 0 - 400$  км/ч (четыре катапультирования с манежем, в том числе одно катапультирование через ОЧФ);
- контрольно-периодические испытания с катапультной системой РПС-37-800 применительно к КСАП вертолета Ка-50 «Черная акула» ОКБ Камова на РД-2500 на режимах  $H = 0$ ,  $V_i = 90 - 300$  км/ч;
- летные испытания на летающей лаборатории Су-29КС в составе СКС-94 парашютной системы СПС-99 (модификация спасательного парашюта ПА-81) на  $H = 50 - 4000$  м,  $V = 220 - 350$  км/ч (15 катапультирований с манежем).

Необходимо отметить полный цикл испытаний системы спасения РПС К-37-800 для боевого вертолета Ка-50 «Черная акула» ОКБ Камова, включающий НИР на стенде  $H = 0$ ,  $V = 0$  и на ракетном треке РД-2500 [32, 1977 - 78 годы], заводские наземные испытания, изменение принципиальной схемы работы системы [46 - 48, 1982 - 86 годы], повторение цикла заводских и проведение летно-конструкторских (МКИ), государственных наземных (ГНИ) и государственных летных (ГЛИ) испытаний [49 - 53, 1987 - 91 годы].

Созданная при моем участии в период 1994 - 2001 годы катапультная система СКС-94 как средство аварийного покидания экипажей легких и спортивных самолетов прошла большой объем наземных (трековых и стендовых) и летных лабораторных, заводских, летно-конструкторских и государственных испытаний, в первую очередь применительно к самолетам ОКБ Сухого Су-26, Су-29 и Су-31М [Девченко В.П., Арутюнян А.Г., Переславцев С.Б., Северин В.Г. (завод «Звезда»), Овчинников И.В., Виноградов Н.Н. (МИИ), Деев К.В., Тарелкин И.Е. (НИИ ВВС), 1994 - 2001 годы].

В середине 80-х годов Генеральный конструктор ОКБ Сухого М.П. Симонов создал коллектив преимущественно из молодых и способных конструкторов и инженеров, перед которыми поставила задачу сконструировать перспективный спортивно-пилотажный самолет, способный выдерживать 10 - 12-кратные максимальные эксплуатационные перегрузки. И такой самолет, получивший обозначение Су-26, был создан [Смирнов А., Пономарев Ю. // Жуковские вести. 14.08.2001. С. 2]. Затем на базе

Су-26 был спроектирован и построен двухместный спортивно-пилотажный самолет Су-29, серийное производство которого началось в сентябре 1992 года. По состоянию на 2002 год ОКБ Сухого продало за рубеж более 200 спортивно-пилотажных самолетов марки Су-26, Су-29 и Су-31. На этих самолетах летают спортсмены-пилотажники США, Канады, Австралии, ряда европейских стран. Только в США эксплуатируются свыше 120 таких самолетов. Весьма популярен у российских и зарубежных спортсменов самолет Су-31М, оснащенный поршневым двигателем М-14П мощностью 360 л.с. Масса пустого Су-31М составляет 760 кг. Максимальная скорость горизонтального полета - 330 км/ч, посадочная скорость - 115 км/ч, скороподъемность - 24 м/с.

На Су-31М, а также на Су-29КС установлена катапультная система СКС-94, разработанная ОАО «НПП Звезда». Система СКС-94 обеспечивает безопасное принудительное покидание самолета при любых эволюциях и в большом диапазоне высот при скоростях полета от 60 до 400 км/ч. Установка системы СКС-94 позволяет за время не более 0,25 - 0,35 с покинуть в аварийной ситуации самолет одновременно двум пилотам.

Разработкой и изготовлением спортивных самолетов занимается коллектив специалистов дочерней фирмы ОКБ Сухого - ОАО «Передовые технологии Сухого» под руководством главного конструктора Б.В. Ракипина. Общее руководство работами по спортивно-пилотажным самолетам осуществляет Генеральный конструктор ОКБ Сухого М.П. Симонов. По заявлению М.П. Симонова раньше спортивными самолетами занималось ОКБ Яковлева, будучи бастионами конструкторским и производственным коллективом. В СССР было около 800 спортивных самолетов Яковлева. Сейчас их осталось очень мало, а стране для развития авиации нужно примерно такое же количество новых самолетов. Для этих целей предполагался новый учебно-тренировочный самолет Су-49 - эта машина, которая должна была пойти в организации РОСТО (вместо бывшего ДОСААФ). Су-49 - более экономичная машина, потребляет топлива несравнимо меньше, а ее возможности такие, что позволяют поддерживать пилотаж на высшем уровне. Для нее была создана модификация катапультного кресла СКС-94-49.

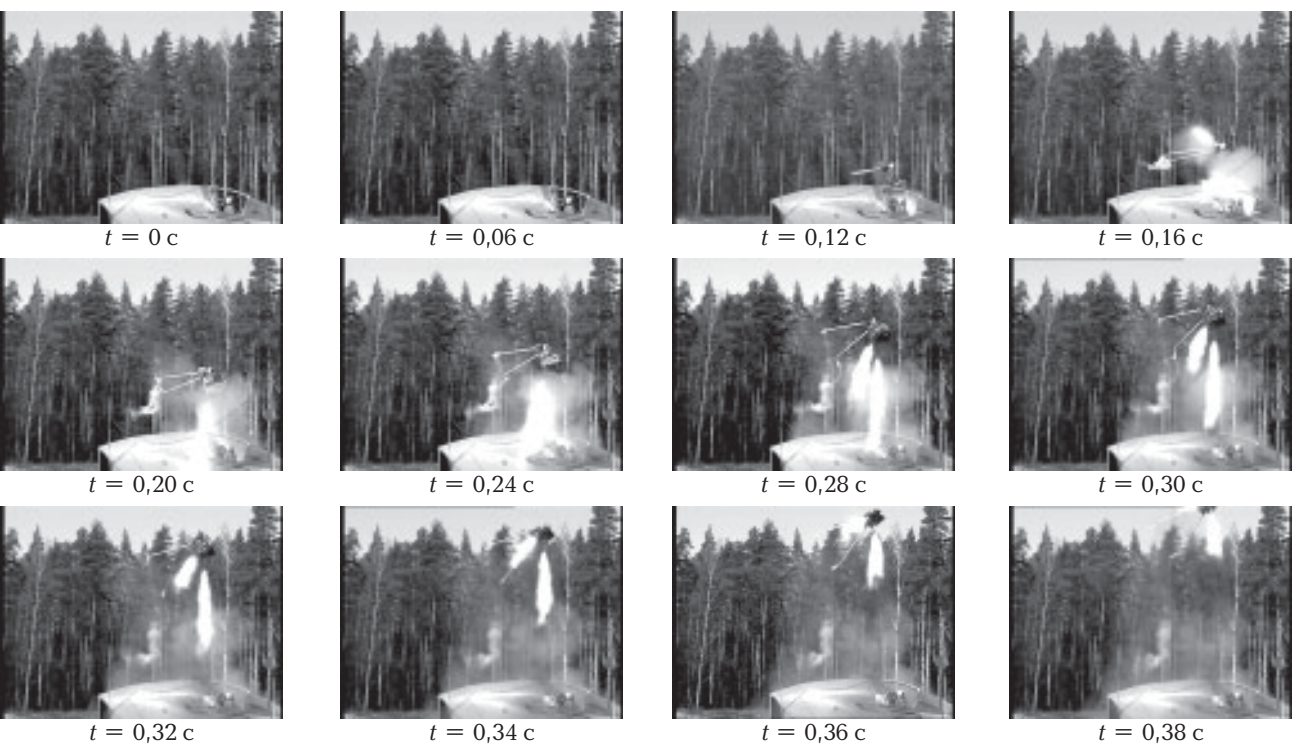
В общей сложности с СКС-94 было произведено свыше 30 катапультирований с положительными результатами. За испытания в полете системы спасения СКС-94 парашютности-

испытатель промышленности Северин В. Г. удостоен высокого звания «Герой России».

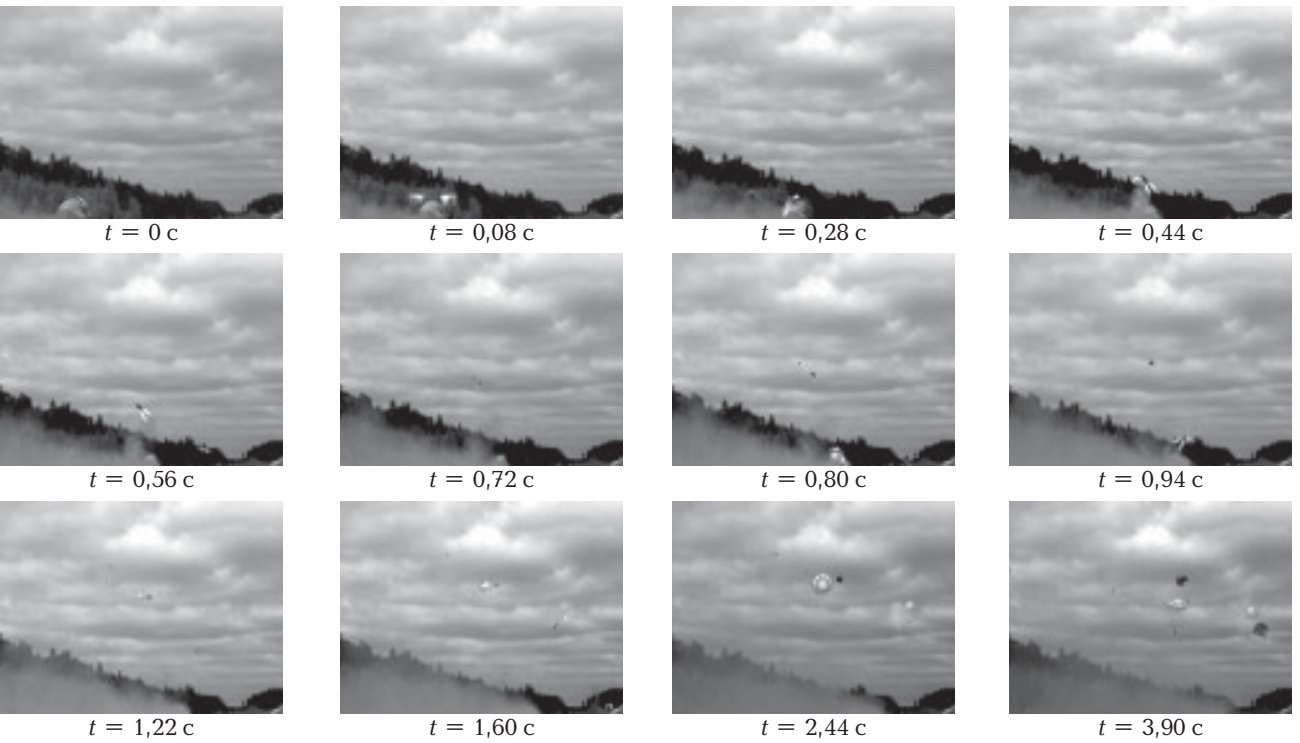
Большое внимание уделялось проведению видеосъемок процессов катапультирования и работе отдельных систем катапультиных кресел при проведении летных и наземных трековых и стендовых испытаний как с манекенами, так и парашютистами-испытателями, так как эти снимки обладают достаточной достоверностью и оперативностью информации, особенно в цветном изображении. Начиная с 1988 года, после приобретения заводом «Звезда» японской аналоговой видеоаппаратуры типа УК-7 «Панасоник» мною совместно с начальником ЛПО Левченко В. П. (с 1992 года ставшим директором филиала «ЛПО Звезда») проводились видеосъемки всех катапультированных кресел К-36 с манекеном на ракетном треке РД-2500 ФКП ГКНИПАС (в Фаустово Московской области) на скоростях от 0 до 1400 км/ч и на Ходыньском поле (в Москве) из наземных стендов ОКБ Сухого. В этих съемках принимали участие также и представители завода «Звезда» Цветов В. Е. и Розанов А. Видеосъемки летных катапультированных кресла К-36 из летящей лаборатории МиГ-25 проводились оператором-профессионалом С. П. Пашковским, специальным фотокорреспондентом журнала «Аэро Space Journal», с парамельного курса на скоростях 700—800 км/ч и высотах 4000—7000 м полета. Видеосъемка летных испытаний катапультированной системы спасения СКС-94 для экипажей спортивных самолетов из летящих лабораторий ОКБ Сухого Су-26, Су-29 и Су-31 проводилась с парамельного курса Девченко В. П., Цветовым В. Е. и Пашковским С. П. на скоростях 220—350 км/ч и высотах полета 2000—4000 м аналоговыми видеокамерами «Панасоник» типа NV-R500 (2 шт.) и NV-VX7EE (2 шт.), приобретенными филиалом «ЛПО Звезда» в 1995—98 гг.

В последние годы, с приходом в филиал молодежи, видеосъемки наземных трековых и стендовых испытаний стали осуществлять молодые инженеры филиала «ЛПО Звезда» Манушкин С. В. и Муклецов М. Н.

В дальнейшем с появлением в продаже и приобретением филиалом в 2002—04 гг. цифровых видеокамер «Панасоник» типа NV-MX300EN (1 шт.), NV-DS88EN (3 шт.) и VDR-M50GS (1 шт.) стало легче и оперативнее представлять и обрабатывать результаты испытаний в виде цветных изображений (в книге — черно-белые) кинограмм катапультирования, а сами съемки осуществлять не только с руки, но и с треножных установок.



Типовая кинограмма эксперимента на ракетном треке РД-2500 с катапультированием кресла типа К-36Д-3,5 с манекенами на режиме  $H = 0$  м,  $V_i = 0$  км/ч



Типовая кинограмма эксперимента на ракетном треке РД-2500 с последовательным катапультированием двух кресел типа К-36Д-3,5 с манекенами из двухместной кабины Су-35 на скорости  $V_i = 400$  км/ч

Кроме этого, фильмом производились видеосъемки всех испытательных и демонстрационных полетов на авиасалонах процессов контактирования при дозаправке топливом в воздухе строя самолетов, включая и дальние межконтинентальные перелеты, в которых участвовали в качестве бортовых операторов директор Девченко В.П., ведущие инженеры филиала Переславцев Б.Б., Насонов Г.Г., Манушкин С.В.

### 3.2.2. Катапультиное кресло К-36В (ВМ, ВМУ) для спасения экипажа самолетов СВВП

В период 1969 – 72 годов мне было поручено оценить динамику катапультирования катапультиного кресла К-36 при аварии вперывые создаваемого ОКБ Яковлева вертикально взлетающего самолета (СВВП) на режиме вертикального взлета и посадки (при  $V = 0$ ) в случае отказа пироконической системы стабилизации самолета применительно к самолету Як-36 ОКБ Яковлева при кабрировании или пикировании в диапазоне углов тангажа  $\pm 40^\circ$  и угловых скоростей  $\pm 2$  рад/с и крене в диапазоне  $\pm 45^\circ$  и угловых скоростей  $\pm 1$  рад/с. В результате всестороннего теоретического исследования удалось установить способ исправления траектории кресла с летчиком за счет создания эксцентриситета вектора тяги с помощью изменения направления действия тяги 2-й ступени комбинированного стреляющего механизма (КСМУ) кресла перед началом катапультирования. Осуществить это удалось с помощью разработки качающегося созда 2-й ступени КСМУ с механизмом переброса созда. Было защищено два авторских свидетельства: Арутюнян А.Г., Афанасенко Н.И., Гальперин В.Г., Северин Г.И., Соболев А.П., Федоров В.И. «Система покидания летательного аппарата членом экипажа», № 653859 от 28.11.1978 (с приоритетом от 09.04.1970) [25], и Абрамов А.А., Арутюнян А.Г., Киселев В.И., Семенов А.Н., Соболев П.П. «Механизм поворота созда Двигателя катапультиного кресла», № 1001621 от 02.11.1982 (с приоритетом от 31.12.1980) [26]. На основе этих изобретений при моем участии была создана модификация катапультиного кресла под индексом К-36В для одноместного боевого самолета Як-36, под индексом К-36ВМ для двухместного боевого самолета Як-36М и под индексом К-36ВМУ для учебно-боевого самолета Як-38. Кресло К-36В (ВМ, ВМУ) успешно прошло специальные и государственные

наземные испытания на созданном ОКБ Яковлева вращающемся стенде, установленном на территории ЛИИ им. Громова, с имитацией параметров самолета Як-36(38), и вращающемся-падающем стенде для самолета Як-41 (К-36АВ) на режимах вертикального взлета и посадки по углам тангажа и крена, угловым скоростям по тангажу и крену и вертикальной скорости падения самолета (Артутьян А.Г., Богданов Н.П. (ЛИИ). Давыдов Р.Д., Павленко А.И., Гадеев Р.Ф. (НИИ ВВС), отчеты ЛИИ, 1970 — 77 годы). Большой вклад в разработку кресла К-36В (ВМ) в части связи с бортовой системой управления автоматически катапультированием и при проведении всех видов испытаний с катапультированием на наземных стендах внесли ведущие специалисты ОКБ Яковлева — ведущий конструктор Прусаков Б.С., начальник лаборатории Голубков Е.П., начальник бригады Тубин А.А., ведущий инженер Светозарская В.И. (кстати, моя однокурсница по учебе в МАИ).

Катапультирование кресел, устанавливаемых на самолетах Як-36 и Як-38, могло осуществляться как по команде летчика, так и по автоматической команде с борта в зависимости от углового положения и угловых скоростей самолета по тангажу и крену на режиме взлета и посадки непосредственно вблизи от земли или падабы авианесущего корабля. От ЛИИ ведущим инженером по испытаниям являлся Богданов Н.П. Уровень безопасности в кресле К-36В (ВМ, ВМУ) достиг 100 %.

В ЛИИ большой объем расчетных работ провел молодой специалист 24-й лаборатории Виноградов Н.Н., подмастерьевшийся к наземным стендовым испытаниям кресла К-36В (ВМ, ВМУ), впоследствии защитивший кандидатскую Диссертацию по динамике катапультирования кресла К-36 применительно к СВВП, с 2001 года являющийся начальником 24-й лаборатории (после ухода на пенсию доктора технических наук Винокурова Ю.А.).

### 3.2.3. Методы теоретической оценки динамики пространственного движения катапультиного кресла с вертикальной стабилизацией (типа К-36)

Создание заводом «Звезда» унифицированного катапультиного кресла К-36Д и его модификаций явилось заменателем со-бытием для отечественной авиационной промышленности и ВВС. Это по-

зволвило оснащать новейшие самолеты катапультиным креслом, имевшим выдающиеся характеристики. Впервые весь мир узнал о существовании в СССР и успешном применении на боевых самолетах отечественной авиации новейшего катапультиного кресла К-36 в результате успешного катапультирования из самолета МиГ-29 летчика Квачура А.Н., во время демонстрационного полета 8 июня 1989 года на Авиасалоне в Ле Бурже под Парижем. На глазах у изумленной публики самолет на высоте порядка 160 м над землей стал заваливаться на крыло и падать. Через некоторое мгновение, а точнее, через 2 с из кабины выскочило кресло с человеком и тут же, на еще не совсем раскрывшемся парашюте приземлился летчик, а почти одновременно с этим рядом на расстоянии каких-то 50 — 60 м взорвался упавший самолет. Это было для всей мировой общестственности и авиационных специалистов сенсацией. После этого события нашим креслом заинтересовались в мире авиации и прежде всего специалисты ВВС и ВМФ Минобороны США. В 1993 — 95 годах с Минобороны США были проведены совместные демонстрационные летные и трековые испытания сначала в России с участием американских военных специалистов с использованием как наших манекенов с записывающей аппаратурой основных параметров катапультирования (перегрузок, угловых скоростей и др., всего до 20 параметров), за год-два до этого разработанный заводом «Звезда», так и американских манекенов, но уже с только-только ими разработанной и еще не совсем опробованной записывающей аппаратурой параметров с несколькими большим набором параметров (до 60) на летящей лаборатории МиГ-25РУ ЛИИ и на ракетной дорожке ФКП ГКНИИ-ПАС, а затем в США — на ракетном треке военной базы Холломен.

Надо отметить, что полученные результаты у обеих сторон хорошо совпадали, что способствовало нараживанию полного доверия между нами и американцами, тогда как в начале наших совместных испытаний к нашей стороне американцы относились с большим скептицизмом и недоверием. Достаточно сказать, что они до начала первого катапультирования не верили вообще, что манекен после катапультирования может слушаться на парашюте, а не является подброшенным на полотно. Но когда они своими глазами увидели и процесс катапультирования с отделением кресла от самолета-лаборатории, в установке которого в кабину они принимали участие, а затем



раскрытие парашюта и спуск манекена на парашюте, и все это происходило на их глазах, а потом они сами покинули свой переносной компьютер к манекену, просматривали полученные записи прямо в поле (вссу) на месте приземления манекена, наконец-то они поверили, и летать доверия полностью растаяла. Наша сторона к этому времени уже имела подробные переносные компьютеры (ноутбук), за которые, кстати, отвечал я от завода «Звезда», и так же, как и американцы, мы просматривали результаты экспериментов, а потом их переадресовывали на стационарные компьютеры и делали полную обработку с построением всех необходимых графиков. В результате у нас сложились довольно дружелюбные, полные доверия отношения с американскими представителями.

Кстати, американцы никак не могли поверить, что наше кресло К-36 сразу после отделения от самолета движется в строго вертикальном положении с выпущенными штантами, пока это не увидели воочию.

Достижение качественно новых технических характеристик кресла К-36 стало возможным благодаря применению при его разработке принципиально новых схемных и технических решений. Для обеспечения травмобезопасности впервые в мире был применен пиропривитый тудовища наряду с притягом плеч и ног. Для снижения неблагоприятного воздействия на летчика перегрузок торможения после катапультирования на кресле впервые в мировой практике была применена вертикальная система стабилизации с помощью жестких телескопических штанг с вращающимися стабилизирующими парашютами на концах штанг. Основными элементами вертикальной стабилизации катапультированного кресла были начальник бригады аэродинамики Балкина Я. В., инженер-конструктор Кадац на Н. Е., ведущий конструктор Моисеев Г. М. [64 — 66, 95]. Такая система позволяла обеспечить стабилизированное движение летчика в кресле при катапультировании на всех возможных режимах полета самолета, а также сделала возможным организовать защиту тудовища летчика от воздействия аэродинамического потока с помощью защитного дефлектора. С целью снижения безопасных высот покидания самолета в кресле применялась парашютная система с куполом, вводимым в действие на скоростях до 650 км/ч. Выбор оптимального времени для ввода парашюта производился программно-временным устройством, взаимодействующим с системой

воздушных сигналов самолета. Для обеспечения спасения летчика на режимах предельно малых высот и скоростей, в том числе и на режиме  $H = 0$ ,  $V = 0$ , на кресле применена система принудительного ввода парашюта и отделения летчика от кресла.

Все последующие годы с момента внедрения базового кресла (1972) вплоть до 80-х годов продолжались работы по дальнейшему совершенствованию кресла и улучшению его характеристик (снижение массы кресла, усовершенствование системы фиксации ног, улучшение баллистических характеристик энергодатчиков, введение в конструкцию профилированных опорных поверхностей повышенной комфортности, разработка и внедрение в эксплуатацию новых привязных-подвесных систем, создание нового парашюта ПА-81, разработка системы обогрева сидения и спинки, разработка модифицированного носимого аварийного запаса НАЗ-7М с автоматическим радиомаяком, проведение комплекса работ по увеличению долговечности до 25 лет (для К-36 и К-36А), увеличению срока службы до первого ремонта до 16 лет.

Как показали летные испытания катапультированного кресла К-36, движение кресла после отделения от самолета в процессе спуска и свободного движения до расстрела кресла и ввода парашюта, обладая прекрасной вертикальной стабилизацией с продольной устойчивостью [63 — 71, 95], когда движение кресла осуществляется «лицом» к потоку, а перегрузки торможения возникают в направлении «спина — грудь», кресло сохраняет пространственное движение, сопровождающееся боковыми вращениями (по записям манекенной аппаратуры составляющих перегрузок и вектора угловой скорости по связанным осям кресла и по оценке киноматериалов процесса катапультирования после отделения от самолета). В диссертационной работе Кривизко И. Г. (Динамика пространственного движения катапультированного кресла, НИИ, 1975) [96] показано, что причиной такого вращения является главным образом наличие у кресла центробежных моментов инерции. В моих работах по исследованию пространственного движения катапультированного кресла [86 — 94] показано, что основной причиной пространственного движения является наличие у кресла аэродинамической асимметрии — собственной и в результате применения на кресле телескопических штанг с телами сопротивления в виде вращающихся парашютов на концах штанг, при этом не исключается

и влияние центробежных моментов инерции, главным образом, в плоскости  $X_1OY_1$ , всегда отличных от нуля у катапультированного кресла, в то время как в двух других плоскостях —  $Y_1OZ_1$  и  $X_1OZ_1$  — они близки или равны нулю, что показано при специальном исследовании на заводе «Звезда» с помощью разрабатанной в 1974 году методики определения осевых и центробежных моментов инерции катапультированного кресла типа К-36, проведенном на заводе «Звезда» мною и Гузенко В.П. [83 — 85]. В работе [74] показано, что центробежные моменты инерции можно определить только теоретически, найдя сначала экспериментально осевые моменты инерции относительно связанных осей с помощью метода маятниковых колебаний, при использовании выведенных мною формул и зависимостей, представленных в [74 — 82].

При анализе дифференциальных уравнений движения можно видеть, что пространственное движение, в частности боковое, может иметь место только в том случае, если возникнут угловые скорости относительно связанных осей кресла  $OX_1$  и  $OY_1$  и соответственно возникнет вращательное движение относительно центра масс по крену или рысканью. Это может произойти при условии, если катапультируемая система приобретет отличный от нуля балансирующий угол скольжения  $\beta$ , либо будет иметь место аэродинамический момент по крену или рысканью, также отличный от нуля, при нулевом угле скольжения (т. е. нулевой аэродинамический момент).

Наличие нулевого аэродинамического момента определяет собственную аэродинамическую асимметрию катапультируемой системы, а возникновение угла скольжения вызывает дополнительную аэродинамическую асимметрию. Анализ аэродинамических характеристик катапультируемой системы (кресла) показывает, что при возникновении балансирующего угла скольжения, отличного от нуля, происходит сдвиг путевой моментной характеристики  $mSL$  по углу скольжения. Сдвиг приводит к балансировке на этом угле скольжения и появлению аэродинамического момента крена, а следовательно, и угловой скорости относительно связанной оси  $OX_1$ , т. е. к вращению по крену. Причем при возникновении положительного угла скольжения действует отрицательный момент крена, что вызывает появление отрицательной угловой скорости относительно оси  $OX_1$  и наоборот. Собственная же аэродинамическая асимметрия может либо способствовать вращению (например, когда

параметр  $mSL$  и угол скольжения разных знаков), либо препятствовать, когда они одного знака.

Причины возникновения аэродинамической асимметрии бывают разными и зависят, главным образом, от собственной конструктивной симметрии и от выбранной системы стабилизации. Для схемы вертикальной стабилизации, включающей две жесткие телескопические штанги и стабилизирующие тела сопроотивления на концах штанг в виде вращающихся парашютов, примененные на базовом кресле К-36, аэродинамическая асимметрия, кроме собственной, будет определяться несимметричной работой телескопических штанг и вращающихся парашютов. Собственная аэродинамическая асимметрия обычно определяется на основании анализа результатов аэродинамических трубных испытаний. Несимметричное действие двух стабилизирующих вращающихся парашютов в схеме с вертикальной стабилизацией определяется тремя факторами:

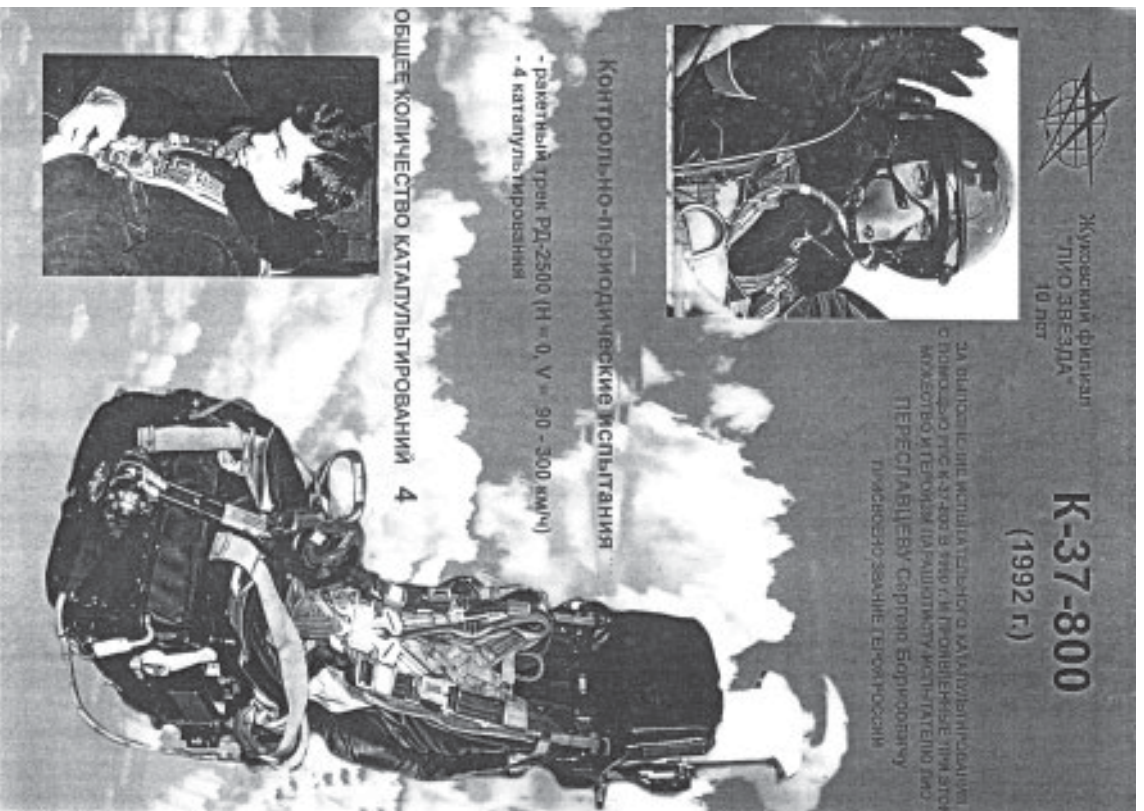
- во-первых, разнородностью отдувных звеньев (а их всего 10 на кресле К-36) на каждой из телескопических штанг;
- во-вторых, разнотяговостью стабилизирующих вращающихся парашютов;
- в-третьих, несинхронностью выхода на режим по времени как самих штанг, так и вращающихся парашютов.

Все это может привести к возникновению угла скольжения, отличного от нуля и, как следствие, к возникновению аэродинамического момента крена, способствующего боковому (поперечному) вращению, т. е. вращению вокруг связанной оси  $OX_1$  кресла. Далее мною более подробно будет рассмотрена динамика пространный Движения катапультируемой системы с вертикальной системой стабилизации.

### **3.2.4. Ракетно-парашютная катапультируемая система РПС-37 для спасения экипажа боевых вертолетов ОАО «Камов»**

Процесс создания отечественной ракетно-парашютной системы (РПС) К-37 как средства аварийного покидания охватывает 1974 — 92 годы.

Первые упоминания о возможности покидания в аварийных ситуациях вертолета относятся к 1954 году [28], а об опыте работы по созданию аварийного отсечения лопастей несущего винта вертолета — к 1960 году [29].



ОБЩЕЕ КОЛИЧЕСТВО КАТАПУЛЬТИРОВАНИЙ 4

Взятая за прототип американская ракетно-парашютная система «Янки» была принята к разработке Машиностроительным заводом «Звезда» (ныне ОАО «НПП Звезда») в 1974 году как научно-исследовательская работа (НИР).

К этому времени в США уже был накоплен определенный положительный опыт практического применения системы «Янки», в основном по результатам боевых действий в Юго-Восточной Азии (Вьетнаме) [30, 31, 33].

На этапе НИР (1974 – 76) заводом «Звезда» была проверена сама идея возможности покидания экипажем терпящего аварию ЛА методом вытаскивания тннцуми (буксировочным) ракетным двигателем, связанным с человеком упругим фалом, с последующим отделением этого двигателя от человека, вводом основного парашюта и приземлением на парашюте [32].

Первым ведущим инженером по испытаниям РПС-37 от завода «Звезда» был Светлов В.П.

Основной РПС являлся макетный тннцумий ракетный двигатель твердого топлива (ТРАТТ), разработанный совместно заводами «Звезда» и «Искра» (впоследствии МИКБ «Искра»). Макетный ТРАТТ состоял из двух ступеней — **первой**, на участке работы которой он приобретал начальную скорость и осуществлял вытравливание буксировочного фала, и **второй**, на которой происходило при натяжении фала и механическом перемещении внутренних деталей двигателя газовое его включение и появление тяги, перемещающей человека в пространстве с допустимыми для жизнеспособности человека ускорениями (перегрузками).

Данная система РПС прорабатывалась в основном применительно к спасению экипажа самолета. При этом теоретическая оценка динамики РПС строилась на очень приближенной математической модели, включающей плоское движение одной материальной точки под действием силы тяжести и силы тяги тннцумиего двигателя с неизменным углом [34], [35]).

Первые испытания, проведенные в ЛИИ им. М.М. Громова из неподвижного стенда и на ракетном треке РД-2500 в Белоозерском филиале «Прибор» (ныне ФКП ГНИИПАС) при скоростях  $V = 300 - 600$  км/ч, показали, что идея РПС реализуема, одновременно выявив ряд проблем, которые не удалось полностью проработать на этапе НИР [32]. Главной из них оказалась произвольное положение тннцумиего двигателя при включении 2-й ступени и 3-за неупорядоченного вытравливания

буксировочного фала, что приводило зачастую к обрыву фала из-за явления «хлыста», сопровождавшегося динамическим рывком, и отлета двигателя с неотработанным зарядом по непредсказуемой траектории. В этих условиях, учитывая сложность системы и трудности в ее реализации, многие на заводе «Звезда» просто отказывались браться за эту работу. Поэтому, после того как мне начальник бригады Балкина Я.В. предложил взяться за нее, я согласился, подумав: если не я, то кто.

С целью устранения трудностей в реализации такой сложной системы и обеспечения начального натяжения фала была предложена схема укладки фала в сотах, обеспечивающих постоянное небольшое натяжение до 50 – 100 Н/м (Арутюнян А.Г., Добрынин В.В. [44]).

Следующим этапом являлась более глубокая теоретическая оценка схемы РПС (1977 – 79) как для самолета (типа «М-17»), так и для боевого вертолета (типа В-80, объект «800» [37]). При этом проводилось сравнение различных схем покидания: вверх, вниз, в том числе схема «качели», предложенная УВЗ им. Камова (ныне ОАО «Камов») [36], с катапультированием вниз на начальном участке, с последующим включением РПС фалом, соединенным с днищем вертолета и уводящим экипаж за пределы хвостовой части вертолета [37]. Результиром явились разработка более совершенной математической модели, построенной на методике пространственного движения РПС как системы двух материальных точек (а не одной), связанных упругой нитью (фалом), с учетом действия аэродинамических сил, а также основной вывод, что наиболее оптимальной для боевого вертолета является схема покидания с катапультированием вперед с предварительным отстрелом лопастей несущего винта [37 – 44].

Последующее применение указанной выше математической модели дало хорошую сходимость расчетных траекторных параметров движения составных частей РПС К-37 с экспериментальными [Наутов В.А., Ситдииков Н.Д., КО-1, завод «Звезда», 1985]. На базе моей модели в НИИ ВВС была разработана аналитическая программа расчета динамики системы РПС К-37 [Азаров А., 1985].

На этой основе заводом «Звезда» была начата опытно-конструкторская разработка (ОКР) РПС применительно к боевому вертолету В-80 (1980 – 81). Был выпущен в 1980 году эскизный проект [44], проведена макетная комиссия МАП (Минавиапром)

и ВВС, которая одобрила схему РПС К-37-800 и выполняемые работы.

В эскизном проекте была рассмотрена схема вытягивания экипажа за спинку кресла, которая перемещалась либо по неподвижным направляющим, либо по поворотным направляющим с последующим расчехлением и выводом основного парашюта телескопической штангой (ШРП), расположенной на борту рядом с РПС К-37-800.

На УВЗ им. Камова под руководством Головина В.В. (начальник КБ) и Семина А.В. (начальник бригады) начались работы по проработке расположения РПС К-37 в кабине вертолета В-80 с макетированием и протаскиванием испытателя МАП и ВВС.

В 1982 году машзаводом «Искра» начались изготовление тантушного ракетного двигателя ТРАТТ-37, получившего индекс изд. 524, и совместно с заводом «Звезда» и МИИ им. М.М. Громова, отработка всего буксировочного узла, включающего буксировочный двигатель, буксировочный фал, вертлюг, буксировочный замок, на специально созданном заводе «Звезда» (на территории филиала завода «Искра») горизонтальном стенде (СБУ). Итогом явились надежная отработка буксировочного узла с оптимальным включением 2-й ступени буксировочного двигателя и уточнение его основных параметров [46]. Одновременно заводом «Звезда» были проведены выбор и определение характеристик буксировочного фала [42], заводами «Звезда» и «Искра» и НИИДУ изготовлена магчасть для проведения функциональных и бросковых испытаний (РПС К37-800, изд. 524, паспортная система ПС-37А и др.).

В период 1983 – 84 годов заводами «Звезда» и «Искра», МИИ и НИИДУ были проведены лабораторные натурные бросковые испытания на неподвижном наземном стенде СНК (при  $V = 0$ ) и ракетном треке РД-2500 Белоозерского филиала «Прибор» (до  $V_{\text{макс}}$ ) [47]. При этом испытания проводились с использованием неподвижных направляющих. Однако несовершенство конструкции привело к неоднократным заклиниваниям спинки в неподвижных направляющих и деформациям и даже поломке телескопической штанги ввода парашюта, выполненной из дюраля. Я был назначен ведущим инженером по лабораторным испытаниям. Первый скоростной эксперимент с РПС-37 применительно к объекту «800» на ракетном треке РД-2500 был проведен 25 января 1984 года с использованием неподвижных направляющих.



Теоретическая оценка возможности использования поворотных (в процессе катапультирования) направляющих привода к отказу от них без экспериментальной проверки и за неопределенности движения и возникновения больших ударных перегрузок [Клиштов Д.А., Кузнецов В.И., завод «Звезда», 1985]. Применение амортизатора на механизме поворота не спасало деда.

В результате была принята схема с использованием на РПС К-37-800 блока направляющих, включающего двухзвенную стальную направляющую штангу (НШ) с ее центральным расположением относительно РПС К-37-800 и криволинейные рельсы на боковинах чашки, и выводом основного парашюта с помощью встроеной в НШ пятизвенной стальной штанги ШРП (в дальнейшем увеличенной до шести звеньев).

В течение 1985 – 86 годов был проведен при моем непосредственном участии этап заводских испытаний на ракетном треке РД-2500 РПС К-37-800 указанной схемы с вытягиванием за спинку как автономно (т. е. без системы открытия аварийного выхода вертолета), так и с системой открытия с использованием усиленной створки [48]. Однако в процессе испытаний выявилась необходимость увеличения количества звеньев штанги ШРП с пяти до шести, с целью обеспечения требуемого зазора до комак вертолета после отстрела лопастей. Такое увеличение количества звеньев привело к ослаблению конструкции последних звеньев и, в конечном счете, их поломке.

**В результате в 1986 году Генеральным конструктором завода «Звезда» было принято решение о коренном изменении схемы РПС К-37-800 — вместо вытягивания за спинку применена схема вытягивания за подвесную систему, вместо ввода основного парашюта штатной ШРП применена схема ввода отдельной от человека спинки кресла (на определенном ходе начального участка движения). Проведением лабораторных бросковых испытаний данная схема была проверена и в короткие сроки (до конца 1986 года) воплощена в конструкцию РПС К-37-800.**

Схема вытягивания за подвесную систему потребовала применения принципиально другой подвесной системы ППС-82 (вместо серийной ИПС-72), разработанной НИИАУ, и дополнительных автономных испытаний (детных и прыжковых).

**Окончательно измененная схема РПС К-37-800 в период 1987–88 годов прошла повторные заводские испытания на**

**ракетном треке РД-2500 как автономно, так и с системой открытия створки.** При этом применение штатной (облегченной) створки привело к необходимости установки на передней кромке обреза выхода специального разрывного демпфирующего флага, устраняющего деформации и поломки створки на скоростях до  $V_{\text{макс}}$  и проведения дополнительных испытаний на ракетном треке РД-2500 [49]. Я был назначен исполняющим обязанности ведущего инженера по заводским испытаниям РПС К-37-800 по распоряжению начальника ЛИО, перейдя из КО-1 в ЛИО в июне 1984 года.

На этапе предварительных наземных испытаний было проведено 19 экспериментов с катапультированием РПС К-37-800 с манекеном.

Одновременно с этим проведенные заводские физиологические испытания [50] и государственные функциональные испытания РПС К-37-800 [51] позволили передать в мае 1989г. РПС К-37-800 на государственные испытания на ракетном треке РД-2500 в составе КСАП-800 (без системы отстрела лопастей несущего винта).

В течение 1989 – 90 годов были проведены государственные наземные (ГНИ) и контрольные наземные (КНИ) испытания на ракетном треке РД-2500 системы РПС К-37-800 на режимах полета вертолета, оговоренных ТЗ для вертолета В-80 (объекта «800»), при углах установки макета кабины по тангажу ( $\pm 10^\circ$ ) и крену ( $\pm 5^\circ$ ) [52, 53]:

- $V = -90$  км/ч (задней частью кабины вперед с различными углами тангажа);
- $V = 90$  км/ч (бокком — правым и левым с различными углами тангажа);
- $V = 100$  км/ч;
- $V = 200$  км/ч;
- $V = V_{\text{макс}}$  (с наихудшими сочетаниями массы манекена, угла тангажа кабины, температуры термостагирования).

В общей сложности на этих этапах было проведено:

- на этапе госназемных (ГНИ) испытаний — 16 экспериментов,
- на этапе контрольных наземных испытаний (КНИ) — три эксперимента.

Конструкция стэнда-кабины передней части вертолета, изготовленной УВЗ им. Камова и доработанной заводом «Звезда»,

позволяла быстро переставлять ее в различные положения и под разными углами тангажа и крена в зависимости от заданий на эксперимент.

Масса манекена принималась от минимальной (60 кг) до максимальной (90 кг) в соответствии с ОТП ВВС.

Температурный диапазон охватывал заданные ОТП ВВС параметры: от +60 до –50 °С.

Термостатированию подвергались заранее заряженный твердотопливным зарядом 2-й ступени бужировочный двигатель (изд. 524), пиропатроны 1-й ступени (ПК-21М) и системы открытия створки аварийного выхода (ПК-3М). Двигатель вместе с пиропатронами помещался в специальный термостат, в течение 24 ч выдерживался при заданной на эксперимент температуре в термокамере Белоозерского филиала «Прибор» и доставлялся за 30 мин до момента старта стэнда-кабины с установленной РПС К-37-800, двигателем и пиропатронами и подачи команды на выстрел.

На всех этапах испытаний с РПС К-37-800 (лабораторных, заводских, ГНИ, КНИ, АКИ и ГАИ) зарядака и сборка бужировочного двигателя (изд. 524) осуществлялась представителем завода «Искра» ведущим инженером Константином К.П. или его коллегами по испытательному отделу завода «Искра».

Все испытания проводились в соответствии с инструкцией по технике безопасности работ на ракетном треке РА-2500 (Сибиряков Ю.К., Сидорук А.С., Зимин Б.М., Фадеев В.А., Белоозерский филиал «Прибор») и с инструкцией по технике безопасности работ с пиротехническими изделиями разработки завода «Искра».

В зависимости от сочетаний указанных выше параметров общее количество экспериментов составило 38 [52].

Положительные результаты проведенных наземных испытаний позволяли перейти к подготовке и проведению летных экспериментов с парашютистами-испытателями МАП и ВВС. Проведение АКИ и ГАИ было поручено ведущему инженеру МНО Переславцеву С.Б., который был одновременно парашютистом-испытателем МАП.

Подготовку материальной части (РПС К-37-800 и кабины Ан-12Л) и выпуск его в полет было поручено мне как начальнику сектора САПДА [53].

На первом этапе АКИ было проведено три технических эксперимента, на втором этапе — два эксперимента: сначала был

проведен полет летательной лаборатории Ан-12Л по профилю полета на режиме  $H = 2000$  м,  $V = 280$  км/ч с установленной в кабине РПС К-37-800, а затем — сам полет с парашютистом-испытателем — **ведущим инженером МНО завода «Звезда» Переславцевым С.Б. (20.12.1990)** — на катапультирование с приземлением в зоне дугов аэродрома «Раменское» (в 10 км от главной ВПП) [53].

Параллельно с АКИ были проведены два технических эксперимента по программе ГАИ, в том числе один — с углом крена кабины с РПС К-37-800 60°. Экспериментальная кабина для проведения экспериментов с катапультированием на летательной лаборатории Ан-12Л пристыковывалась к хвостовой части самолета и имела возможность устанавливаться под разными углами крена и со сменной плит с направляющими под разные типы катапультирных кресел, в том числе и для плиты с направляющими и бортовыми элементами вертолета «800», управляющими дистанционной подачей команды на катапультирование РПС К-37-800.

Катапультирование парашютиста-испытателя происходило по команде из кабины пилота штурманом по готовности парашютиста-испытателя после загорания на приборной доске табло «Готов».

По подробному докладу испытателя и по результатам наземной и полетной оценки следовало, что все системы РПС К-37-800 работали нормально без каких-либо отклонений. Это позволило принять решение о проведении полета на катапультирование представителя ВВС без проведения полета по профилю [53].

Всегда за этим экспериментом был проведен полет на катапультирование представителя ВВС парашютиста-испытателя **майора Банникова М.М. (15.02.1991)**. Подготовку и выпуск в полет Банникова М.М. осуществляли ведущие инженеры Переславцев С.Б. (от завода «Звезда»), Мухин С.В. (от ВВС), Богданов Н.С. (от МНИ).

По результатам Государственных наземных испытаний и двух экспериментов с парашютистами-испытателями на катапультирование был выпущен акт [Рафеевков В.М., Бабинцев А.Ф., Мухин С.В., акт НИИ ВВС, 1991 год] с рекомендацией о передаче в серийное производство системы РПС К-37-800 [53].

В начале 1992 года были проведены контрольно-периодические испытания (КПИ) Головной серийной партии РПС К-37-800

в объеме четырех катапультирований с манекеном на ракетном треке РД-2500 Беломоозерского филиала «Прибор» (ФКПТ ГНИПАС) с положительными результатами.

За цика испытаний (ЛКИ и ГАИ) РПС К-37-800, в том числе катапультирование (впервые в мире) в качестве парашютиста испытателя, ведущему инженеру ЛИО ПЕРЕСЛАВЦЕВУ С.Б. (представителю промышленности) присвоено высокое звание «Герой России» с вручением Президентом России ЕЛЫЦИНЫМ Б.Н. золотой медали, а представителем ВВС майор БАННИКОВ М.М. награжден высокой Правительственной наградой — орденом «За личное мужество».

За создание РПС-37 и успешное проведение государственных наземных и летных испытаний мне, как ведущему специалисту по теоретическим исследованиям динамики движения этой катапультируемой системы, организации и проведению испытаний (трековых на ракетной дорожке и летных на легкой лаборатории) и подготовившему двух испытателей-парашютистов (от МАП и ВВС) к катапультированию в полете, в 1991 году было присвоено звание «Заслуженный машиностроитель Российской Федерации», а всем участникам и создателям работки вручены различные Правительственные награды — начальнику ЛИО Левченко В.П., слесарю-испытателю Машину В.М., ведущему конструктору завода Добрынину В.В., начальнику бригады конструкторского отдела Гипичу А.П., конструктору 1-й категории Начинкину В.П., технологу, мастеру ОТК сборочного цеха завода, рабочим производства и др.).

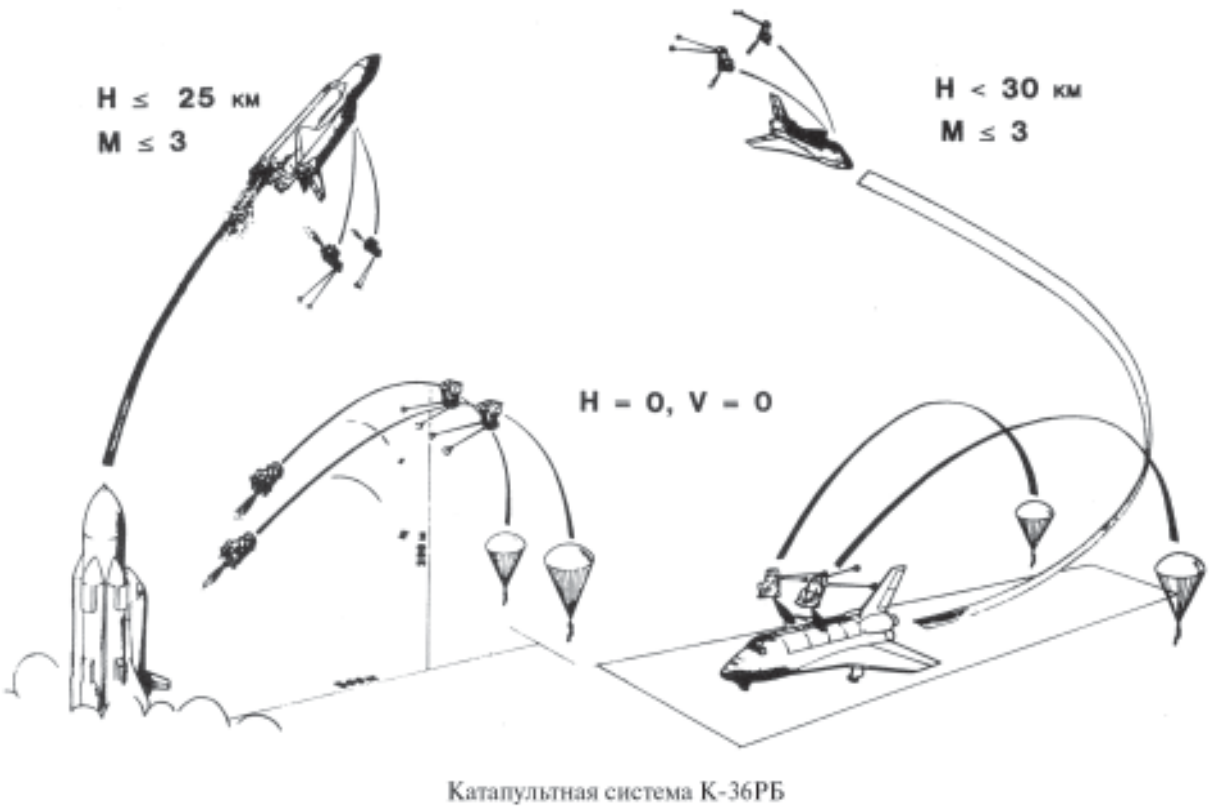
При разработке системы РПС-37 коллективом авторов было защищено авторское свидетельство №1347339 от 24.03.1986 «Устройство для катапультирования» (Арутюнян А.Г. (завод «Звезда»), Бусев А.С., Головин В.В., Семин А.В. (УВЗ им. Камова) [45].

Большой вклад в деле приемки и внедрения создаваемых заводом «Звезда» средств спасения принадлежит контролирующей организации — НИИ ВВС под руководством начальника отдела Рафеевкова В.М., ведущих инженеров Павленко А.И., Гадеева Р.Ф., Бабинцева В.А., Котляра Л., Мухина С.В., Деева К.В. и многих других представителей ВВС доблестной Советской Армии, а также при непосредственном участии военных представителей 704 и др.

### 3.2.5. Катапультиное кресло К-36РБ для спасения экипажа экспериментального многоэтажного космического корабля «Буран»

Созданное в период 1984 — 91 годов ОАО «НПП Звезда» катапультируемое кресло К-36РБ как средство аварийного покидания экипажа многоэтажного космического корабля (МКК) «Буран» (включаящее скафандр «Стриж») прошло большой объем испытаний: наземных стендовых (в ЛИИ), трековых на ракетной дорожке РД-2500 (в ФКПТ ГНИПАС), а также летных лабораторных и заводских (на легкой лаборатории МиГ-25РУ). Экспериментальная кабина была доработана под установку кресла типа К-36РБ с манекеном больших габаритов, чем обычное кресло К-36 (Левченко В.П., Насонов В.М., Ремизов Ю.А., Дубинец И.А., Анферов Ю.И., Виноградов Н.Н., Гунин Ю.Н., Деев К.В., Рафеевков В.М., отчеты завода «Звезда», ЛИИ, НИИ ВВС, 1984 — 91 годы).

На начальной стадии наземные стендовые испытания кресла К-36РБ из-за задержки разработки головным предприятием «РКК «Энергия» (с многоуровневым дублированием штатной электронной системы управления системой аварийного покидания МКК «Буран» на всех этапах запуска и выведения на орбиту) проводились с применением экспериментальной системы, которая давала частые сбои из-за отказов различных реле, резисторов, диодов, триодов, возникали трудности во взаимоотношениях между разработчиками на заводе «Звезда» (электриками-конструкторами КО-4 и лаборатории ЭРО, с одной стороны, и испытательной бригадой ЛИО — с другой). В результате часто страдали невинные люди, в первую очередь, ведущий инженер по электросистемам ЛИО Ремизов Ю.А. Мне, как начальнику сектора испытаний САПЛА, приходилось быть буфером, промолвотвором между начальником ЛИО и ведущими исполнителями испытаний, ибо авторитет заводских электриков-конструкторов КО-4, и особенно начальника лаборатории ЭРО Скомороевского И.И., был непреклонен. Однако, как выявилось впоследствии, все отказы происходили из-за несоответствия схемы дублирования. Однако все это не помешало заводу «Звезда» успешно завершить обработку кресла К-36РБ. Завершающим этапом испытаний был проведенный в 1991 году единственный парный эксперимент с последовательным катапультированием по штатной схеме из стенда-кабины МКК «Буран» на ракетном треке ФКПТ ГНИПАС на скорости  $V = 600$  км/ч.



Специально созданный МИИ наземный стенд позволял имитировать угловое положение по тангажу, крену и угловой скорости ракет-носителя МКК «Буран» на участке старта и выведения на орбиту, а для испытаний на ракетном треке РД-2500 ЭМЗ Масишева был создан стенд-кабина, воспроизводящий передний отсек корабля «Буран» (в натуральную величину) с размещением двух кресел К-36РБ.

После проведения единственного эксперимента на ракетном треке все дальнейшие испытания и работы по системе спасения МКК «Буран» с помощью кресла К-36РБ были прекращены.

Катастрофа американского МКС «Челленджер» выдвинула на передний план проблемы спасения человеческих жизней во время пилотируемых космических полетов.

По окончании авиакосмического салона в Ле Бурже в 1989 году, на котором непроизводно была продемонстрирована эффективность катапультируемого кресла К-36 завода «Звезда», завязались его контакты с французской фирмой «Дассо Авиасьон», которой была поручена на Западе координация разработки подсистемы спасения для экипажа в европейском проекте МКС «Гермес». Как и его американские и российские предшественники, аппарат «Гермес» должен был обеспечить безопасность своему экипажу, т.е. вернуть его в целости и невредимости на Землю.

Эта безопасность обеспечивается на многочисленных космических аппаратах с помощью системы спасения, которая своей надежностью и уровнем резервирования аппаратуры поддерживает номинальные условия выживания для членов экипажа.

Необходимо разделить функцию «сохранения», т.е. поддержания безопасности, между ракетой-носителем, «Гермесом» и дополнительными средствами спасения, которые используются в последнюю очередь [По материалам журнала «Качество ракетно-космической техники». Спец. выпуск, № 25, 1994, «Франция — Россия — 30 лет сотрудничества». С. 108 — 113].

К качеству специальных устройств, цель которых состоит в спасении экипажа любой ценой, предъявляются особые требования: они служат один раз и не имеют права не сработать. Это относится, например, к требуемому коэффициенту безопасности или к прочности (способности противостоять непредвиденным ситуациям и т. д.). Определение этих критериев



довольно сложно. Подобные характеристики способствовали выбору системы спасения с использованием решений, разработанных в России для космического корабля многообразового использования «Буран».

После катастрофы «Челленджера» экспертиза показала, что передняя часть американского челнока сохранила свою целостность после взрыва. При выборе системы спасения для экипажа «Гермес» его разработчики остановились на катапультируемой кабине. Область ее использования охватывала первую фазу запуска (с использованием ускорителей) и простиралась до высоты 60 км и скорости по числу  $M = 6$ . Углубленная проработка этого решения на первых этапах программы быстро выявила значительные трудности (увеличение массы, большой объем испытаний с катапультированием в натурных условиях, огромное количество средств для обеспечения этих испытаний, трудности имитации некоторых реальных факторов и др.). В результате на авиасалоне в Ле Бурже завязались первые технические контакты между инженерами фирмы «Дассо Авиасьон» и инженерами фирмы «Звезда». Руководитель этой фирмы Г. Северин представлял на салоне катапультируемое кресло, разработанное для МЖК «Буран». Концепция была новаторской в том, что касалось катапультирования, так как область использования этого кресла простиралась до скорости  $M = 3$ . Оно было названо «Креслом с высокими характеристиками». При этом российские специалисты были готовы поделиться своими разработками по средствам защиты космонавтов, проявив открытость в описании технических деталей оборудования.

Разработчики программы «Гермес», убедившись в надежности серийного кресла К-36, благодаря которому спасся летчик Анатолий Квочур при аварии на авиасалоне 8 июня 1989 года самолета МиГ-29, приступили к пересмотру своей системы спасения.

Завод «Звезда», который создал систему спасения для МЖК «Буран», специализируется на исследовании и разработке систем спасения и физиологической защиты членов экипажа. На заводе «Звезда» работают высококвалифицированные специалисты — ученые, инженеры и техники. Он располагает впечатляющими испытательными средствами. Основанный в 1952 году, завод «Звезда» участвовал во всей космической эпопее. Так, им разработаны скафандры и катапультируемое кресло для полета и возвращения Юрия Гагарина в 1961 году,

Мультипликационный фильм "ЛЮДИ ЗВЕЗДА" 10 лет

**SKS-94** (1994 - 2001 г.г.)

ЗА ВЫПОЛНЕНИЕ ИСПЫТАТЕЛЬНОГО КАТАПУЛЬТИРОВАНИЯ С ПОМОЩЬЮ СИСТЕМЫ SKS И ПРОЯВЛЕННЫЕ ПРИ ЭТОМ МУЖЕСТВО И ГЕРОИЗМ КОСМОНАВТУ-ИССЛЕДОВАТЕЛЮ **СЕВЕРИНУ Владимиру Гавричу** ПРИСВОЕНО ЗВАНИЕ ГЕРОЯ РОССИИ

УЧАСТИЕ В ПРОЕКТНЫХ, ПРИМЕРНЫХ РАБОТАХ И ФИЗИОЛОГИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЯХ НА НАЗЕМНЫХ СТЕНДАХ ОАО "НПЦ ЗВЕЗДА"

ЛЕТНО-КОНСТРУКТОРСКИЕ И ГОСУДАРСТВЕННЫЕ ЛЕТНЫЕ ИСПЫТАНИЯ:

- СУ-29КС(П) (H = 100 - 4000м, V = 200 - 375км/ч)
- 14 катапультирований с малекеном
- 2 катапультирования парашютистов-испытателей

ДЕМОНСТРАЦИОННЫЕ КАТАПУЛЬТИРОВАНИЯ:

- СУ-29КС, Аэрошоу-95 в ЛИИ (H = 30 - 50м, V = 220 км/ч)
- 4 катапультирования
- СУ-29КС, Аэрошоу-95 в Ле-Бурже (H = 30-50м, V = 220 км/ч)
- 5 катапультирования

ИСПЫТАНИЯ КСАЛ САМОЛЁТА СУ-31:

- ракетный трек РД-2500 (H = 0, V = 0 - 400 км/ч)
- 4 катапультирования

ОБЩЕЕ КОЛИЧЕСТВО КАТАПУЛЬТИРОВАНИЙ 29



Был создан первый скафандр для выхода в открытый космос. Его испытал в 1965 году Алексей Леонов. Завод «Звезда» разработал большую часть защитного оборудования для военных летчиков (шлемы, дыхательные маски и т. д.), а также скафандры для внутреннего и наружного использования для космической программы «Мир», сконструировал также различные катапультируемые кресла для военных целей, включая кресло К-36 для оснащения военных самолетов стран СНГ, модифицированное впоследствии в кресло К-36РБ для программы «Буран».

Завод «Звезда» разработал систему спасения, которая не имеет аналогов в мире, благодаря тщательному анализу критических факторов достаточного числа удачных катапультирования. Результатом явился полностью интегрированный комплект, основные качества которого — прочность и надежность. В основе концепции такой системы лежит оптимизация всего комплекса.

По окончании предварительного исследования возможности приспособления катапультируемого кресла МКК «Буран» к космическому самолету «Гермес», проведенного в конце 1989 года фирмой «Дассо» и заводом «Звезда», идея сотрудничества с Россией утвердилась как преимущественное решение. В конце 1989 года и в 1990 году трудно было предвидеть дальнейшую перспективу того, чем станет СССР. Программа «Гермес» сейчас ставку на продолжительное сотрудничество. Но необходимо было засраховаться от возможного выхода России из игры. Результатом стали прекращение такого сотрудничества и приостановка программы «Гермес».

### 3.2.6. Унифицированные агрегаты УПА3 и УПА3-1 заправки самолетов топливом в полете

В период 1972 — 74 годов на заводе «Звезда» силами ЛПО начали проводиться летные исследования систем дозаправки топливом в полете: сначала на макетах по уточнению аэродинамических характеристик конуса-датчика создаваемого унифицированного подвесного агрегата заправки (УПА3) — на летающей лаборатории Су-7У с тросовым ПАЗом, на Ан-12 и Ту-22 по отработке шланговой лебедки: летные испытания дренированного макета агрегата заправки (изд. «Сахалин-2») на самолетах Су-15 и Ил-38; первые летные заводские испытания



(изд. «Сахалин-3») на самолетах Су-15 с сухим контактом, наконеч, испытания с переливом топлива в заправляемый самолет. Меня прикомандировали к ЛМО (тогда он еще назывался ЛИС) от КО-1 в качестве ведущего инженера для взаимодействия с 24-й лабораторией ЛИИ (ведущие инженеры Курбесов В.Д., Радин Р.Н., Гунин Ю.Н.), ОКБ Сухого (Бевенький М.Д.), ОКБ Ильюшина (Гольдман Ю.А.).

Предварительно необходимо было отработать аэродинамику складного конуса-датчика, разработкой конструкции которого занимался ведущий конструктор Данилин Ренальд Сергеевич. Стабилизация конуса-датчика обеспечивалась раскрывающейся в потоке после его выпуска из подвесного агрегата заправки так называемой «юбкой-парашютом», применяемой с целью обеспечения устойчивого положения в воздушном потоке для удобного подхода и надежного контактирования с заправляемым самолетом. С этой целью в ЦАГИ в натурной аэродинамической трубе Т-104 мной совместно с ведущим конструктором КО-1 завода «Звезда» Мирным Р.Н. были проведены испытания по снятию аэродинамических характеристик лобового сопротивления, подъемной силы и параметров устойчивости при различных схемах и положениях крепления «юбки» к складным перьям конуса-датчика [127].

С выбранной схемой и конструктивным исполнением «юбки» были проведены предварительные испытания на противопожарном аэродинамическом стенде завода «Звезда» (в отделе 7) по оценке аэродинамической устойчивости конуса-датчика и его поведения в воздушном потоке с регистрацией кинематикой [128].

Первые летные испытания по оценке процесса выпуска, поведения в воздушном потоке на самолете Су-7У на скоростях  $V = 400 - 500$  км/ч и уборки конуса-датчика с выбранной схемой и креплением «юбки» проводились с тросовым подвесным агрегатом заправки (ПАЭом), т. е. с помощью троса и тросовой лебедки [129].

Параллельно с отработкой конуса-датчика проводились летные испытания Аренированного макета агрегата заправки с использованием изделия «Сахалин-2» на самолетах Су-15 и Ил-38 на различных высотах и скоростях полета для определения полней распределения давления на входе в турбонасосный агрегат (ТНА), на входе в турбину смежения (ТС) и в хвостовой части агрегата в месте нахождения конуса-датчика перед

Журовская Филлар  
"ЛИМО ЗВЕЗДА"  
10 лет

УПАЗ-1, ГПТ-2, ГПТ-23  
(1993 - 2001 гг.)

Демонстрационно - испытательные полеты  
с дозаправкой в воздухе на международных авиалиниях  
и авиационных разддниках:

- Россия (Жуковский, Тушино, Делягуево)
- Австралия (Аделаид)
- Индонезия (Джакарта)
- Малайзия (Панглави)
- Китай (Чжухай)

Самолёты - заправщики: Ил-78, Ил-78М, Су-24  
Заправляемые самолёты:  
Су-27, Су-30, Су-30МК, 10В, Су-30МКИ

Дозаправка на высотах - 150 - 2 000 м,  
скоростях 450 - 500км/ч и полеты в строю заправки  
с разворотами при кренах до 45 град. и снижением с  $V = 10 - 12$  м/с

ФИЛИАЛОМ выполняются полный объём работ  
по комплексу системы дозаправки,  
в т.ч. управление системой в полёте.

**ОБЩЕЕ КОЛИЧЕСТВО ПОЛЁТОВ**  
**44**



выпуском в поток с записью параметров на осциллограф, установка навливаемой внутри макета [130, 131].

Наконец, на самолетах Су-15 ОКБ Сухого (на скоростях  $V = 450 - 550$  км/ч) и Ил-38 ОКБ Ильюшина (на скоростях  $V = 350 - 450$  км/ч) впервые были проведены летные испытания по «сухому контакту» (без перекаива топлива) одноименных самолетов [132, 133].

В этих испытаниях были отработаны порядок и методика наземной подготовки агрегата заправки к летным испытаниям, составлена и отработана технологическая карта подготовки (совместно со специалистами инженерами-электриками лаборатории завода ЭРО Левовым Б.Х. и Чуахинным В.И.).

С целью улучшения условий контактирования по моему предложению, как ведущего инженера по летным испытаниям и с одобрения специалистов ЭРО, были внесены изменения в бортовую систему сигнализации агрегата заправки БУС-1, в частности, введен дополнительный сигнал — зеленый мигающий, разрешающий запрашиваемому самолету контактирование (Арутюнян А.Г., Левов Б.Х., Чуахин В.И. Сигнализация на бортовые огни. Рацпредложение № 3390, 1974; Сигнализация управления изделим. Рацпредложение № 3391, 1974; Доработка сигнализатора. Рацпредложение № 4035, 1975), что было в дальнейшем внесено в штатную систему бортовой сигнализации.

Все дальнейшие испытания с агрегатами заправки, в том числе с перекаивом топлива, проводились силами вновь организованной бригады (сектора) летных испытаний во главе с начальником сектора Кузнецовым И.Т., перешедшим из КО-1 завода «Звезда» в ЛИО, и ведущими инженерами ЛИО Прошкиным В.С. и Солоповым М.А., а впоследствии после прихода в ЛИО, — ведущими инженерами Переславцевым Б.Б. и Насоновым Г.Г.



### 3.3. Отдельные вопросы научно-теоретических исследований

#### 3.3.1. Перспективная съемка и методика расшифровки экспериментальных траекторий при катапультировании

Экспериментальные траектории, получающиеся в результате испытаний на наземных стендах, фиксируются на пленке во время фото- или киносъемки.

Задача сводится к тому, чтобы получить действительную картинку экспериментальных траекторий после испытаний в виде графика координат  $Y = f(X)$ , используя законы перспективной съемки и основные формулы фотограмметрии [72, 73].

Данная методика позволяет построить только траекторию движения объекта, в частности, катапультированного кресла с манекеном при катапультировании, но не дает возможности определить параметры вращательного движения кресла, т.е. углы тангажа, крена и рысканья, а также составляющие вектора угловой скорости. Эти параметры определяются по записям манекенной аппаратуры.

Зная основные установочные данные киноаппарата и наземного стенда (рис. 1, 2), такие как

- дистанция до плоскости съемки  $L$ ,
- угол наклона  $\alpha$  главной оптической оси фото- или киноаппарата к горизонту,
- фокусное расстояние объектива фото- или киноаппарата  $f(k)$  по паспорту,
- высота установки фото- или киноаппарата  $h_0$  (его фокуса) над поверхностью земли,
- координаты центра движущегося объекта  $x_i$  и  $y_i$  на снимке относительно центра кадра,

можно получить по приведенным ниже формулам действительную траекторию движения объекта (кресла с манекеном) в земной системе координат  $(X_{3_i}, Y_{3_i})$ :

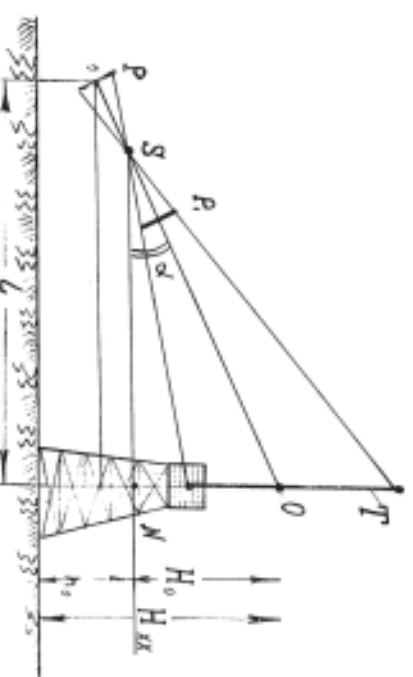
$$X_{3_i} = X_0 + \frac{(L/f) x_i}{(\cos \alpha - y_i \sin \alpha) / f},$$

$$Y_{3_i} = H_{xx} + \frac{(L/f) y_i}{[\cos \alpha (\cos \alpha - y_i \sin \alpha)] / f},$$

где  $H_{xx} = H_0 + h_0 = L \operatorname{tg} \alpha + h_0$  — высота положения объекта в земной системе координат.

При этом необходимо соблюдать следующие условия:

- платформа, на которой располагается фото- или киноаппарат, должна быть установлена строго горизонтально по уровню,
- вертикальная плоскость, проходящая через главную оптическую ось, должна быть перпендикулярна плоскости движения объекта (т.е. катапультирования),
- кадр аппарата должен охватывать по возможности значительную часть предполагаемой траектории, для чего верхняя часть стенда (тренажера) с объектом должна изообращаться в правом или левом нижнем углу кадра.



**Рис. 1.** Схема установочных параметров перспективной съемки для расшифровки траекторий движения объекта съемки

Для случая, когда один киноаппарат не в состоянии охватить всю траекторию (а только часть предполагаемой траектории) и киносъемка производится с помощью нескольких стоящих в один ряд аппаратов, должны быть предусмотрены синхронизация всех аппаратов по времени и точное знание расстояний между аппаратами.

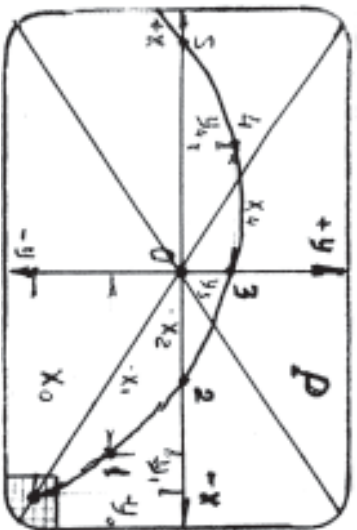


Рис. 2. Координатная сетка кинокадра

Данная методика обладает большой точностью ( $\pm 0,5$  м) и зависит только от точности измерений величин движущегося объекта в размере кадра.

### 3.3.2. Динамика пространственного движения катапультируемой системы с вертикальной стабилизацией

#### 3.3.2.1. Влияние аэродинамической асимметрии

Рост скоростей и высот полета летательных аппаратов (ЛА) потребовал дальнейшего совершенствования средств аварийного покидания (САПДА) с целью увеличения максимальной скорости и высоты их применения. В связи с этим возникли новые схемы и конструктивные решения средств аварийного покидания, связанные, главным образом, с выбором средств стабилизации. В то же время при легкой обработке САПДА, в частности, катапультируемых систем, выявилось, что в процессе свободного движения и спуска до ввода спасательного парашюта пилота после катапультирования они совершают пространственное движение. До наступления времени при разработке и проектировании катапультируемых систем теоретические исследования динамики основывались на решении дифференциальных уравнений плоского движения.

Стала очевидной недостаточная полнота таких исследований. Правильный выбор основных конструктивных параметров

ров САПДА становится возможным только на основе решения дифференциальных уравнений пространственного движения, причем составленных не в углах Эйлера (тангажа, крена, рыскания), а в направляющих косинусах, не зависящих от математической неопределенности, что присуще углам Эйлера (в основном, тангенсу угла тангажа). При этом встает задача исследования не только продольного (достаточно хорошо исследованного), но и бокового движения. Возникает такой важный вопрос, является ли пространственное движение безопасным для человека с точки зрения воздействия на него образующихся при этом угловых скоростей и перегрузок и каковы их допустимые пределы.

В настоящей работе рассматривается методика и схема решения поставленной задачи. Она носит общий характер и применима к любой катапультируемой системе КС (катапультиное кресло, капсула спасения или отъемная кабина) [86 – 94].

Решение поставленной задачи осуществляется на электронно-вычислительных машинах (ЭВМ) методом численного интегрирования (например, наиболее точным методом Рунге-Кутты) дифференциальных уравнений пространственного движения, составленных для катапультируемой системы в направляющих косинусах. При этом решению подвергаются 18 дифференциальных уравнений первого порядка и 9 уравнений для направляющих косинусов, в том числе [89, 93, 94]:

• уравнения равновесия сил (в общем виде):

$$mg\ddot{X} = \sum F_x, \quad mg\ddot{Y} = \sum F_y, \quad mg\ddot{Z} = \sum F_z, \quad (1)$$

или

$$\ddot{X} = \frac{1}{m} \{ [K_1 C_x S(l_{21} \sin \alpha - l_{11} \cos \alpha) + K_2 C_y S(l_{11} \sin \alpha + l_{21} \cos \alpha) + C_2 S l_{31}] q + T (l_{11} \sin \delta + l_{21} \cos \delta) \},$$

$$\ddot{Y} = \frac{1}{m} \{ [K_1 C_x S(l_{22} \sin \alpha - l_{12} \cos \alpha) + K_2 C_y S(l_{12} \sin \alpha + l_{22} \cos \alpha) + C_2 S l_{32}] q - mg + T (l_{12} \sin \delta + l_{22} \cos \delta) \},$$

$$\dot{Z} = \frac{1}{m} \{ [K_1 C_x S(l_{23} \sin \alpha - l_{13} \cos \alpha) + K_2 C_y S(l_{13} \sin \alpha + l_{23} \cos \alpha) + C_z S l_{33}] q + T(l_{13} \sin \delta + l_{23} \cos \delta) \};$$

• Уравнения равновесия моментов (в общем виде):

$$I_{x_1} \dot{\omega}_{x_1} = \sum [M_{x_1} - (I_{z_1} - I_{y_1}) \omega_{y_1} \omega_{z_1} - I_{x_1 y_1} (\omega_{x_1} \omega_{z_1} - \dot{\omega}_{y_1}) + I_{y_1 z_1} (\omega_{y_1}^2 - \omega_{z_1}^2) - I_{z_1 x_1} (\omega_{x_1} \omega_{y_1} - \dot{\omega}_{z_1})],$$

$$I_{y_1} \dot{\omega}_{y_1} = \sum [M_{y_1} - (I_{x_1} - I_{z_1}) \omega_{x_1} \omega_{z_1} + I_{x_1 y_1} (\omega_{y_1} \omega_{z_1} + \dot{\omega}_{x_1}) - I_{y_1 z_1} (\omega_{x_1} \omega_{y_1} - \dot{\omega}_{z_1}) - I_{z_1 y_1} (\omega_{x_1}^2 - \omega_{z_1}^2)], \quad (2)$$

$$I_{z_1} \dot{\omega}_{z_1} = \sum [M_{z_1} - (I_{y_1} - I_{x_1}) \omega_{x_1} \omega_{y_1} - I_{x_1 y_1} (\omega_{x_1}^2 - \omega_{y_1}^2) + I_{y_1 z_1} (\omega_{x_1} \omega_{z_1} + \dot{\omega}_{y_1}) - I_{z_1 x_1} (\omega_{y_1} \omega_{z_1} - \dot{\omega}_{x_1})],$$

или

$$\dot{\omega}_{x_1} = \frac{1}{I_{x_1}} \left[ (I_{y_1} - I_{z_1}) \omega_{y_1} \omega_{z_1} - I_{x_1 y_1} (\omega_{x_1} \omega_{z_1} - \dot{\omega}_{y_1}) + I_{y_1 z_1} (\omega_{y_1}^2 - \omega_{z_1}^2) - I_{x_1 z_1} (\omega_{x_1} \omega_{y_1} - \dot{\omega}_{z_1}) - \right.$$

$$\left. + \overline{m}_x \cos \alpha \cos \beta + \overline{m}_y \sin \alpha - \overline{m}_z \cos \alpha \sin \beta + \overline{m}_x \frac{\overline{\omega}_{x_1}}{V} \right] q + T(-e_{z_1} \cos \delta \cos \varphi + e_{y_1} \sin \varphi);$$

$$\dot{\omega}_{y_1} = \frac{1}{I_{y_1}} \left[ (I_{z_1} - I_{x_1}) \omega_{x_1} \omega_{z_1} + I_{x_1 y_1} (\omega_{y_1} \omega_{z_1} + \dot{\omega}_{x_1}) - I_{y_1 z_1} (\omega_{x_1} \omega_{y_1} - \dot{\omega}_{z_1}) - I_{x_1 z_1} (\omega_{x_1}^2 - \omega_{z_1}^2) + \right.$$

$$\left. + \overline{m}_y \cos \alpha - \overline{m}_x \sin \beta \cos \beta + \overline{m}_z \sin \alpha \sin \beta + \overline{m}_y \frac{\overline{\omega}_{y_1}}{V} \right] q + T(-e_{z_1} \sin \delta \cos \varphi - e_{x_1} \sin \varphi);$$

$$\dot{\omega}_{z_1} = \frac{1}{I_{z_1}} \left[ (I_{x_1} - I_{y_1}) \omega_{x_1} \omega_{y_1} - I_{x_1 y_1} (\omega_{y_1}^2 - \omega_{x_1}^2) + I_{y_1 z_1} (\omega_{x_1} \omega_{z_1} + \dot{\omega}_{y_1}) - I_{x_1 z_1} (\omega_{y_1} \omega_{z_1} - \dot{\omega}_{x_1}) + \overline{m}_x \sin \beta + \overline{m}_z \cos \beta + \overline{m}_z \frac{\overline{\omega}_{z_1}}{V} \right] q + T(e_{x_1} \cos \delta - e_{y_1} \sin \delta) \cos \varphi;$$

• Уравнения направляющих косинусов:

$$\begin{aligned} \dot{l}_{11} &= \omega_{z_1} l_{21} - \omega_{y_1} l_{31}, \quad \dot{l}_{12} = \omega_{z_1} l_{22} - \omega_{y_1} l_{32}, \quad \dot{l}_{13} = \omega_{z_1} l_{23} - \omega_{y_1} l_{33}, \\ \dot{l}_{21} &= \omega_{x_1} l_{31} - \omega_{z_1} l_{11}, \quad \dot{l}_{22} = \omega_{x_1} l_{32} - \omega_{z_1} l_{12}, \quad \dot{l}_{23} = \omega_{x_1} l_{33} - \omega_{z_1} l_{13}, \\ \dot{l}_{31} &= \omega_{y_1} l_{11} - \omega_{x_1} l_{21}, \quad \dot{l}_{32} = \omega_{y_1} l_{12} - \omega_{x_1} l_{22}, \quad \dot{l}_{33} = \omega_{y_1} l_{13} - \omega_{x_1} l_{23}, \end{aligned} \quad (3)$$

В уравнениях (1–3)  $F_x, F_y, F_z$  — составляющие суммарной силы, действующей на КС;

$K_1, K_2$  — коэффициенты влияния сжимаемости воздуха на сопротивление воздуха и подъемную силу (рис. 3);

$M_x, M_y, M_z$  — составляющие суммарного момента, действующего на КС;

$$\overline{m}_x = (m_{x_0} + m_x \beta) S l,$$

— коэффициенты составляющих главного вектора аэродинамического момента;

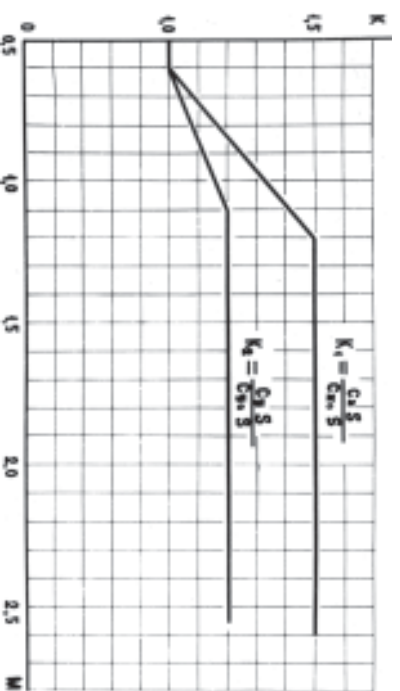
$\overline{m}_y, \overline{m}_z = (m_y S l^2)^{\overline{\omega}_{y_1}}, \overline{m}_z = (m_z S l^2)^{\overline{\omega}_{z_1}}$  — коэффициенты составляющих демпфирующего аэродинамического момента (рис. 5, 6);

$X, Y, Z$  — координаты центра масс КС в земных осях координат;

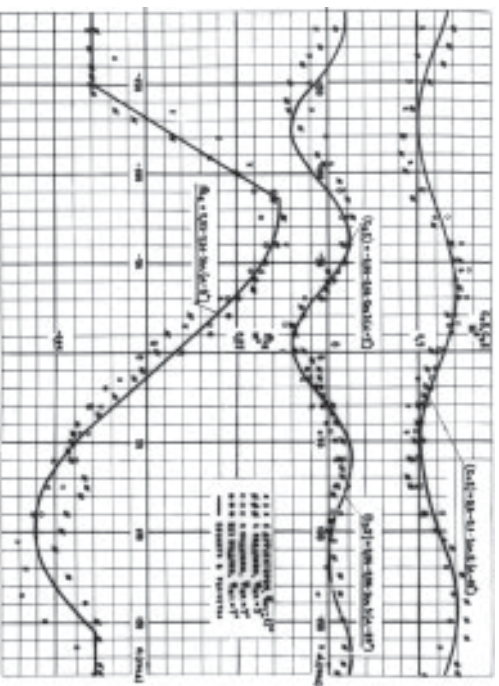
$\dot{X}, \dot{Y}, \dot{Z}$  — составляющие вектора скорости в земных осях координат;

$\ddot{X}, \ddot{Y}, \ddot{Z}$  — составляющие ускорений;

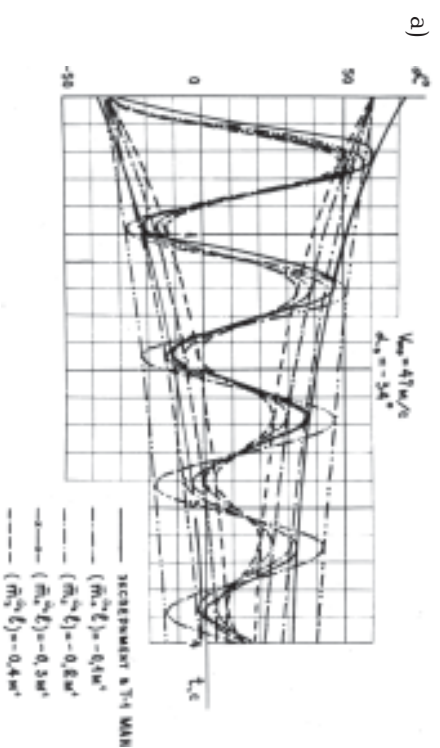
— скорость полета;  
— скоростью напор;



**Рис. 3.** Коэффициенты влияния сжимаемости по результатам испытаний модели кресла типа К-36 в высокоскоростной аэродинамической трубе Т-109 ЦАГИ на силу лобового сопротивления  $K$  по числу  $M$  полета и подъемную силу

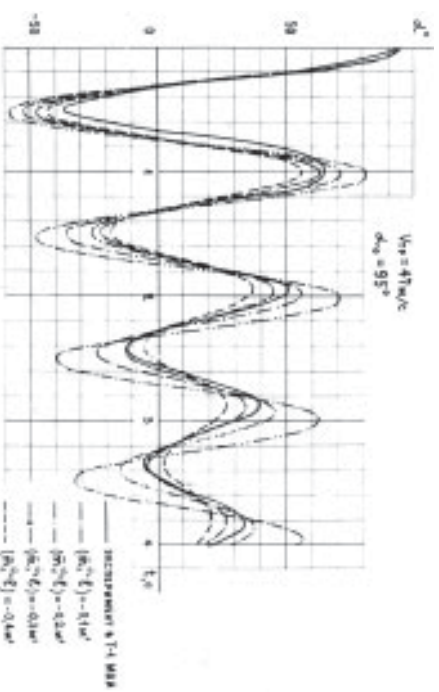


**Рис. 4.** Аэродинамические характеристики в зависимости от угла атаки для катапультированного кресла типа К-36 по результатам натурных испытаний в аэродинамической трубе Т-104 ЦАГИ



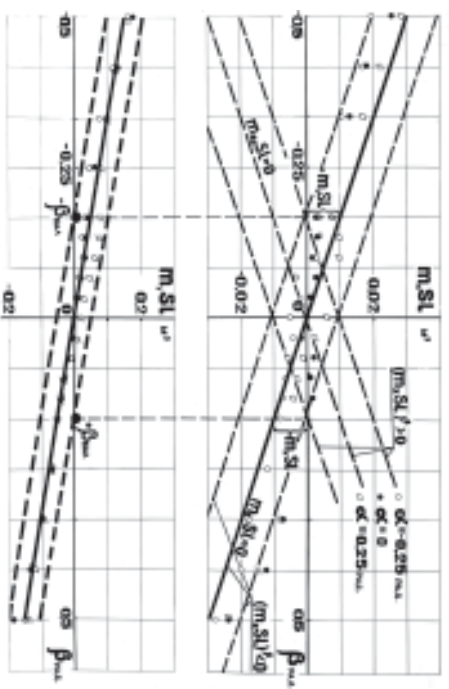
$$K_p = C_{yS} / C_{y0} S$$

б)



**Рис. 5.** Влияние демпфирующей характеристики (вращательной производной) относительно продольной оси  $OZ_1$  по безразмерной угловой скорости  $\dot{m}_z^{0,1}$  на изменение угла атаки ( $\alpha = \alpha_0 = 34^\circ$ , б —  $\alpha_0 = 95^\circ$ ) по времени для катапультированного кресла типа К-36 в сравнении с экспериментом в аэродинамической трубе Т-1 МАИ





**Рис. 6.** Аэродинамические моментные характеристики катапультируемой системы по крену и рысканью (сплошные линии — для катапультируемого кресла К-36)

- $\rho$  — плотность воздуха;
- составляющие вектора угловой скорости;
- составляющие вектора углового ускорения;
- осевые моменты инерции КС;
- центробежные моменты инерции КС в связанных осях координат;
- $l_{11}, l_{12}, l_{13}, l_{21}, l_{22}, l_{23}, l_{31}, l_{32}, l_{33}$  — направляющие косинусы, определяющие положение осей связанной и земной систем координат;
- угла атаки;
- угла скольжения;
- составляющие вектора скорости

В связанных осях координат:

$$l_{11} = \cos \psi_0 \cos \vartheta_0, \quad l_{12} = \sin \vartheta_0$$

начальные значения направляющих косинусов, найденные через начальное угловое положение КС ( $\psi_0, \gamma_0$ ):

$\delta, \varphi$  — углы установки сопла 2-й ступени энергодатчика кресла (КСМУ);

$T$  — тяга 2-й ступени энергодатчика кресла (КСМУ);

$\gamma_0, \psi_0$  — углы Эйлера, определяющие положение КС в начальный момент времени;

— текущие значения углов Эйлера, вычисленные через направляющие косинусы.

Теоретические исследования и летная отработка катапультируемых кресел типа К-36 выявили особенности динамики кресла, связанные с возникновением пространственного движения, в частности, с вращением вокруг связанной оси  $Ox_1$  кресла. Это вращение вызывается аэродинамической асимметрией кресла, наряду с разбросом характеристик применяемых на кресле вращающихся стабилизирующих парашютов, также разнородностью телескопических штанг и собственной аэродинамической асимметрией кресла из-за конструктивной асимметрии отдельных элементов. Совместное действие указанных факторов накладывает определенные требования на ограничение допустимого диапазона разброса характеристик элементов стабилизирующей системы. При этом главным критерием является величина допустимой с точки зрения переносимости человеком длительной действующей угловой скорости вращения вокруг поперечной оси  $Ox_1$ , т. е. по крену (рис. 7, 8).

Как следует из дифференциальных уравнений пространственного движения КС, вращательное движение относительно центра масс по крену может произойти, если кресло приобретет отличный от нуля балансирующий угол скольжения (в процессе всего свободного движения после отделения от ДА), либо будет иметь место аэродинамический момент крена при нулевом угле скольжения, который определяет уже собственную аэродинамическую асимметрию  $m_{x_0}^{SI}$  [87, 89].

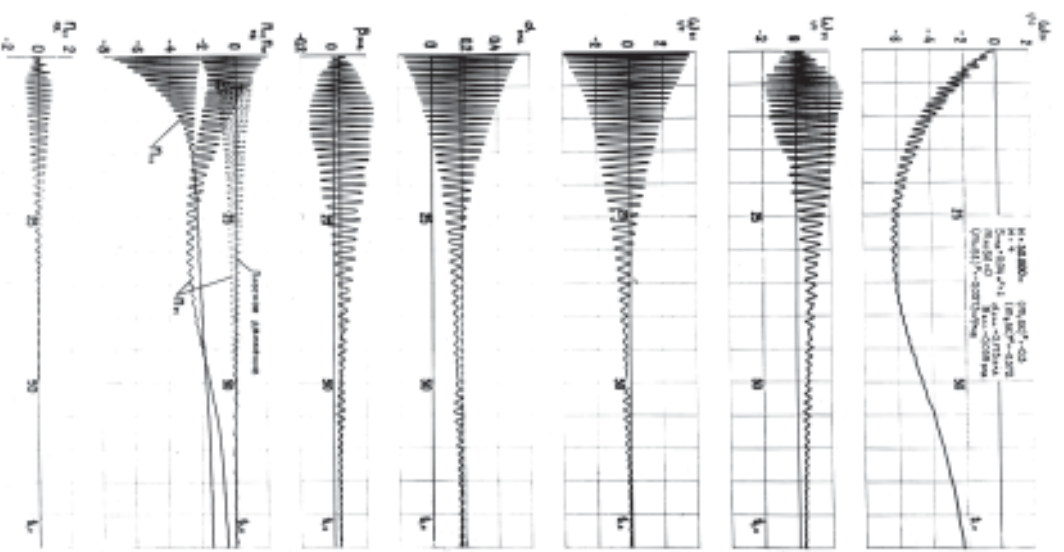


Рис. 7.

Характер изменения по времени полученных расчетным путем основных параметров катапультированного кресла типа К-36 при катапультировании на высоте  $H = 30\,000$  м, скорости, соответствующей числу  $M = 4$ , и дальнейшем спуске с этой высоты до ввода основного парашюта спасения летчика при наиболее вероятностных его характеристиках

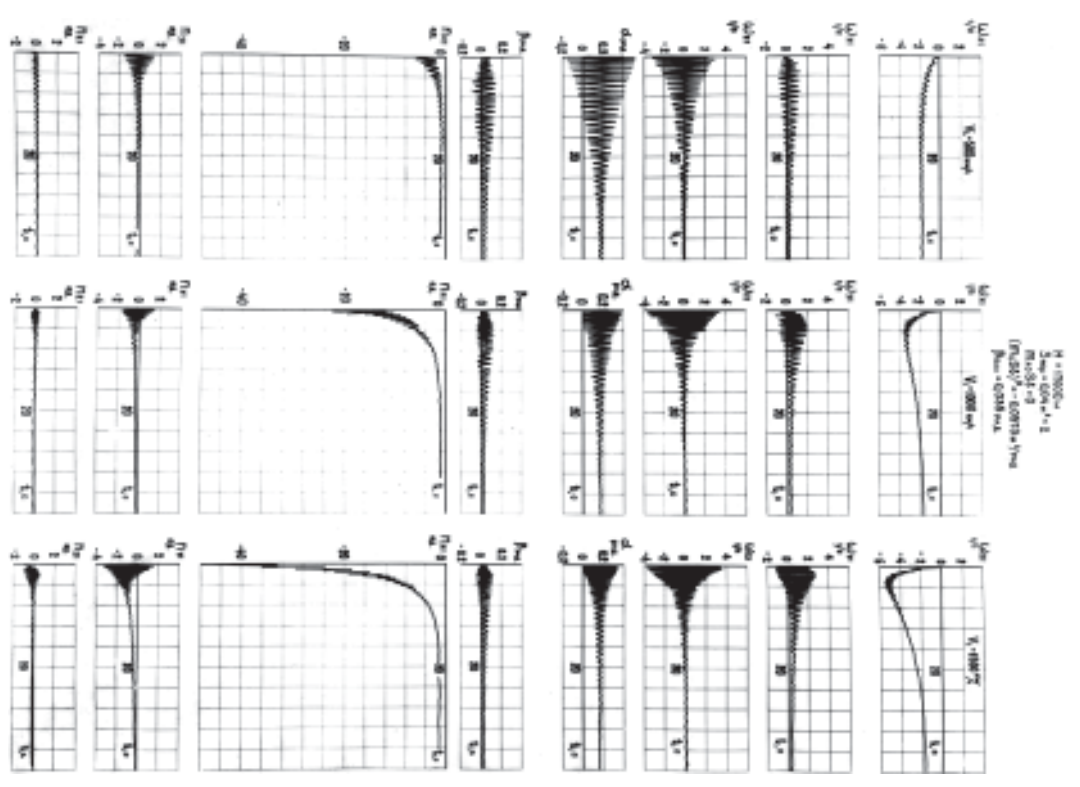


Рис. 8.

Характер изменения по времени полученных расчетным путем основных параметров катапультированного кресла типа К-36 при катапультировании на высоте  $H = 17\,000$  м при различных начальных скоростях полета 500, 1000, 1500 км/ч и дальнейшем спуске с этой высоты до ввода основного парашюта спасения летчика при наиболее вероятностных его характеристиках

Таким образом, основными факторами, приводящими к вращению относительно связанной оси ОХ (по крену) катапультного кресла типа К-36 при аварийном покидании ДА, являются собственная аэродинамическая асимметрия самого кресла и аэродинамическая асимметрия стабилизирующей системы.

Появление собственной аэродинамической асимметрии вызывается асимметричным расположением отдельных конструктивных элементов кресла и позы члена экипажа относительно плоскости симметрии кресла.

Аэродинамическая асимметрия стабилизирующей системы вызывается:

- разноходностью телескопических стабилизирующих штанг;
- разнотяговостью стабилизирующих парашютов;
- асинхронностью их выхода на режим авторотации.

Разнотяговость двух телескопических стабилизирующих штанг возникает при одновременном выходе штанг на разную длину дину, что может иметь место при заперессовке отдельных звеньев штанги. Вследствие этого кресло может повернуться на некоторый угол скольжения  $\beta_1$ . Зависимость этого угла от разноходности штанг (без стабилизирующих парашютов) может быть получена как экспериментально, так и расчетным путем по формуле:

$$(4)$$

$$\overline{\Delta l} = \frac{\Delta l}{L}, \quad (5)$$

Относительная разноходность штанг, определяемая как отношение абсолютной величины разноходности одной пары штанг к их длине после наибольшего их выхода при вводе в действие, как:

где  $\Delta l = L_{\text{лев.шт.}} - L_{\text{прав.шт.}}$  — абсолютная разноходность левой и правой штанг;

$L_{\text{шт.}}$  — длина штанг после ввода в действие;

$\overline{l} = l/2L$  — безразмерный параметр (для кресла типа К-36 он равен 0,32);

$l$  — расстояние между концами выпущенных штанг;  
 $L$  — расстояние от центра масс до середины прямой, соединяющей концы выпущенных штанг.

Относительная разноходность штанг, соответствующая абсолютной разноходности по ТУ на кресло типа К-36 в 30 мм, составляет величину не более 0,017. Такая величина разноходности штанг может вызвать появление угла скольжения в пределах  $\beta = 0,003 \text{ рад } (0,17^\circ)$  и угловой скорости вращения вокруг оси ОХ<sub>1</sub> порядка  $0,2 \text{ с}^{-1}$  (на расчетном режиме катапультирования  $H_0 = 30 \text{ км}$  при числе  $M_0 = 3$ ).

Выход стабилизирующих вращающихся парашютов на режим авторотации (т. е. собственного вращения) может сопровождаться, во-первых, неодинаковостью величины развиваемой силы лобового сопротивления (тяги силы), т. е. разнотяговостью, и, во-вторых, неодновременностью выхода парашютов, т. е. асинхронностью (рис. 9).

Первые образцы стабилизирующих вращающихся парашютов (площадью  $0,04 \text{ м}^2$ ) подверглись существенным конструктивным и технологическим доработкам, так как при испытаниях на аэродинамическом стенде (АДС) не давали стабильных результатов по выходу на режим авторотации и устойчивого  $\beta_1 = \frac{\arcsin \frac{F_{\text{в}}}{2L}}{\text{предождения в потоке.}}$

На рис. 10 представлена схема основных доработок (по элементам системы ввода — скорости ввода, моменту трения вертлюга, укладке парашюта в последнее звено стабилизирующих штанг), по конструктивным параметрам — по длине строп каждой лопасти купола и допуску на нее, ширине щелей  $C_1$  и  $C_2$ , задачке строп) и результаты испытаний до и после доработок. В технологии изготовления с целью уменьшения допуска была применен одновременный раскрой всех четырех лопастей каждого купола. Внешние изменения позволили обеспечить существенное улучшение характеристик выхода и работы вращающихся парашютов на режиме авторотации [91, 92, 98, 99].

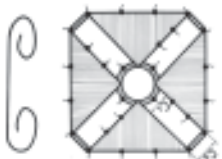
Разнотяговость создает момент пары парашютов относительно связанной оси ОУ<sub>1</sub>, что вызывает разворот на постоянный дополнительный угол скольжения (рис. 11).

Аналитическая зависимость и схема образования угла скольжения от относительной разнотяговости стабилизирующих вращающихся парашютов может быть представлена следующей формулой (рис. 12):

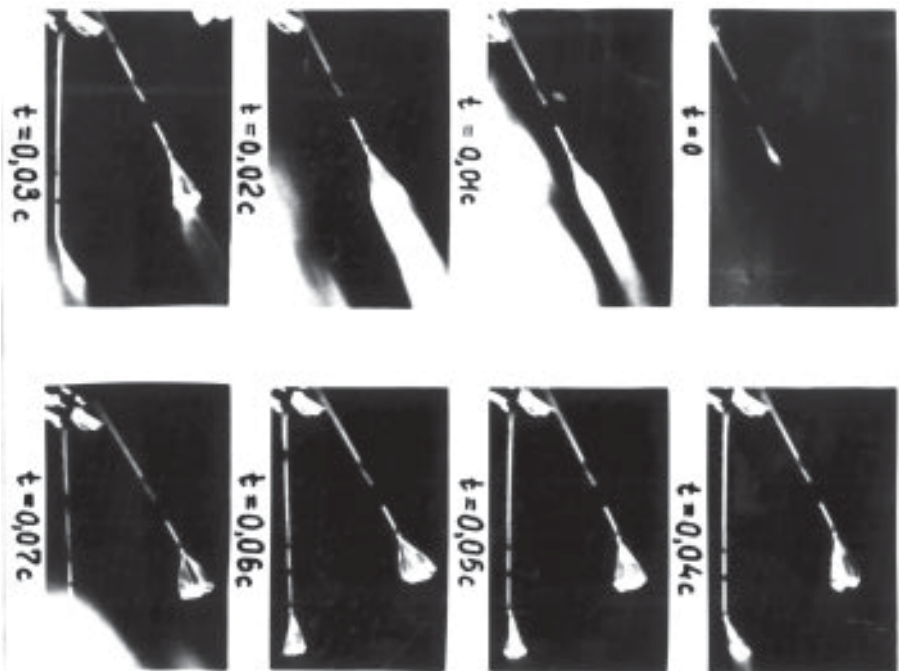
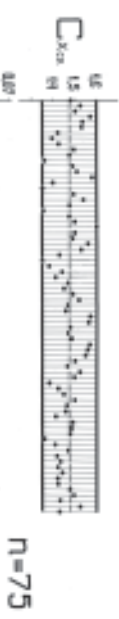
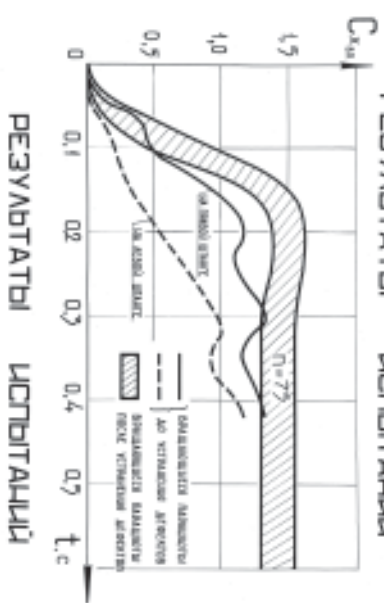
## ОСНОВНЫЕ ДОРАБОТКИ

ТАБЛИЦА №1

ИЗЫСКИВАЕМЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ	ДО Доработок	ПОСЛЕ доработок
<b>I. ЭЛЕМЕНТЫ СИСТЕМЫ ВЕЛА</b> — СКОРОСТЬ ВЕЛА — КОЭФ. ТЯЖИ КОЛЕС — МАССА	20-30%, (используя для вычисления коэффициента сопротивления трения)	до 40% (используя для вычисления коэффициента сопротивления трения)
<b>II. ИСПОЛНИТЕЛЬНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ</b> — АЛЮМ. СПИД (АЛЮМ.) — КОЭФ. ТЯЖИ СПИДА — МАССА СПИДА — МАССА ТЯЖИ	(используя для вычисления коэффициента сопротивления трения)	(используя для вычисления коэффициента сопротивления трения)



## РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ



**Рис. 9.** Кинограмма процесса асинхронного выхода на режим стабилизирующих тел сопротивления (вращающихся парашютов) в одном из легких экспериментов с катапультным креслом К-36 (27.01.1970,  $H = 16\ 290$  м,  $V_i = 742$  км/ч,  $M = 1,95$ )

**Рис. 10.** Схема основных доработок стабилизирующих вращающихся парашютов площадью  $0,04$  м<sup>2</sup> и результаты испытаний до и после доработок



(6)

где  $\overline{C_x S} = (C_x S)_i / (C_x S)_j$  — относительная разнотяготовость;  
 $\bar{l} = l/2L$  — безразмерный параметр, определяемый так же, как и для разнотяготовости штанг.  
 Эта зависимость получена из уравнения равновесия моментов, создаваемых парашютами относительно связанной оси  $OY_1$  (рис. 13).

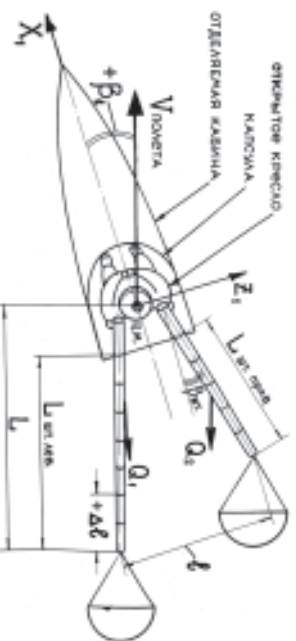
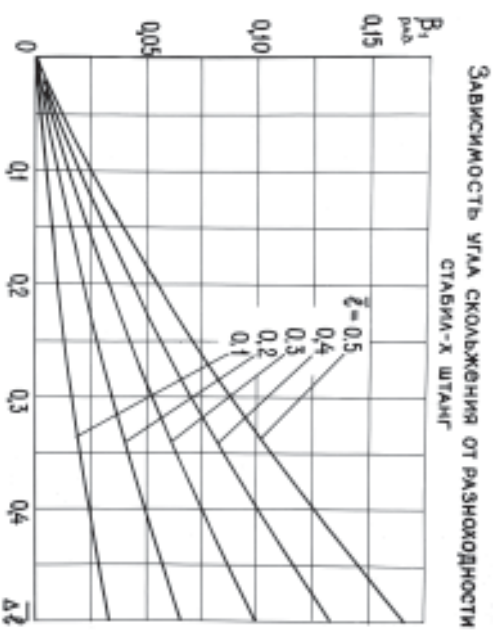


Рис. 11. Зависимость и схема возникновения угла скольжения от относительной разнотяготовости стабилизирующих штанг

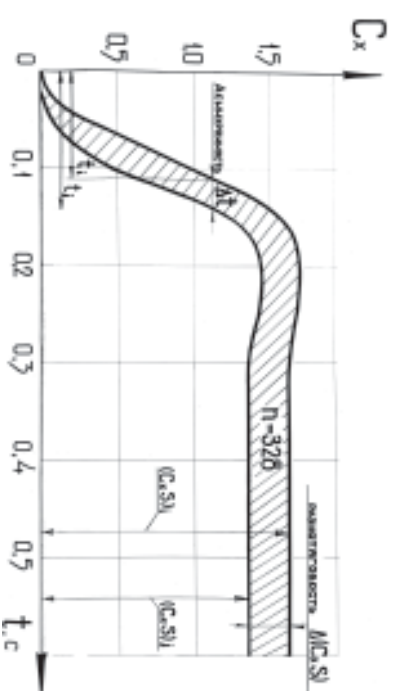


Рис. 12. К определению разнотяготовости и асинхронности выхода на режим стабилизирующих тел сопротивляемых (вращающихся парашютов)

$$\beta_2 = \arcsin \left[ \left( 1 - \frac{2}{C_x S + 1} \right) \right]$$

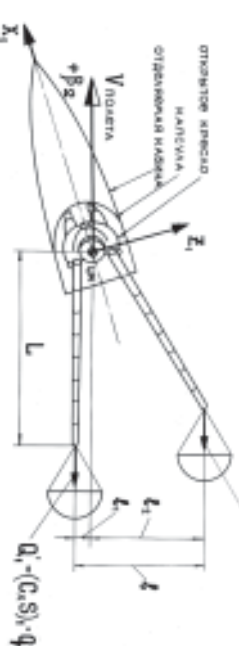
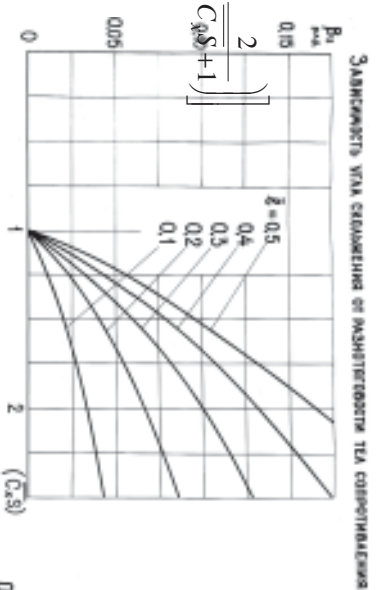


Рис. 13. Зависимость и схема возникновения угла скольжения от относительной разнотяготовости стабилизирующих тел сопротивляемых (вращающихся парашютов)

Асинхронность выхода на режим авторотации стабилизирующих вращающихся парашютов также приводит к возникновению доподнительного угла скольжения  $\beta_3$ , но, в отличие от разнотяговости, она действует в течение небольшого промежутка времени до того момента, пока запаздывающий парашот полностью не введется (см. рис. 9).

Поворот катапультированного кресла на некоторый угол скольжения  $\beta_3$  за счет асинхронности выхода стабилизирующих парашотов можно определить по формуле:

$$\beta_3 = \Delta(C_x S) q l \quad (7)$$

где  $\Delta(C_x S) q l$  — момент, возникающий за счет разнотяговости пары парашотов при их асинхронном выходе на режим;

— разность коэффициентов силы лобового сопротивления пары парашотов за время асинхронности;

— время асинхронности выхода;

— момент инерции катапультированного кресла относительно

связанной оси  $OY_1$ ;

— расстояние между концами вышупенных штанг.

Формула (7) была получена в результате последовательного двойного интегрирования дифференциального уравнения вращения относительно связанной оси  $OY_1$ , в правую часть которого входит момент, возникающий за время асинхронности от разности сопротивления двух парашотов:

$$I_{y_1} \ddot{\omega}_{y_1} = \Delta M_{y_1} \quad (8)$$

Результаты расчетов, полученные по формулам (7), (8), с принятыми значениями  $\Delta(C_x S) = 0,015 \text{ м}^2$  и  $l = 1,5 \text{ м}$  для нескольких значений моментов инерции  $I_{y_1}$  в зависимости от времени асинхронности  $\Delta t$  и индикаторной скорости  $V_i$ , представлены на рис. 14.

Расчеты показывают, что влияние асинхронности на параметры пространственного движения (в основном на изменение угловой скорости) сказывается только на начальном участке движения и играет роль начального возмущения, которое затем затухает и прекращается.

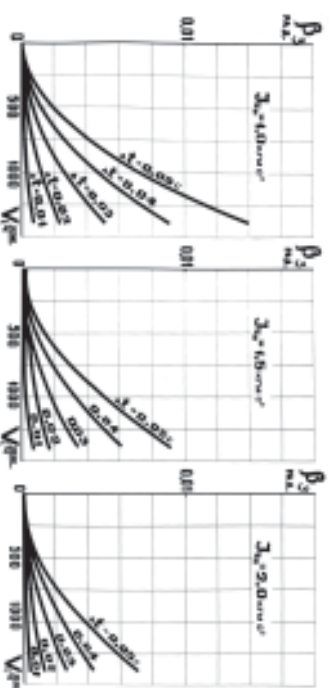


Рис. 14. Расчетные изменения по времени угла скольжения при различных временах асинхронного выхода вращающихся парашотов на режим и моментной характеристике относительно связанной оси

Асинхронность выхода на режим авторотации стабилизирующих парашотов площадью  $0,04 \text{ м}^2$  серийного производства ( $n = 1008$ ) по результатам статистических испытаний (по математической оценке) достигает порядка  $0,038$  с при доверительной вероятности  $r = 0,99$ . Как показали расчеты, такая асинхронность не имеет существенного значения и без большой погрешности ее можно не учитывать.

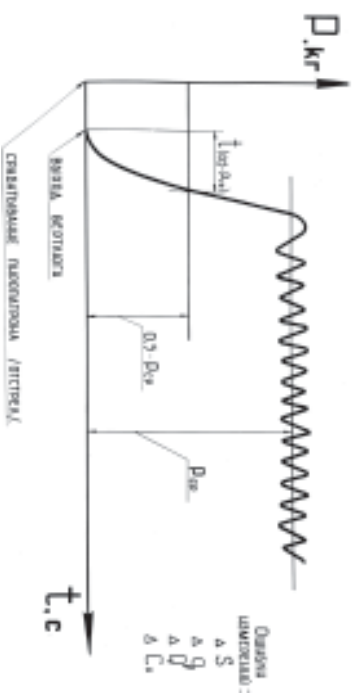
При сравнительной оценке влияния на динамику пространственного движения изменения площади вращающихся парашотов в сторону ее увеличения было установлено, что при переходе с площади  $0,04$  на  $0,06 \text{ м}^2$  улучшаются как характеристики продольной устойчивости и стабилизации кресла, так и уменьшается боковое вращение относительно поперечной оси  $OX_1$  кресла. Переход на применение парашотов площадью  $0,06 \text{ м}^2$  потребовал набора большого количества аэродинамических исследований как в ЦАГИ, так и экспериментальных исследований на аэродинамическом стенде (АДС) завода «Звезда». Еще в период применения парашотов  $0,04 \text{ м}^2$  для набора статистики тяговых характеристик и асинхронности выхода на режим авторотации было создано устройство для испытаний стабилизирующих вращающихся парашотов, защищенное авторским свидетельством коллектива авторов (Арутюнян А.Г., Волковичкий В.Р., Васильев В.С., Гладышев К.К., Гипич А.П., Еричев А.В., Кочанов В.И. [97]). В конструкции этого устройства

был применен в качестве измерительного элемента тензодинамометр. Все результаты записывались на осциллограф-регистратор.

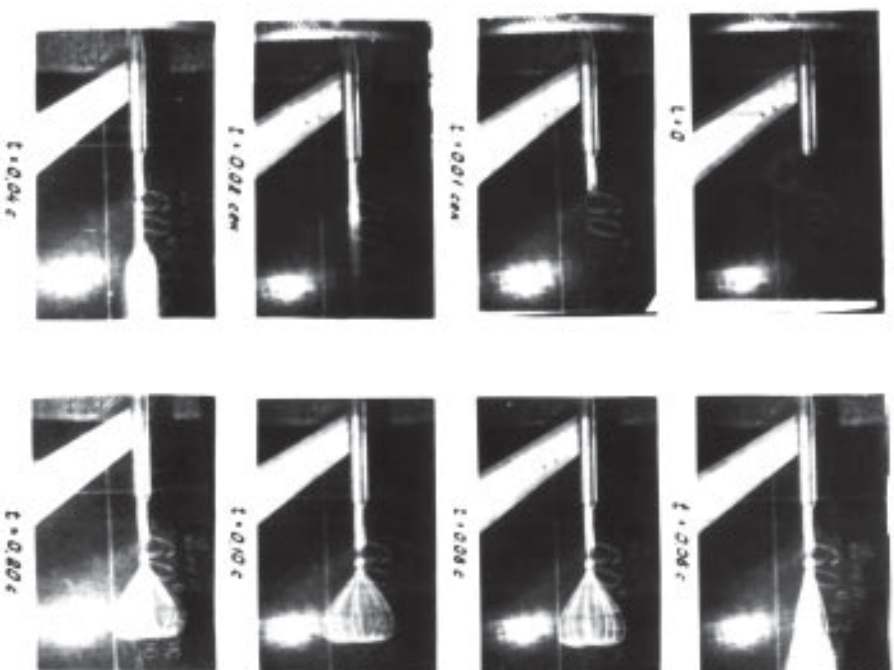
Характеристики вращающихся парашютов определялись в высокоскоростной аэродинамической трубе стенда АДС завода «Звезда». Номинальным являлся режим испытаний с индикаторной скоростью воздушного потока  $V_i = 800$  км/ч согласно методике, изложенной в работах [98, 99]. Ввод вращающихся парашютов в воздушный поток полностью соответствовал штатным условиям.

По результатам испытаний определялись изменение по времени тягового усилия, величина среднего тягового усилия  $R_{cp}$  после ввода парашюта и его наполнения с учетом поправки на сопротивление самой установки, а также время выхода на режим авторотации. При этом время выхода находилось по достижении каждым парашютом половины средней тяги ( $t$  при  $0,5R_{cp}$ ). По величине среднего тягового усилия  $R_{cp}$  и индикаторной скорости  $V_i$  определялась средняя коэффициент силы лобового сопротивления парашюта  $C_{лII}$ , где  $C_{лII}$  — коэффициент силы лобового сопротивления парашюта;  $F_{лII}$  — площадь парашюта в раскрое (рис. 15, 16).

Была проведен статистико-вероятностный анализ по методике, изложенной в работах [109 — 112].



**Рис. 15.** Типовая циклограмма записи изменения по времени тяговых характеристик стабилизирующих тел сопротивления (вращающихся парашютов) на аэродинамическом стенде (АДС) при их вводе с помощью спец. установки



**Рис. 16.** Типовая кинограмма процесса ввода и выхода на режим стабилизирующих тел сопротивления (вращающихся парашютов)

В результате были найдены вероятностные диапазоны разброса характеристик парашютов площадью  $0,04$  м<sup>2</sup> и на их основании определены вероятностные разнотяговость и асинхронность выхода на режим для двух доверительных вероятностей ( $p = 0,95$  и  $0,99$ ).

Как уже было показано выше, общее количество парашютов площадью  $0,04$  м<sup>2</sup>, прошедших испытания с помощью этого устройства (произведены измерения величин тяговых характе-

ристик и времени выхода на режим), составило  $n = 1008$  парашютов левого и правого вращения серийного производства, общее количество парашютов площадью  $0,06 \text{ м}^2$ , прошедших испытания, составило  $n = 705$ .

Было установлено, что в результате появления разности стабилизирующих штанг, разнотяговости парашютов и асинхронности выхода на режим стабилизирующих парашютов у кресла возникает балансировочный угол скольжения, приводящий к пространственному движению, главным образом вращению по крену.

Величина балансировочного угла скольжения, а значит и угловая скорость вращения по крену зависит от диапазона разброса этих характеристик. Можно дать оценку влияния балансировочного угла скольжения на величину  $\alpha$ . На основании физиологических исследований на переносимость человеком длительнейших угловых скоростей (относительно осей  $Ox_1$  и  $Oz_1$ ) можно установить величину максимально допустимой угловой скорости применительно к креслу типа К-36 для различных исходных данных режима катапультирования (высоты, скорости, числа  $M$  полета в момент катапультирования). Естественно, что величина допустимой угловой скорости зависит от времени ее воздействия. Время движения пилота (летчика) в катапультином кресле после аварийного покидания ДА зависит от начальной высоты покидания. Расчетами установлено, что время спуска в кресле с высоты, например, порядка  $H = 30 \text{ км}$ , и с начальной скоростью горизонтального полета, соответствующей числу  $M = 3$ , до момента ввода основного парашюта, находится в пределах  $t = 140 - 150 \text{ с}$  (рис. 17). При этом время воздействия угловой скорости, близкой к максимальным значениям, которая может возникнуть вследствие пространственного (вращательного по крену) движения, не будет превышать  $t = 15 \text{ с}$  (рис. 18–23). Этому времени соответствует вполне определенная величина угловой скорости

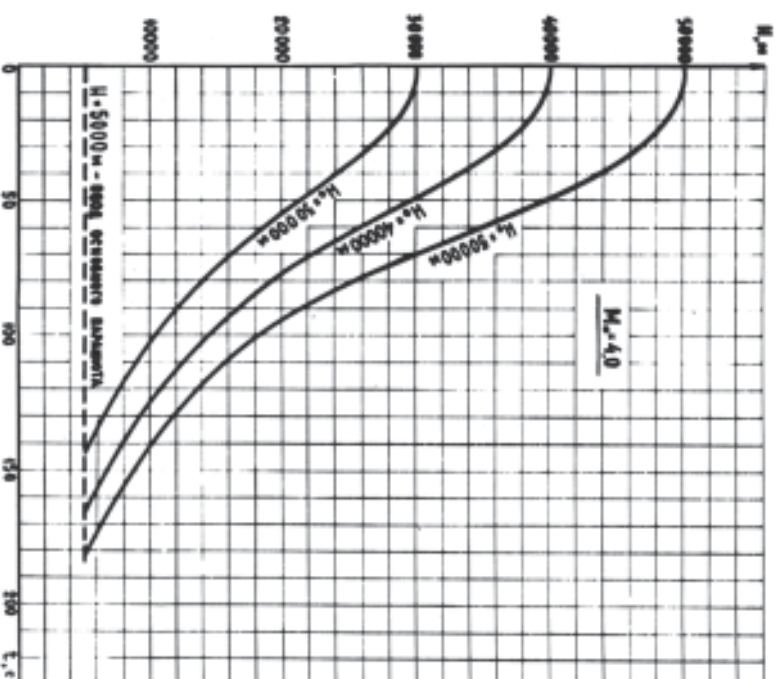
$$= 6,5 \text{ рад/с,}$$

допустимая с точки зрения переносимости человеком (рис. 24) [57, 59, 60, 61]. При длительном воздействии угловой скорости в течение  $180 \text{ с}$  ( $3 \text{ мин}$ ) допустимая ее величина не должна превышать  $5 \text{ рад/с}$ . Указанные величины допустимых угловых скоростей принимаются за основной критерий.

Проведенные расчеты, приведенные на графиках (см. рис. 18–23), позволяют судить о характере изменения и вели-

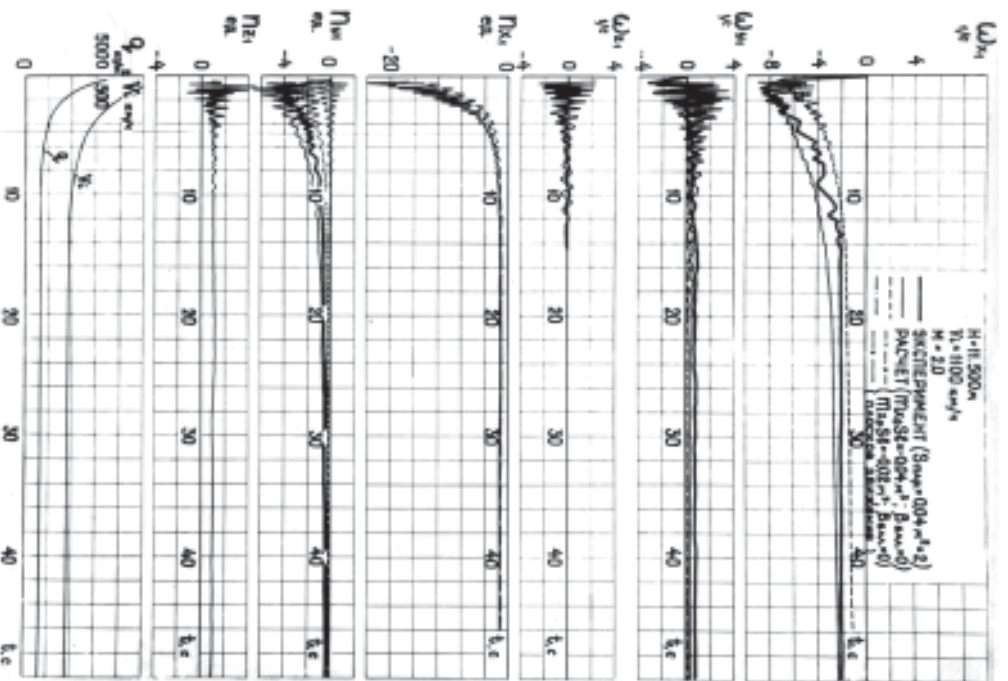
чинах параметров катапультирования в зависимости от различных факторов.

По результатам летных испытаний установлено (см. рис. 18–23), что динамика катапультирования сопровождается возникновением отрывающих и знакопеременных ускорений (перетрузок), характерных для условий пространственного движения, особенно на начальном участке катапультирования сразу после отсоединения от ДА. Однако до определенного времени воспроизвести это в условиях испытаний на центрифуге не было возможности.

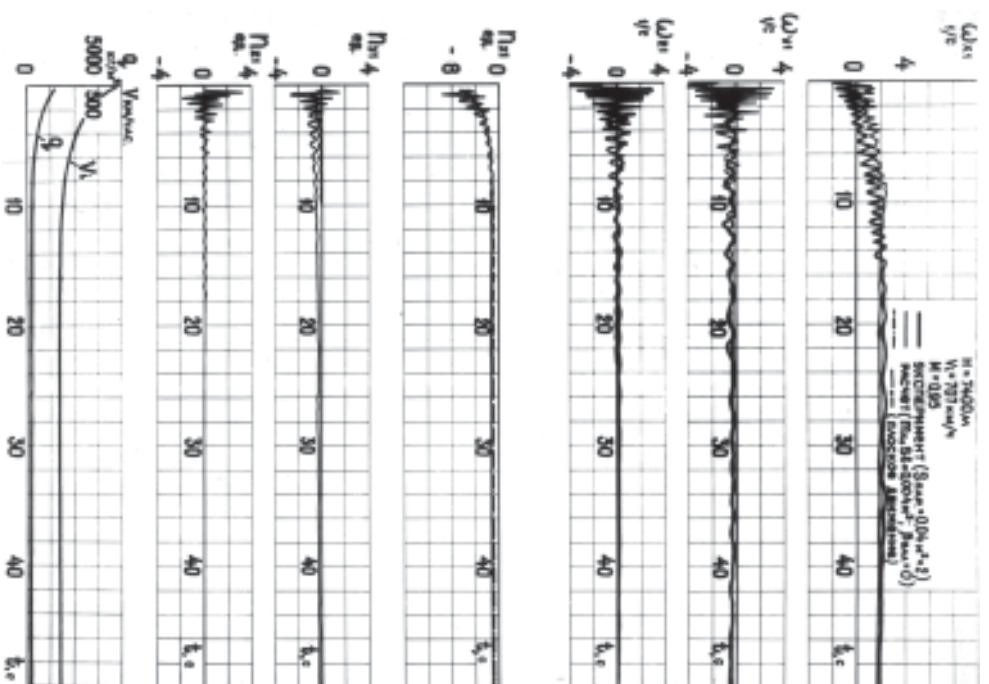


**Рис. 17.** Изменение времени спуска катапультиного кресла типа К-36 до высоты ввода основного парашюта спасения летчика в зависимости от начальной высоты катапультирования  $H_0 = 30\,000, 40\,000$  и  $50\,000 \text{ м}$

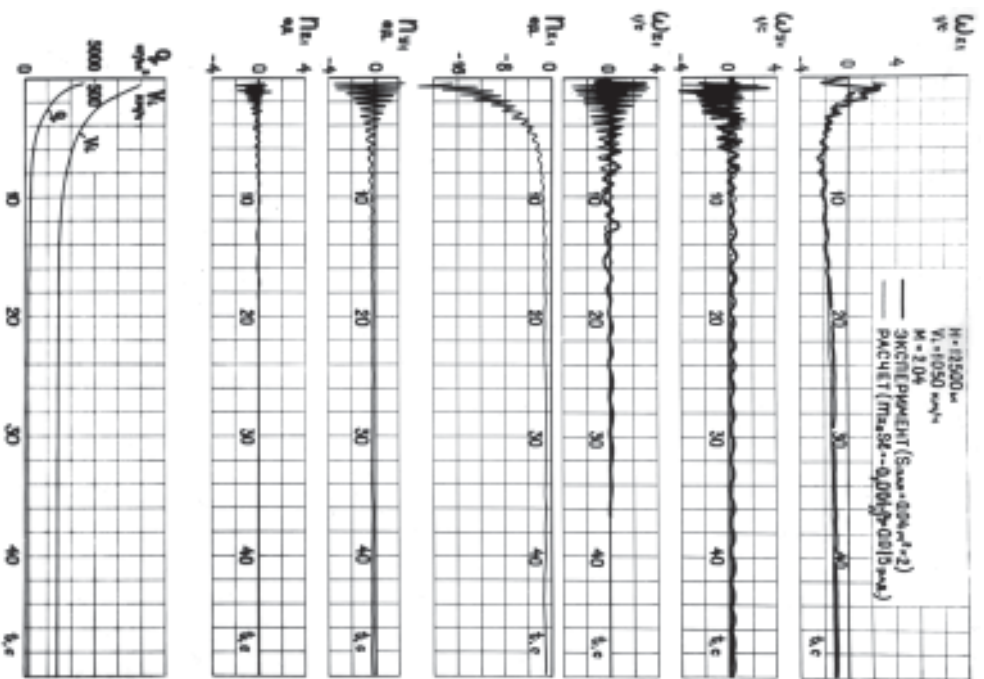




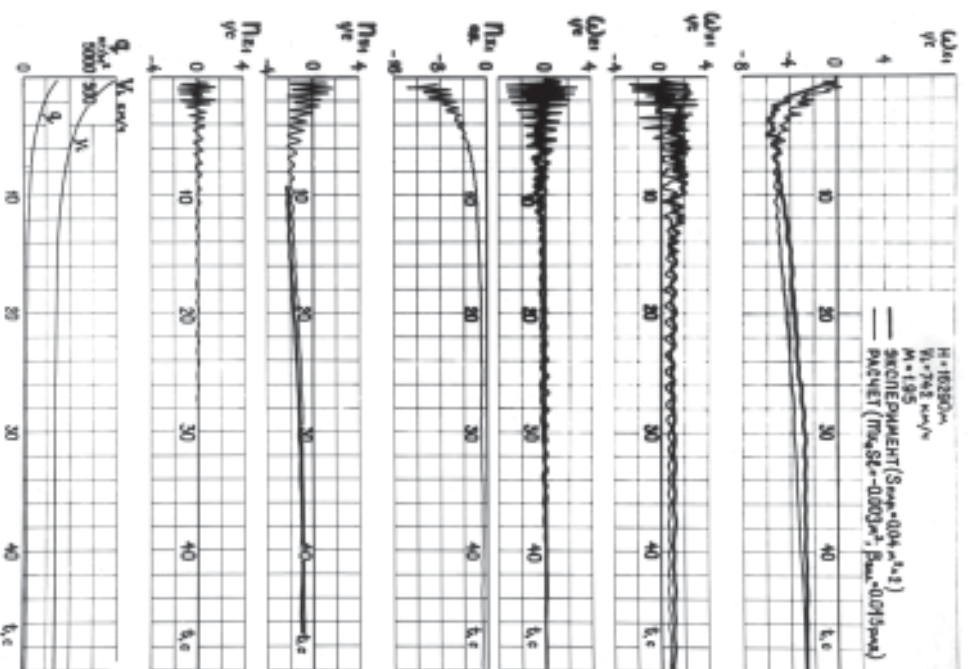
**Рис. 18.** Изменение по времени основных параметров пространственного движения катапультного кресла К-36 по результатам летного эксперимента (23.07.1969,  $H = 11\,500\text{ м}$ ,  $V_1 = 1100\text{ км/ч}$ ) и расчетов



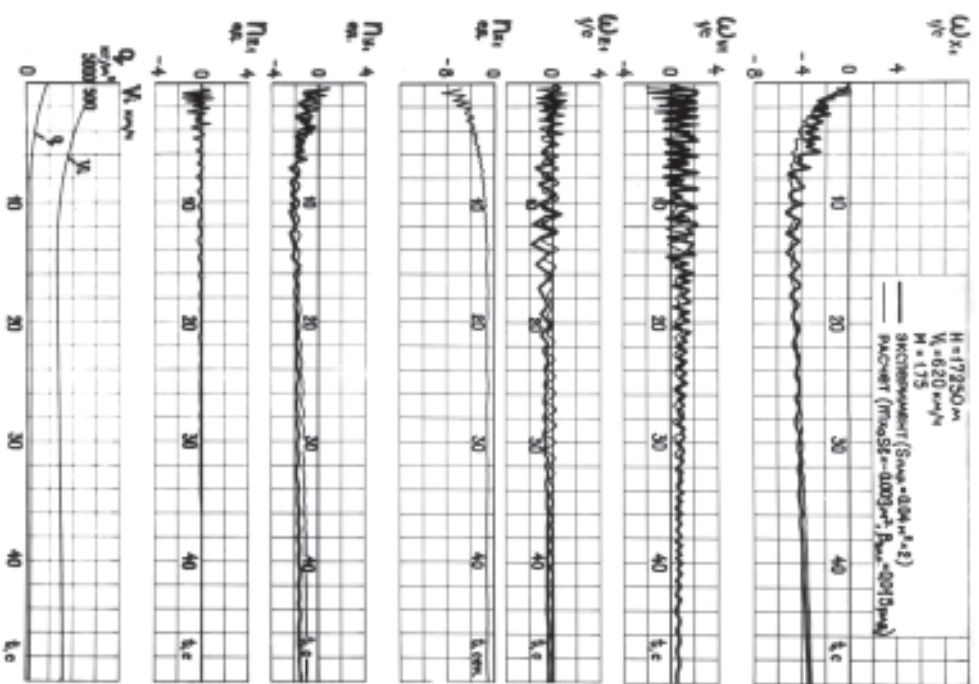
**Рис. 19.** Изменение по времени основных параметров пространственного движения катапультного кресла К-36 по результатам летного эксперимента (28.07.1969,  $H = 7400\text{ м}$ ,  $V_1 = 707\text{ км/ч}$ ) и расчетов



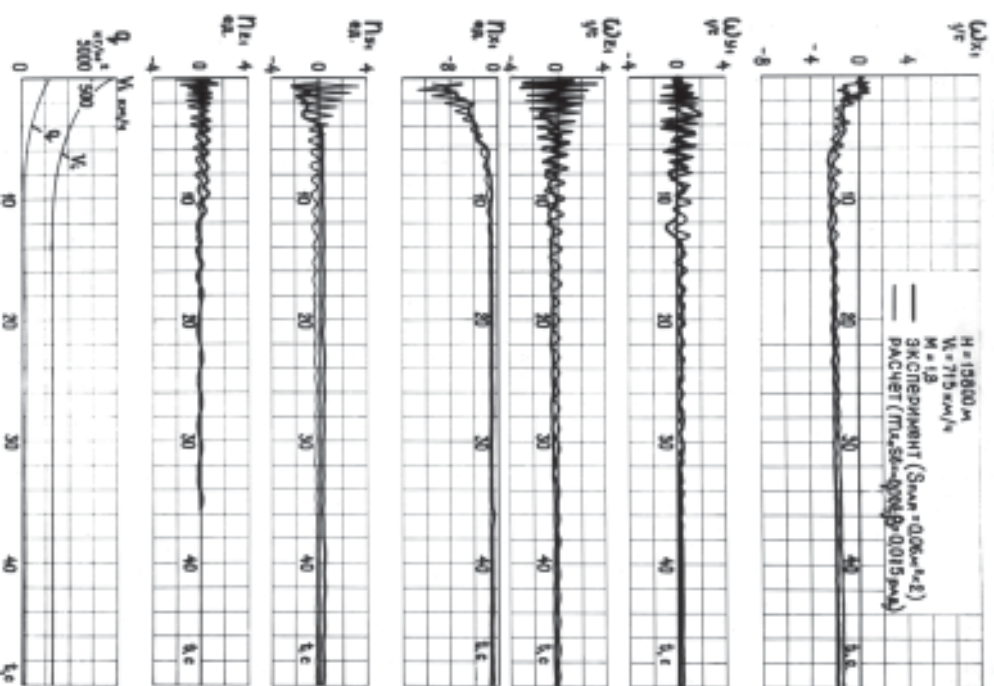
**Рис. 20.** Изменение по времени основных параметров пространственного движения катапультированного кресла К-36 по результатам летного эксперимента (08.12.1969,  $H = 12\,500$  м,  $V_1 = 1050$  км/ч) и расчетов



**Рис. 21.** Изменение по времени основных параметров пространственного движения катапультированного кресла К-36 по результатам летного эксперимента (27.01.1970,  $H = 16\,290$  м,  $V_1 = 742$  км/ч) и расчетов



**Рис. 22.** Изменение по времени основных параметров пространственного движения катапультированного кресла К-36 по результатам летного эксперимента (25.02.1970,  $H = 17\,250$  м,  $V_i = 620$  км/ч) и расчетов



**Рис. 23.** Изменение по времени основных параметров пространственного движения катапультированного кресла К-36 по результатам летного эксперимента (19.02.1973,  $H = 15\,800$  м,  $V_i = 715$  км/ч) и расчетов



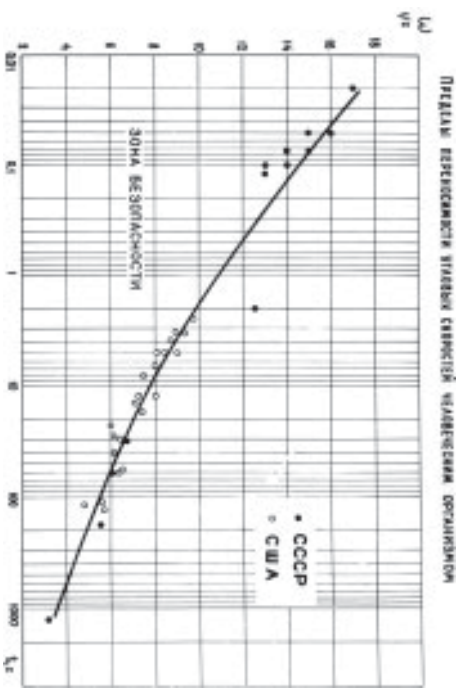


Рис. 24. Пределы переносимости человеком угловой скорости

С этой целью коллективом авторов завода «Звезда» (Арутюнян А.Г., Барер А.С., Бакина Я.В., Дегтярев Е.А., Северин Г.И.) был создан тренажер [58] для получения знакопеременных и комбинированных ускорений. Это достигалось тем, что кабина с испытываемым объектом (в данном случае кресло с человеком) устанавливалась на раме тренажера (центрифуга) с эксцентриситетом центра масс относительно собственной оси вращения, что обеспечивало возможность кабине совершать колебательные движения под действием центробежных сил относительно оси (рис. 25). При этом тренажер работает следующим образом: рама тренажера раскручивается до заданной угловой скорости вращения, после чего автоматически подается электрический сигнал на срабатывание и открытие замка. Под действием центробежных сил и при наличии эксцентриситета центра масс кабина начинает поворачиваться и совершать колебательные движения. Поворот кабины будет происходить до тех пор, пока центр масс кабины не перейдет через горизонталь и не возникнет эксцентриситет противоположного знака. В результате этого момент от центробежной силы будет препятствовать дальнейшему повороту кабины и стремиться вернуть ее в исходное положение. В дальнейшем кабина будет совершать затухающие колебательные движения. Торможение тренажера (центрифуги) с кабиной осуществляется по определенному затухающему временному закону. При этом можно достичь под-

ной имитации знакопеременности ускорений (перегрузок) с реальными, возникающими при катапультировании. Расчетным путем подбираются режимы достижения нужной имитации и величин знакопеременности ускорений (перегрузок) (рис. 26, 27).

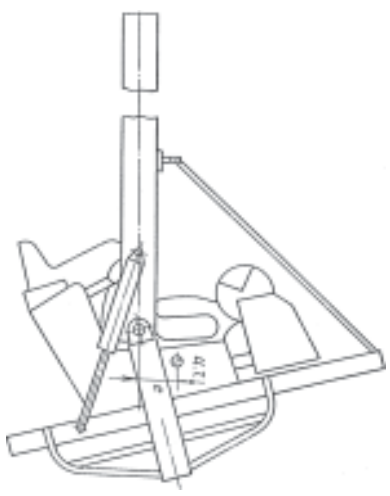


Рис. 25. Схема тренажера с испытываемой кабиной с человеком для проведения испытаний на центрифуге по воздействию знаменитых и комбинированных ускорений, имитирующих процесс катапультирования из самолета в катапультном кресле

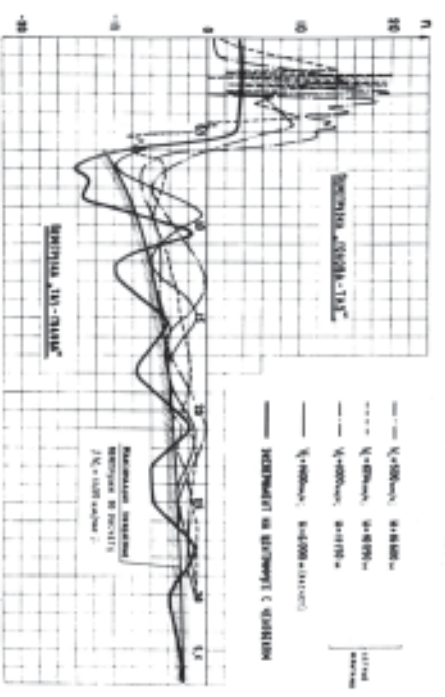


Рис. 26. Изменение по времени отрывающейся перетружки «таз-голова», действующей на человека (по данным летных испытаний), расчетам и экспериментов на центрифуге)



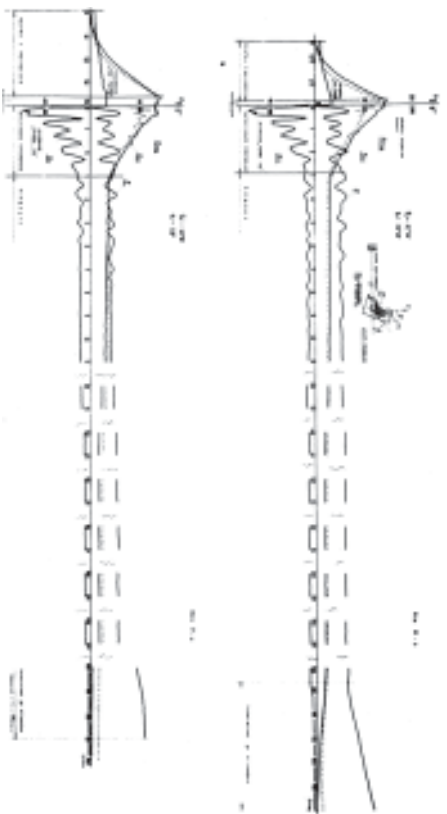


Рис. 27. Типовые графики изменений по времени составляющих корней и при испытаниях по воздействию знаменитых и отрицательных ускорений на трапежере

### 3.3.2.2. Влияние инерционных характеристик

При качественном анализе левых частей уравнений равновесия моментов (2) можно заметить, что довольно значительную роль в движении тела относительно центра масс могут играть инерционные характеристики — осевые и центробежные моменты инерции. В отличие от самолетов, у которых моменты инерции относительно связанных осей  $OY_1$  и  $OZ_1$  практически одинаковы (во всяком случае, так должно быть), а оси  $OX_1$  — существенно меньше (для современных самолетов раз в 10), у катапультируемых систем типа кресла и капсул осевые моменты инерции  $I_{Y_1}$ ,  $I_{Z_1}$  существенно отличаются друг от друга, причем  $I_{Y_1} \gg I_{Z_1}$ . И только у отделяемых кабин можно ожидать такого же соотношения инерционных характеристик, как и для самолетов. Так, например, у катапультируемого типа К-36 с выпущенными телескопическими штангами диапазон осевых моментов инерции составляет  $I_{Y_1} = 24 - 36 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$ ,  $I_{Z_1} = 17 - 30 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$ ,  $I_{X_1} = 36 - 54 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$ . Как видим, осевые момен-

ты инерции отличаются друг от друга всего в 1,5 — 2 раза. Такое отличие присуще только креслам и индивидуальным капсулам (типа американских В-58 и В-70), что связано с особенностями их конструктивной компоновки, и другому распределению масс практически не поддаются.

Поэтому в уравнениях равновесия моментов (2) всегда присутствуют произведения угловых скоростей на разности моментов инерции, т. е.:

$$I_{Y_1} \dot{\omega}_z - I_{Z_1} \dot{\omega}_y$$
, — условно называемые моментами инерционного взаимодействия или гироскопическими моментами [3, 4].

Их физический смысл состоит в том, что они учитывают появление центробежных сил инерции при вращении тела (самолета или катапультируемой системы) относительно оси, не совпадающей с главной осью инерции. Кроме этого, в тех случаях, когда связанные оси инерции не совпадают с главными, имеют место и центробежные моменты инерции  $I_{Y_1 Z_1}$ ,  $I_{Z_1 X_1}$ ,  $I_{X_1 Y_1}$ , которые также дают произведение на угловые скорости и имеют тот же физический смысл. Они могут стабилизировать или дестабилизировать движение в зависимости от знака как самих

центробежных моментов, так и угловых скоростей и их произведения, например, для кресла типа К-36 центробежные моменты инерции отличаются от нуля и находятся в таких пределах:

$$I_{Y_1 Z_1} = -12 \text{ до } -13 \text{ кг}\cdot\text{м}^2, \quad I_{Z_1 X_1} = 0 - 7 \text{ кг}\cdot\text{м}^2, \quad I_{X_1 Y_1} = \pm 1,7 \text{ кг}\cdot\text{м}^2,$$

причем центробежный момент инерции  $I_{X_1 Y_1}$ , т. е. в плоскости симметрии кресла  $X_1 O Y_1$ , всегда имеет величину, отличную от нуля, и отрицателен.

На рис. 28 — 33 показано влияние инерционных характеристик на угловую скорость при катапультировании.

Как известно, наибольшей по величине и наиболее длительной действующей по времени при пространственном движении кресла является угловая скорость крена  $\omega_y$ . Поэтому наиболее существенно влияние инерционных моментов, содержащих угловую скорость  $\omega_y$ , т. е. относительно осей  $OY_1$  и  $OZ_1$ , а именно:

$$I_{Y_1} \dot{\omega}_y, \quad I_{Z_1} \dot{\omega}_y,$$

В этих случаях, при достижении критических значений угловой скорости  $\omega_{y,к}$ , возможна потеря устойчивости движения либо по рысканью, либо по тангажу. При этом критическая угловая

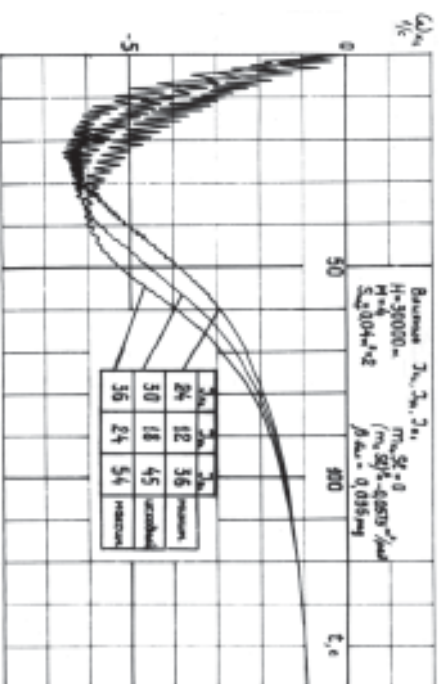


Рис. 28. Влияние осевых моментов инерции на изменение по времени угловой скорости

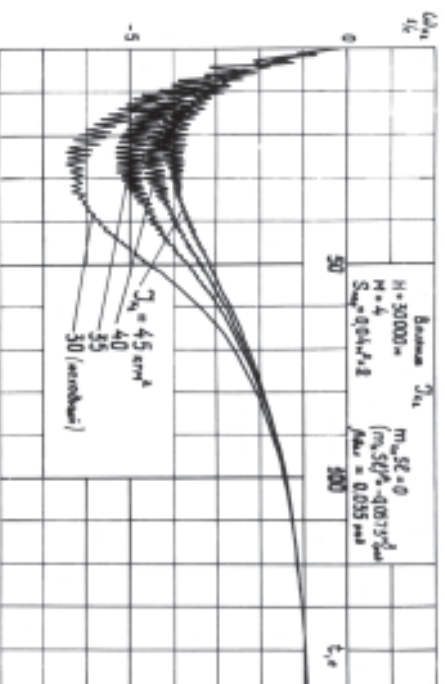


Рис. 29. Влияние осевых моментов инерции на изменение по времени угловой скорости

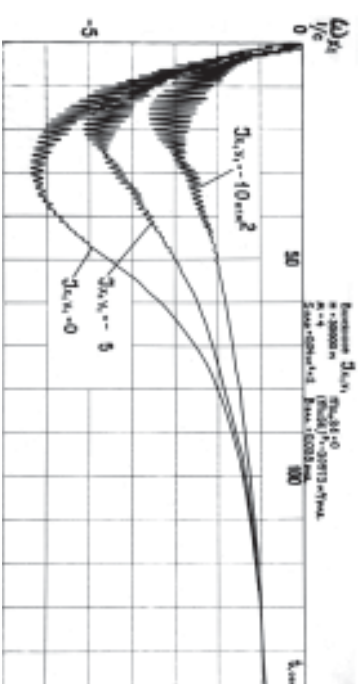


Рис. 30. Влияние центробежного момента инерции на изменение по времени угловой скорости

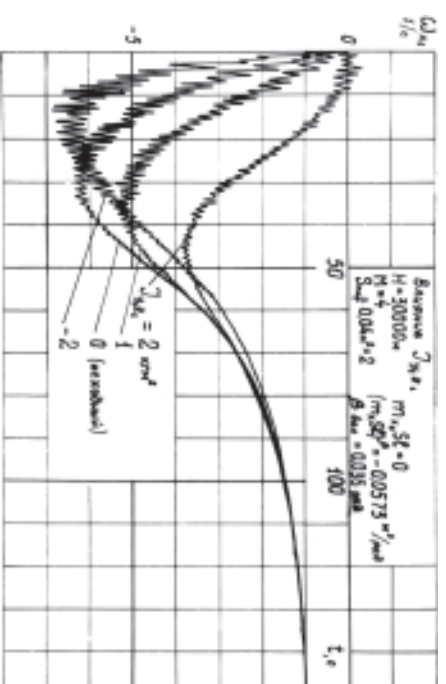


Рис. 31. Влияние центробежного момента инерции на изменение по времени угловой скорости

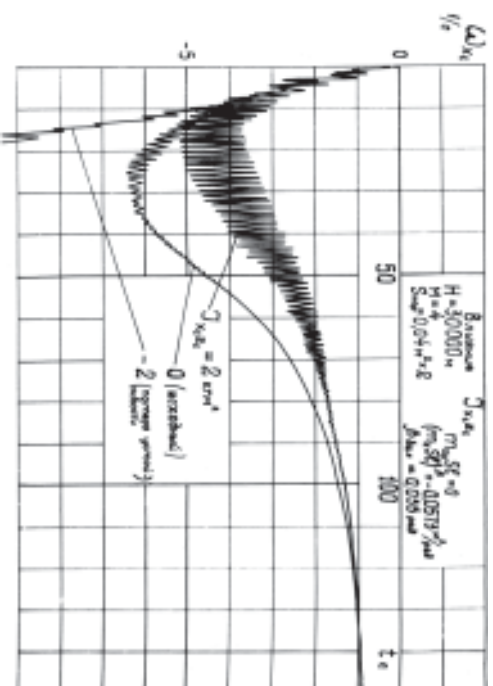


Рис. 32. Влияние центробежного момента инерции на изменение по времени угловой скорости

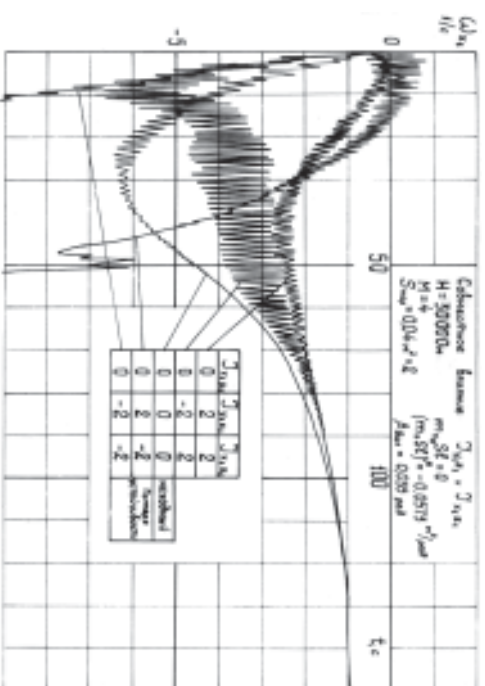


Рис. 33. Влияние центробежных моментов инерции и на изменение по времени угловой скорости

скорость крена, при которой возможна потеря устойчивости по рысканью, может быть определена по следующей приближенной формуле:

$$(9)$$

а критическая угловая скорость крена, при которой возможна потеря устойчивости по тангажу, — по формуле

$$\omega_{\alpha} = \pm \sqrt{-\frac{m_z^{\alpha}}{I_{y1} - I_{x1} - I_{x1y1}} - q}, \quad (10)$$

где  $\overline{\omega}_y^{\beta} = (m_y S I)^{\beta}$ ,  $\overline{\omega}_z^{\alpha} = (m_z S I)^{\beta}$ .

При этом, если выполняются следующие условия:

$$|\omega_{x1}| < |\omega_{\beta}|, \text{ то движение по тангажу и рысканью устойчиво.}$$

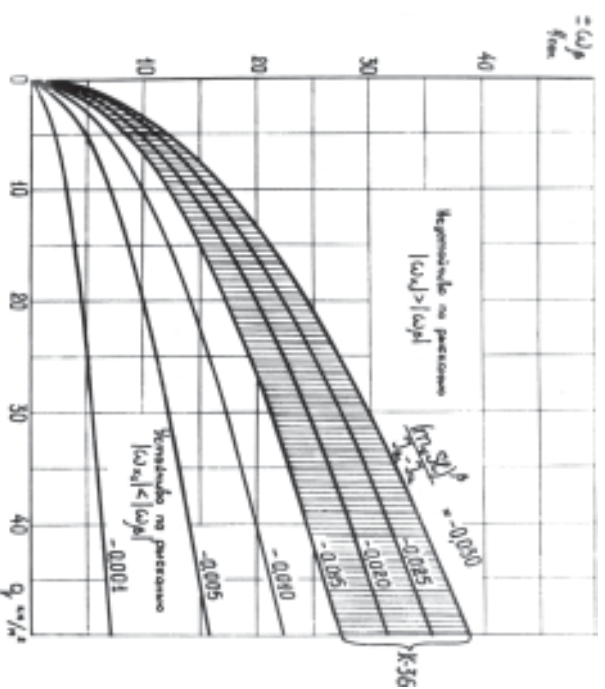
Если же  $|\omega_{x1}| > |\omega_{\alpha}|$  или  $|\omega_{x1}| > |\omega_{\beta}|$ , то движение неустойчиво во либо по тангажу, либо по рысканью.

Оба приведенных выше соотношения определяются в предположении, что движение катапультируемой системы является плоским с установившимся вращением по крену, т. е. при изменении угла либо угла рысканья ( $\alpha = \cos t$ ), либо угла тангажа ( $\beta = \cos t$ ). Из выражений (9) и (10) видно, что, в зависимости от знаков центробежных моментов инерции, критические угловые скорости могут либо возрастать, либо уменьшаться.

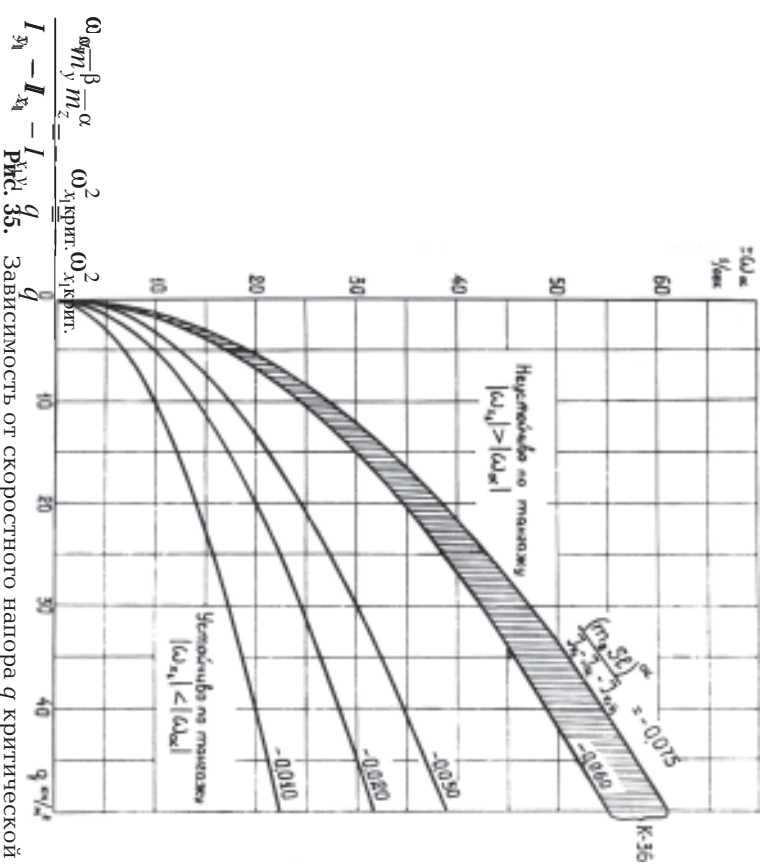
Для катапультируемых систем (кресла и индивидуальных капсул), у которых осевые моменты инерции  $I_{y1} < I_{x1}$ , критическая угловая скорость может существовать только в том случае, если центробежный момент инерции  $I_{x1y1}$ , т. е. отрицателен и больше по абсолютной величине разности  $I_{y1} - I_{x1}$ , что имеет место для кресла типа К-36.

На графиках рис. 34 и 35 представлены зависимости критических угловых скоростей крена  $\omega_{\beta}$  и от скоростного напора  $q$  для различных соотношений аэродинамических моментовных характеристик к инерционным. Заштрихованные области соответствуют характеристикам кресла К-36. Из этих графиков видно, что потеря устойчивости катапультируемого кресла К-36

по рысканью происходит раньше, т. е. при меньших угловых скоростях крена, чем по тангажу. При этом величина критической угловой скорости крена  $\omega_{\chi} > \omega_{\beta}$  может находиться в пределах 8,5 – 12 с<sup>-1</sup>. Для всего диапазона возможных инерционных характеристик кресла К-36 и соответствует величине скоростного напора  $q = 50 \text{ кН/м}^2$  (5000 кгс/м<sup>2</sup>), определяемого в результате решения дифференциальных уравнений простейшего движения. Указанная величина критической угловой скорости крена успеет развиться лишь к моменту падения скоростного напора до величины  $q = 0,05 \text{ кН/м}^2$  при торможении кресла в процессе свободного движения. Это объясняется тем, что при указанных значениях скоростного напора и критической угловой скорости крена стабилизирующий аэродинамический момент, определяемый отрицательной степенью путовой статической устойчивости, уже не может справиться с инерционными моментами, в результате чего и происходит потеря устойчивости.



**Рис. 34.** Зависимость от скоростного напора  $q$  критической угловой скорости крена  $\omega_{\chi}$  при которой происходит потеря устойчивости по рысканью



**Рис. 35.** Зависимость от скоростного напора  $q$  критической угловой скорости крена  $\omega_{\chi}$ , при которой происходит потеря устойчивости по тангажу

Задаваясь определенной критической скоростью крена

и минимально возможной величиной скоростного напора  $q$ , до достижения которой должна быть обеспечена устойчивость движения (либо по рысканью, либо по тангажу), можно найти соответствующие характеристики устойчивости по следующим формулам, полученным путем преобразования выражений (9) и (10):

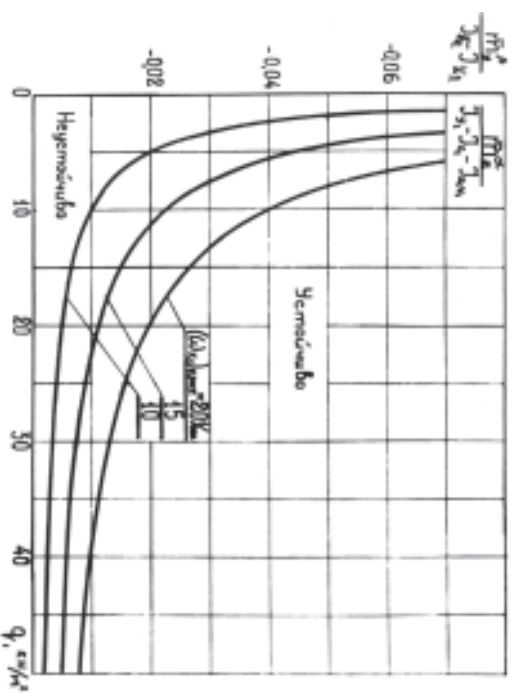
$$(11)$$

$$(12)$$



На графиках рис. 36 представлены соответствующие выражениям (11) и (12) зависимости характеристик устойчивости от скоростного напора при различных значениях критической угловой скорости крена

10, 15, 20 с<sup>-1</sup>.



**Рис. 36.** Зависимость от скоростного напора  $q$  характеристик устойчивости по рысканью и тангажу при различных значениях критической угловой скорости крена

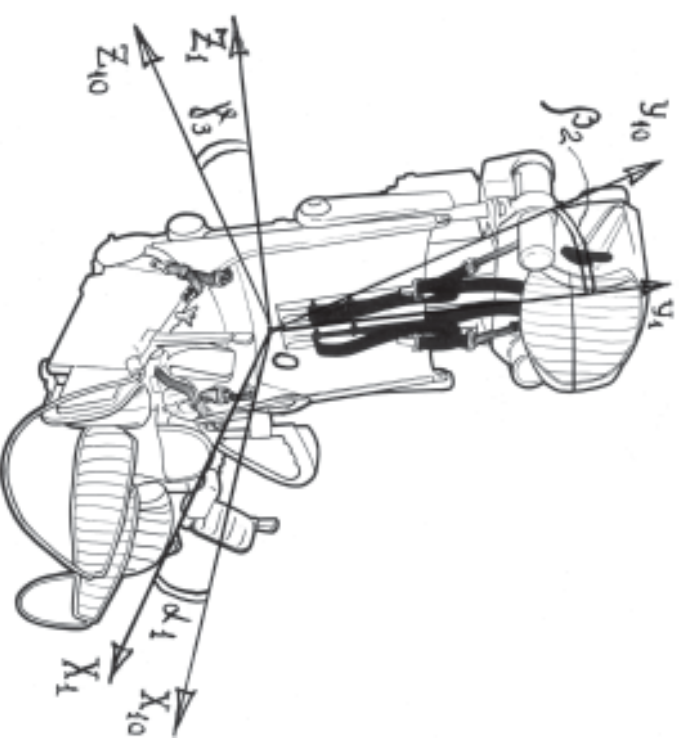
Таким образом, аэродинамические характеристики по рысканью и тангажу катапультлируемой системы с аэродинамически средними стабилизацией при заданных инерционных характеристиках должны выбираться из условия обеспечения максимально возможной критической угловой скорости крена (1-й критерий), только при достижении которой происходит потеря устойчивости движения либо по рысканью, либо по тангажу. При этом она должна быть заведомо больше допустимых угловых скоростей с точки зрения переносимости их человеком (2-й критерий).

Знание критических угловых скоростей крена особенно необходимо — катапультлируемая система их не должна достигать.

### 3.3.2.3. Выбор необходимых характеристик аэродинамической путевой и продольной устойчивости катапультлируемой системы

При выборе системы стабилизации и определении необходимых и достаточных характеристик катапультлируемой системы, а также элементов системы стабилизации необходимо основываться на физиологических критериях безопасности пространных движения. Основными из них является переносимость человеком длительной действующей перегрузок и угловых скоростей (главным образом относительно связанных осей  $Ox_1$  и  $Oz_1$  (рис. 37).

$$\omega_{x1, крит.} = \pm$$



**Рис. 37.** Взаимное расположение главных осей инерции ( $Ox_{10}, Y_{10}, Z_{10}$ ) и связанных осей координат ( $Ox_1, Y_1, Z_1$ ) катапультлируемой системы.

Естественно, что величины допустимых угловых скоростей и перегрузок зависят от времени воздействия. Время движения экипажа в катапультируемой системе после аварийного покидания  $\Delta t$  зависит от начальной высоты покидания. Как это видно из графиков (см. рис. 17), при катапультировании пилота в катапультином кресле К-36 время падения с высоты порядка  $H_0 = 30\,000$  м до момента ввода основного парашюта спасения ( $H = 5000$  м) находится в пределах  $t = 140 - 150$  с. На основании проведенных физиологических исследований [57] можно установить величину допустимой действующей угловой скорости. Допустимой для указанного времени (порядка  $5 - 5,5$  с $^{-1}$ ), которая и может быть принята за критерий переносимости при исследовании, например, бокового вращательного движения.

Для того чтобы не выйти за пределы допустимой угловой скорости, необходимо обеспечить определенные величины моментных характеристик по крену и рысканью, т. е. степень поперечной и поперечной статической устойчивости, коэффициент момента крена при нулевом угле скольжения, вращательные производные аэродинамических демпфирующих моментов крена и рысканья, и, как следствие всего этого, допустимый суммарный балансирующий угол скольжения и соответственно более его характеристике элементов системы стабилизации.

Проведенные теоретические и экспериментальные исследования пространственного движения катапультиного кресла типа К-36 позволяют сделать вывод о том, что влияние различных факторов в наибольшей степени сказывается на величине угловой скорости  $\omega_x$  и ее изменении по времени. Поэтому для приближенной оценки параметров движения достаточно найти угловую скорость  $\omega_x$  [3, 4, 12]. С этой целью можно воспользоваться соотношением, позволяющим определить установившуюся угловую скорость вращения катапультируемой системы, приравняв нулю левую часть первого уравнения равновесия моментов и подложив при  $\dot{\omega}_x = 0$ , что  $\omega_{z_1} = 0$ ,  $\sin \alpha = 0$  и  $\cos \alpha = 1$ , т. е. в случае квазистатического режима:

$$\bar{m}_{x_0} + \bar{m}_x^{\beta} \beta + \bar{m}_x^{\omega_{x_1}} \frac{\omega_{x_1}}{V} = 0, \quad (13)$$

где  $\bar{m}_{x_0} = m_{x_0} S l$ ,

В результате получим выражение для угловой скорости  $\omega_x$  в функции угла скольжения, а также аэродинамических характеристик и скорости движения, т. е.:

$$(14)$$

Задаваясь допустимыми величинами угловой скорости, исходя из графиков, определяющих пределы переносимости по угловой скорости (см. рис. 24) и времени движения (см. рис. 17), можно получить максимально допустимые аэродинамические характеристики катапультируемой системы. Для этого удобнее выражение (14) несколько видоизменить и представить так:

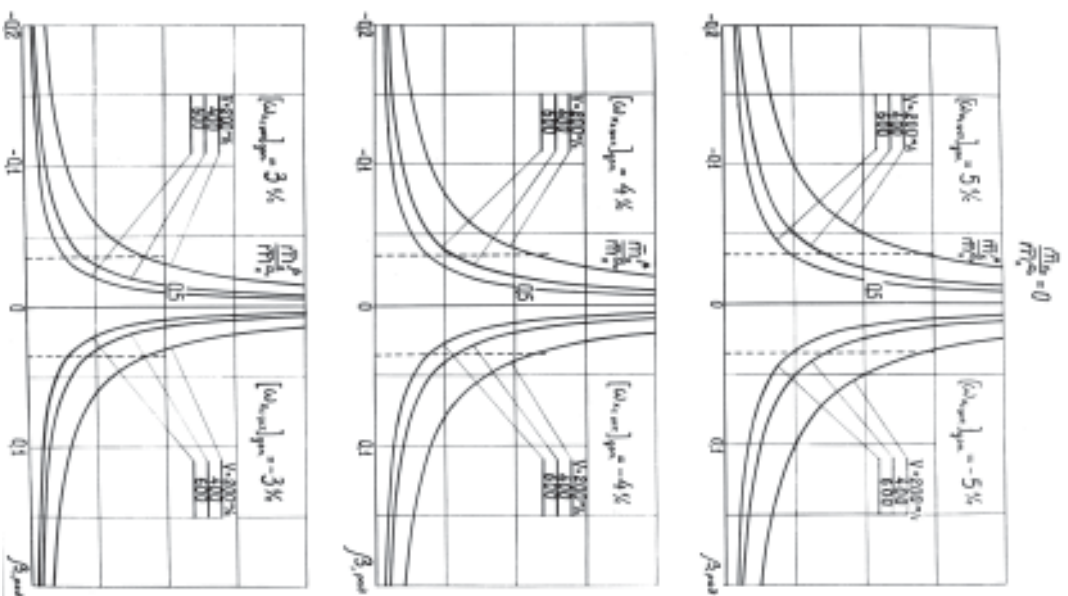
$$\frac{\bar{m}_x^{\beta}}{m_x} < \frac{\bar{m}_{x_0} / \bar{m}_x^{\omega_{x_1}} + \left| \omega_{x_1} \right|_{\text{доп.}} / V}{\beta_{\text{бал.}}}, \quad (15)$$

где  $\left| \omega_{x_1} \right|_{\text{доп.}}$  — допустимая из условия переносимости длитель-

но действующая угловая скорость вращения по крену;  $\beta_{\text{бал.}}$  — балансировочный угол скольжения катапультируемой системы. При этом знаки балансирующего угла скольжения и допустимой угловой скорости должны быть противоположными, а критерием выбора истинной скорости полета  $V$  должна являться величина установившегося скоростного напора  $q$ . Это означает, что величина истинной скорости должна соответствовать той скорости, при которой скоростной напор перестает изменяться (в процессе установившегося спуска).

Расчетным путем при решении дифференциальных уравнений движения установлено, что эта величина скоростного напора, например, для кресла К-36, составляет порядка  $q = 50$  кН/м $^2$ , соответствующая ей истинная скорость может лежать в пределах  $V_{\text{ист.}} = 200 - 600$  м/с в зависимости от начальной высоты катапультирования.

Отношение  $\frac{\bar{m}_x^{\beta}}{m_x}$ , найденное из выражения (15), достаточно полно отражает аэродинамические характеристики катапультируемой системы с допустимым вращением по крену. На графиках рис. 38 представлены зависимости отношений



**Рис. 38.** Зависимость отношений аэродинамических характеристик  $\frac{m_x^\beta}{m_x^{\omega_n}}$ , определяющих допустимое вращение по крену, от балансировочного угла скольжения и истинной скорости движения (при  $\beta_{max}$ )



$\frac{m_x^\beta}{m_x^{\omega_n}}$  от балансировочного угла скольжения  $\beta_{max}$  и истинной скорости движения  $V$  (200 — 600 м/с) для трех значений допустимой угловой скорости крена  $\omega_n$  3, 4, 5 с<sup>-1</sup> при нулевом значении коэффициента нулевого аэродинамического момента крена  $m_{x_0} = 0$ , а значит  $\beta_{max} = 0$ . Из графиков видно, что с увеличением балансировочного угла скольжения сужается область допустимых аэродинамических характеристик по крену. На графиках рис. 39 представлены те же зависимости  $\frac{m_x^\beta}{m_x^{\omega_n}} = f(\beta, V)$  для допустимой величины  $\omega_n = 4$  с<sup>-1</sup>, но уже с учетом собственной аэродинамической асимметрии  $m_{x_0} = 0$ . Из этих графиков следует, что собственная аэродинамическая асимметрия еще более ограничивает область допустимых характеристик.

Рассмотрим в качестве примера катапультное кресло К-36. Диапазон балансировочных углов скольжения для кресла составляет порядка  $\pm 0,035$  рад. ( $\pm 2^\circ$ ). Диапазон истинных скоростей (для наиболее тяжелых режимов катапультирования) лежит в пределах  $V = 400 - 600$  м/с. Отсюда из графиков рис. 39, например, для  $\omega_n = 4$  с<sup>-1</sup>, находим, что отношение  $\frac{m_x^\beta}{m_x^{\omega_n}}$  не должно превышать 0,2 — 0,3 (значения, ограниченные пунктиром), а с учетом  $\beta_{max} = 0$ , например, равным  $\pm 0,005$ , не должно быть более 0,05 — 0,15 (см. рис. 38, 39, значения, ограниченные пунктиром).

Для  $\omega_n = 5$  с<sup>-1</sup> допустимая величина отношения  $\frac{m_x^\beta}{m_x^{\omega_n}}$  несколько увеличивается — до 0,25 — 0,3 (см. рис. 38). В действительности у кресла К-36 это отношение имеет величину порядка 0,28, т. е. составляет предельное значение.

Точно также можно определить допустимые аэродинамические характеристики по рысканью и тангажу, т. е.  $\frac{m_x^\beta}{m_x^{\omega_n}}$ , только в этих случаях характеристики должны быть

$[\omega_{y1, \text{вн}}]_{\text{вн}} = \pm 4 \%$

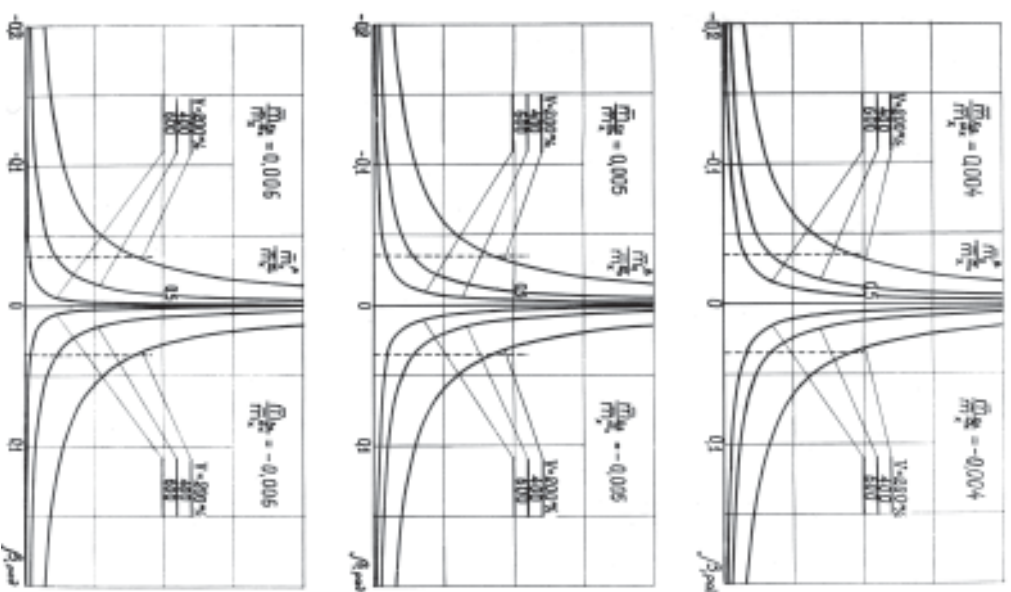


Рис. 39. Зависимость отношений аэродинамических характеристик

$\frac{m_z^\beta}{m_x} / \frac{\omega_{y1}}{m_x}$ , определяющих допустимое вращение по крену, от балансирующего угла скольжения и истинной скорости движения с учетом собственной аэродинамической асимметрии ( $W_{y1, \text{доп}} = 4 \text{ c}^{-1}$ ).

минимально допустимыми (больше можно, так как это только улучшает стабилизацию катапультируемой системы, в отличие от крена, где всюду наблюдается дестабилизация), т. е.:

$$\frac{m_z^\beta}{m_y} > - \frac{|\omega_{y1}|_{\text{доп}}}{V\beta_{\text{бал}}}, \quad (16)$$

$$\frac{m_z^\alpha}{m_z} > - \frac{|\omega_{z1}|_{\text{доп}}}{V\alpha_{\text{бал}}}. \quad (17)$$

Однако для характеристики продольной стабилизации необходимо проверка по допустимой перегрузке в зависимости от угла атаки при колебаниях в процессе связанного движения и после отделения катапультируемой системы от ЛА.

Найденные таким образом аэродинамические характеристики могут считаться исходными для проведения математического моделирования динамики пространственного движения катапультируемой системы с помощью дифференциальных уравнений равновесия сил (1) и равновесия моментов (2), а также уравнений направляющих косинусов (3) и различных кинематических соотношений.

### 3.3.2.4. Параметрическое исследование влияния различных факторов на динамику пространственного (боксового) движения катапультируемой системы

Параметрическое исследование динамики пространственного движения катапультируемой системы (КС) обычно проводится для граничных условий применения, которые задаются тактико-техническими требованиями (ТТТ) ВВС: высота и скорость применения, число М.

Кроме этого, необходимо рассмотреть влияние аэродинамических и инерционных характеристик и возможного возникновения аэродинамической асимметрии:

- начальной высоты полета при катапультировании КС;
- начальной скорости полета при катапультировании КС;
- аэродинамических моментных характеристик (аэродинамического момента крена при нулевом угле скольжения, степени поперечной и путевой статической устойчивости) КС;



- демпфирующих характеристик КС (вращательных производных);
- инерционных моментных характеристик КС;
- начального угла скольжения КС;
- балансировочного угла скольжения КС.

На графиках рис. 40 – 43 показано влияние начальной высоты и скорости полета на изменение по времени угловой скорости крена в процессе катапультирования КС.

На графиках рис. 44 – 49 представлено влияние угла скольжения аэродинамического момента крена при нулевом угле скольжения на изменение по времени угловой скорости КС.

На графиках рис. 50 видно влияние степени поперечной статической устойчивости на изменение по времени угловой скорости КС.

На основании рис. 51 можно судить о влиянии демпфирующих характеристик КС на изменение по времени угловой скорости КС.

### 3.3.2.5. Возможные пути повышения эффективности средств стабилизации катапультируемой системы

Ранее мы убедились, что основными возмущающими факторами, приводящими к одностороннему вращению по крену катапультируемой системы с членом экипажа, в частности, катапультиного кресла типа К-36, в процессе свободного движения после аварийного покидания является наличие постоянно действующего возмущения в виде аэродинамического момента крена. При этом причинами его возникновения являются, во-первых, собственная аэродинамическая асимметрия, и, во-вторых, образование балансировочного угла скольжения, отличного от нуля.

Поэтому задача заключается в том, чтобы устранить либо, если это не удается сделать, существенно уменьшить по добное вращение с угловыми скоростями и возникающими при этом перегрузками, не превышающими определенных. Достойно безопасных величин.

Поставленная задача может быть решена либо повышением эффективности аэродинамической системы стабилизации, либо применением дополнительной системы.

$\omega_x$

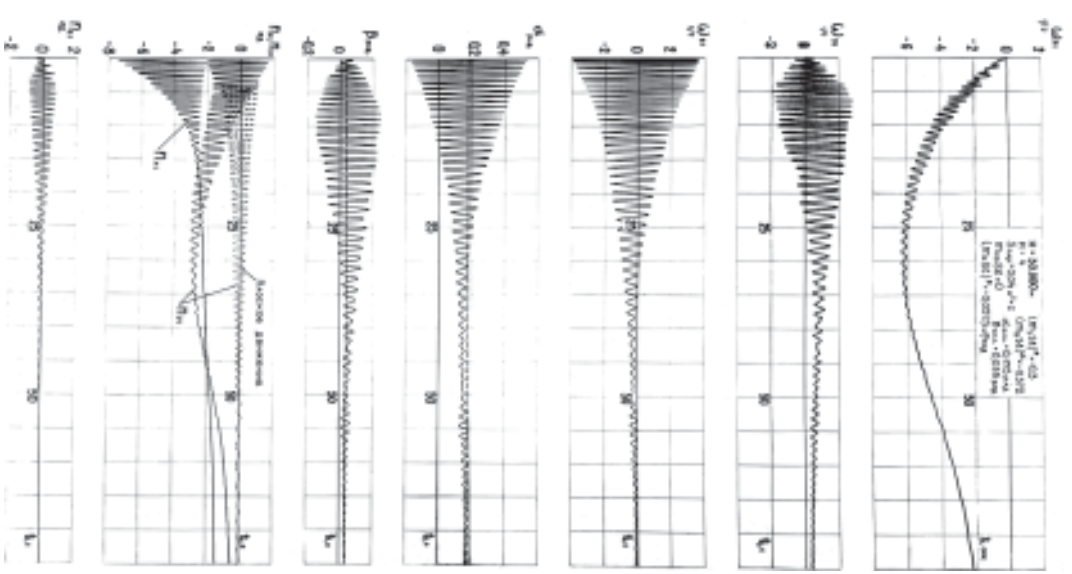
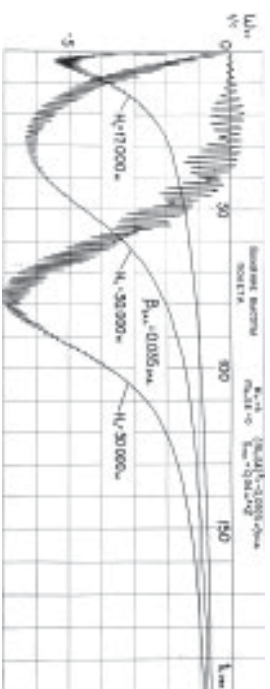


Рис. 40. Изменение во времени основных параметров пространственного движения катапультиного кресла К-36 при аварийном покидании самолета на высоте  $H = 30\,000\text{ м}$



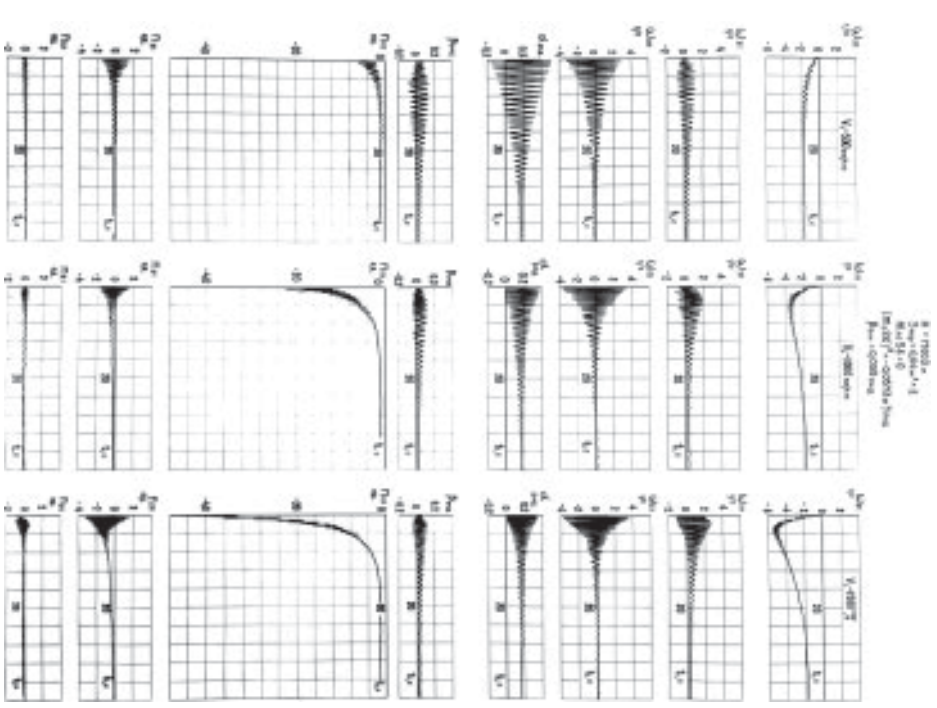
**Рис. 41.** Влияние начальной высоты аварийного покидания в катапультируемых системах на изменение по времени угловой скорости

Существует большая разнovidность средств стабилизации катапультируемых систем, причем как на активном участке движения, т. е. участке работы энергодатчиков катапультирования, предназначенных для отведения от самолета, так и участке свободного движения. На активном участке в основном осуществляется управление вектором тяги как основного двигателя (например, с помощью шарнирной подвески всего двигателя или управляемого с помощью двухступенного пироскопа сопла, так и с помощью дополнительного двигателя, реагирующего на угловую скорость вращения (например, система стабилизации «Сталак» катапультируемого кресла фирмы Мак Доннелл-Дуглас или система «Дарт» фирмы «Стэнсид»). Все эти системы обеспечивают управление вектором тяги, а значит, и стабилизацию только в течение очень ограниченного времени, определяемого работой ракетного энергодатчика.

На участке свободного движения стабилизация катапультируемых систем (КС) осуществляется в основном аэродинамическими средствами (раскрывающимися щитками, выдвижными штангами, стабилизирующими парашютами на стрелке, штангах или мягкой уздечке и др.).

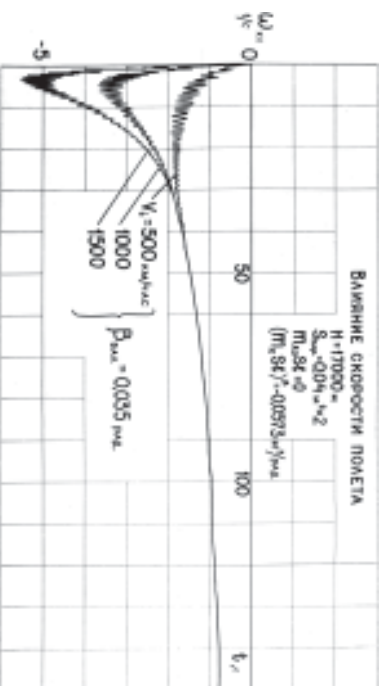
Аэродинамическая система стабилизации достаточно хорошо обеспечивает продольную и поперечную устойчивость КС (по тангажу и рысканью), тогда как по крену она приводит к де-стабилизации. Неустойчивость по крену, что характерно не только для катапультируемых систем, но и для самолетов, невозможно устранить конструктивными или аэродинамическими усовершенствованиями. Это объясняется, во-первых, тем,

$\theta_x$

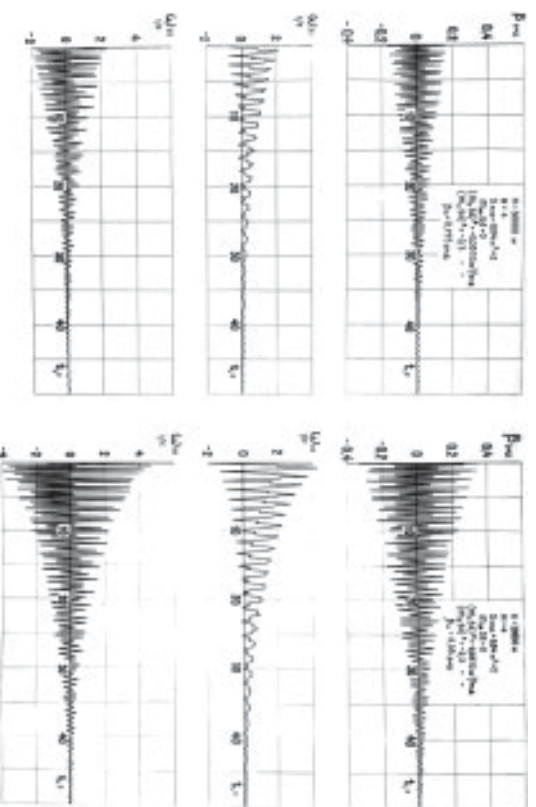


**Рис. 42.** Изменение по времени основных параметров простейшего движения катапультируемого кресла К-36 при аварийном покидании самолета на индикаторных скоростях  $V_{ав} = 500, 1000, 1500$  км/ч ( $H = 17\ 000$  м)

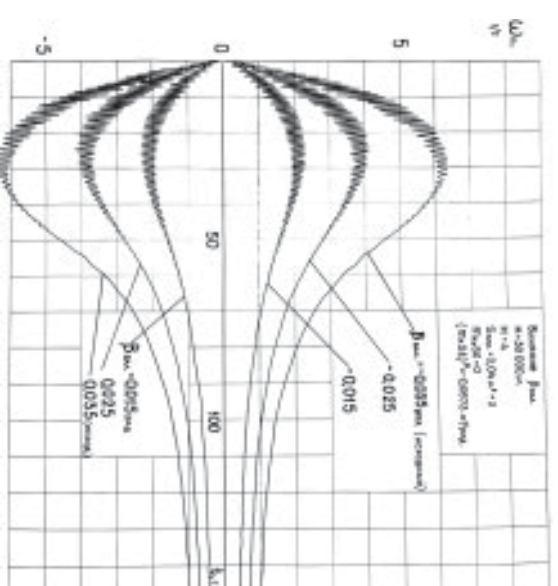
что аэродинамические средства стабилизации, выполненные в виде неподвижных (неотклоняемых) элементов, не могут создавать необходимые управляющие силы и моменты, во-вторых, сами по себе они могут вызывать аэродинамическую асимметрию, приводящую к постоянному воздействию возмущениям по крену.



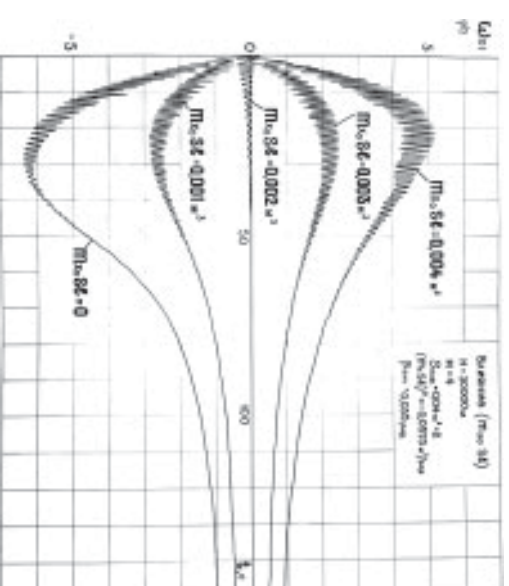
**Рис. 43.** Влияние начальной индикаторной скорости аварийного покидания в катапультином кресле К-36 на изменение по времени угловой скорости



**Рис. 44.** Влияние начального угла скольжения самолета на изменение по времени основных параметров бокового вращательного движения

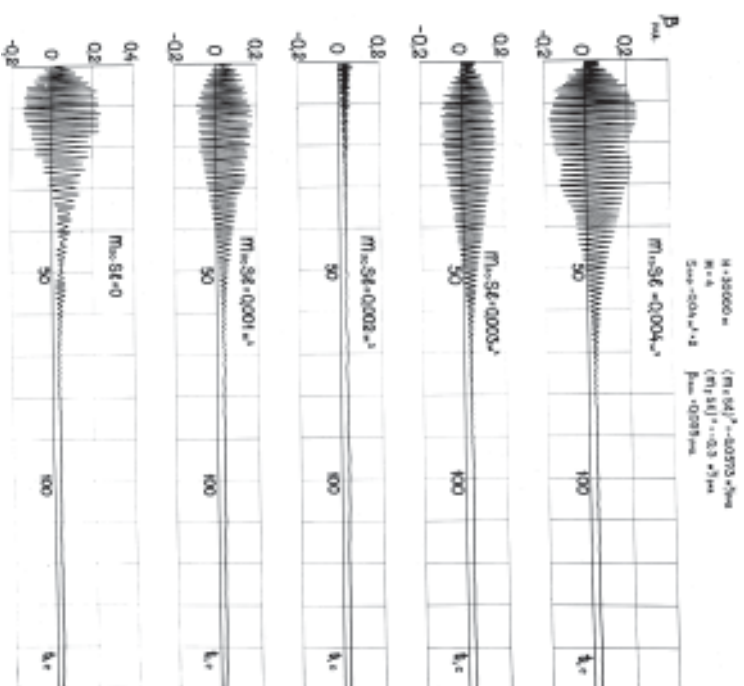


**Рис. 45.** Влияние балансировочного угла скольжения на изменение по времени угловой скорости



**Рис. 46.** Влияние коэффициента нулевого аэродинамического момента крена на изменение по времени угловой скорости

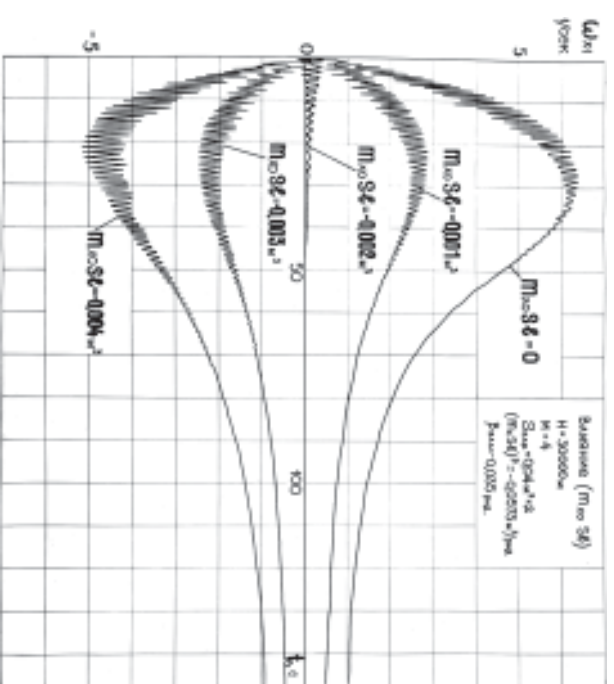




**Рис. 47.** Изменение по времени угла скольжения для различных величин коэффициента нулевого аэродинамического момента крена

Кроме пассивных систем стабилизации, к которым относится аэродинамическая, существуют еще полупассивные и активные, определяемые способом создания управляющих воздействий [115–122]. К полупассивным относятся системы, исполнительными органами которых являются инерционные устройства в виде вращающихся масс (маховиков) и гироскопов. Исполнительными органами активных систем являются реактивные двигатели (сопла). Работа инерционных устройств по созданию управляющих воздействий не связана с затратами рабочего тела и это — одно из их преимуществ: расходу рабочего тела определяются необходимыми импульсом только на раскрутку маховиков или гироскопов. Получение управляемо-

$\Omega x_1$



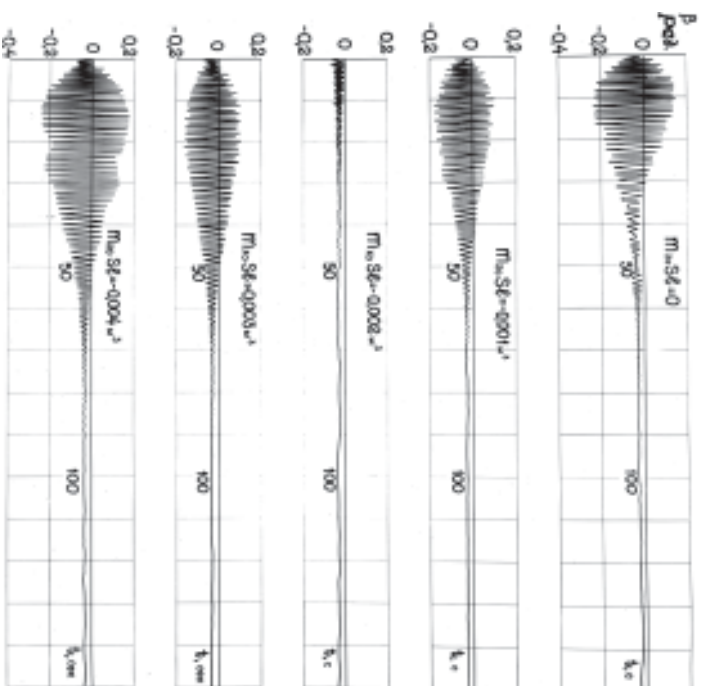
**Рис. 48.** Влияние коэффициента нулевого аэродинамического момента крена на изменение по времени угловой скорости

щих моментов с помощью реактивных двигателей основано на использовании реакции отбрасываемой из сопла с большой скоростью массы рабочего тела, запасенной на борту КС либо в виде сжатого газа, либо жидкости, либо твердого топлива, выработываемого газогенератором, и требует сравнительно больших расходов рабочего тела.

В последнее время в системах управления и стабилизации движения довольно широко распространение получила струйная автоматика [123–125]. Первые попытки применить элементы струйной автоматике для стабилизации КС, и то только на начальном активном участке, сделала фирма «Хэнивэй» (США).

Полупассивные и активные системы обычно используются в космической технике для управления ориентацией и стабилизации космических объектов. Однако, в отличие от космических

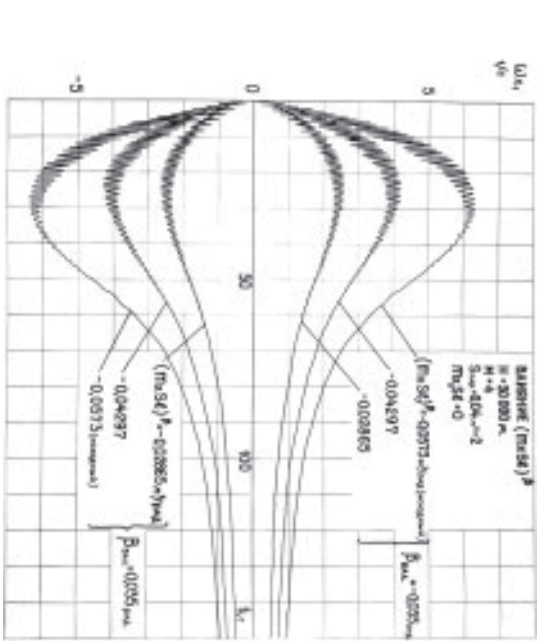




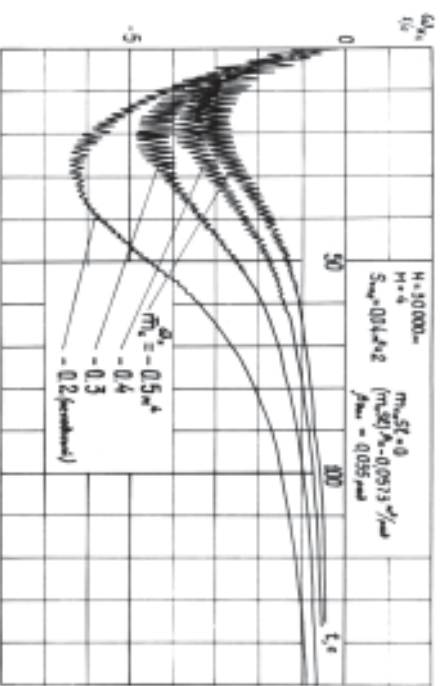
**Рис. 49.** Изменение по времени угла скольжения для различных величин коэффициента нулевого аэродинамического момента крена

объектов, катапультируемые системы для спасения экипажей самолетов находятся в существенно других условиях, так как подвержены воздействию больших аэродинамических сил и моментов в процессе свободного движения. Поэтому создание подобных систем для стабилизации КС представляет определенные трудности.

Исходной информацией для включения и работы любой системы стабилизации являются сигналы, поступающие от чувствительных элементов — датчиков угловой скорости. Сигналы от датчиков сопоставляются с эталонными и, после соответствующего преобразования, поступают к исполнительным органам, которые непосредственно вырабатывают управляющие воздействия (управляющие моменты), приложенные к КС.



**Рис. 50.** Влияние степеней поперечной статической устойчивости кресла типа К-36 при наиболее вероятностных его характеристиках



**Рис. 51.** Влияние вращательной производной динамического демпфирующего момента крена на изменение по времени угловой скорости  $\omega_x$

Повышение эффективности аэродинамической системы стабилизации может быть достигнуто применением вращающихся парашютов большей площади, чем  $0,06 \text{ м}^2$ . Однако это может сопровождаться переходом КС на большой балансирочный угол атаки, что может вызвать увеличение составляющей перегрузки «таз – голова», хуже переносимой человеком. На графиках рис. 52 – 55 показано расчетное изменение по времени угловой скорости крена для площади парашютов  $S_{\text{пар}} = 0,04; 0,08; 0,12; 0,16 \text{ м}^2$  для случая катапультирования К-36 на высотах  $H = 17\,000 \text{ м}$ ,  $H = 30\,000 \text{ м}$  и при наиболее вероятностных характеристиках кресла.

Из графиков видно, что увеличение площади вращающихся парашютов существенно уменьшает величину угловой скорости крена.

Применение дополнительной системы стабилизации с использованием вращающихся маховиков также позволяет существенно уменьшить величину угловой скорости (рис. 56, 57).

Некоторые кажущаяся конструкция простота в сочетании с достаточной высотой точностью объясняет тот факт, что эти системы одними из первых нашли практическое применение [134, 135]. В основу принципа действия систем, использующих в качестве исполнительных органов вращающиеся маховики, положен закон сохранения момента количества движения. Использование вращающихся маховиков только для стабилизации по крену предполагает наличие на КС системы аэродинамической стабилизации, обеспечивающей достаточные моменты характеристики по тангажу и рысканью. Необходимо отметить, что специалисты фирмы «Стэнди» еще в 1956 – 57 годах при разработке капсулы-кабины, стокнувшись с трудностями стабилизации по крену, пришли к выводу о необходимости применения дополнительных средств стабилизации, в частности, пироксилических устройств [136].

Система стабилизации, включающая вращающиеся маховики, основана на принципе удержания тела в исходном положении (с некоторыми колебаниями и прецессией) за счет создания достаточного противодействующего кинетического момента. С помощью вращающихся маховиков можно управлять движением тела вокруг центра масс в пространстве относительно всех трех связанных осей (рис. 58).

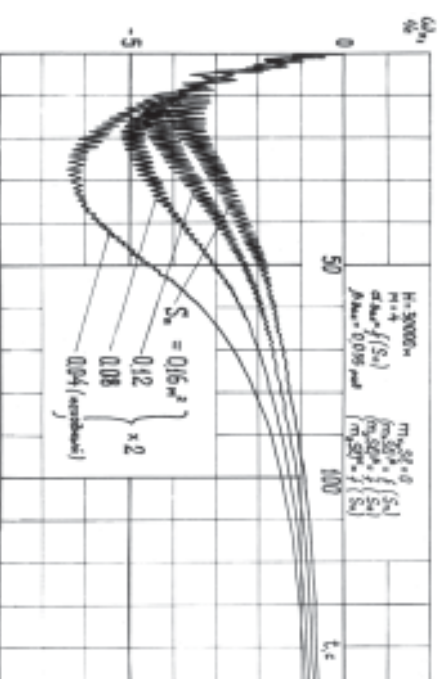


Рис. 52. Влияние стабилизирующих парашютов различной площади купола на изменение по времени угловой скорости ( $H = 30\,000 \text{ м}$ )

$$\omega_{кн} S D^3 = f(S_{\Pi})$$

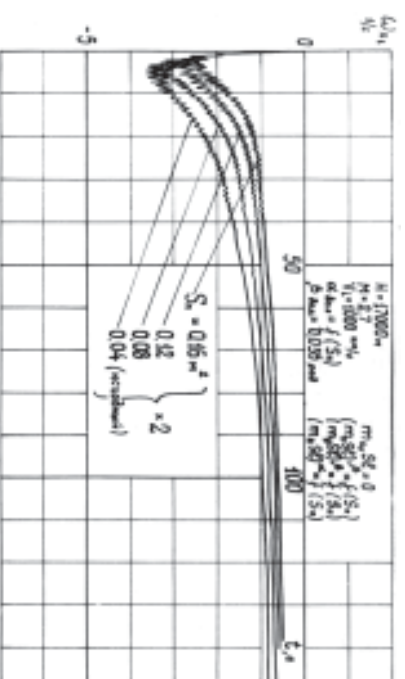
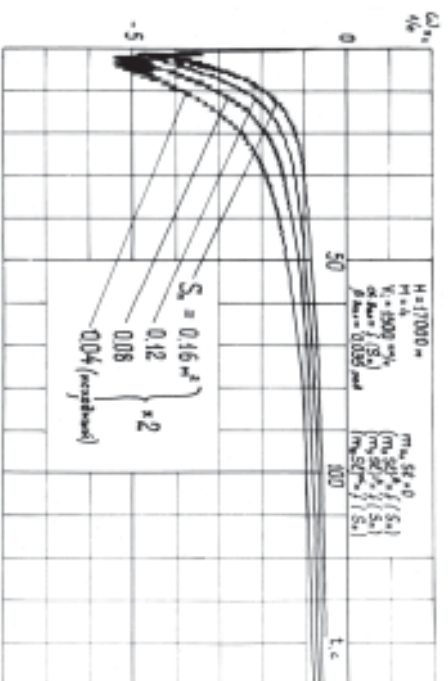
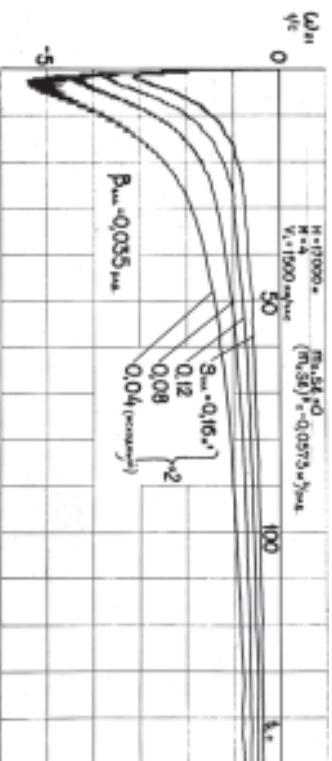


Рис. 53. Влияние стабилизирующих парашютов различной площади купола на изменение по времени угловой скорости ( $H = 17\,000 \text{ м}$ ,  $V_i = 1000 \text{ км/ч}$ )



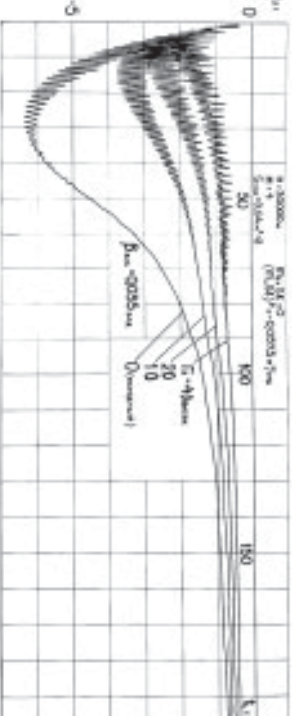
**Рис. 54.** Влияние стабилизирующих парашютов различной площади купюда на изменение по времени угловой скорости  
( $H = 17\ 000\ \text{м}$ ,  $V_i = 1500\ \text{км/ч}$ , )



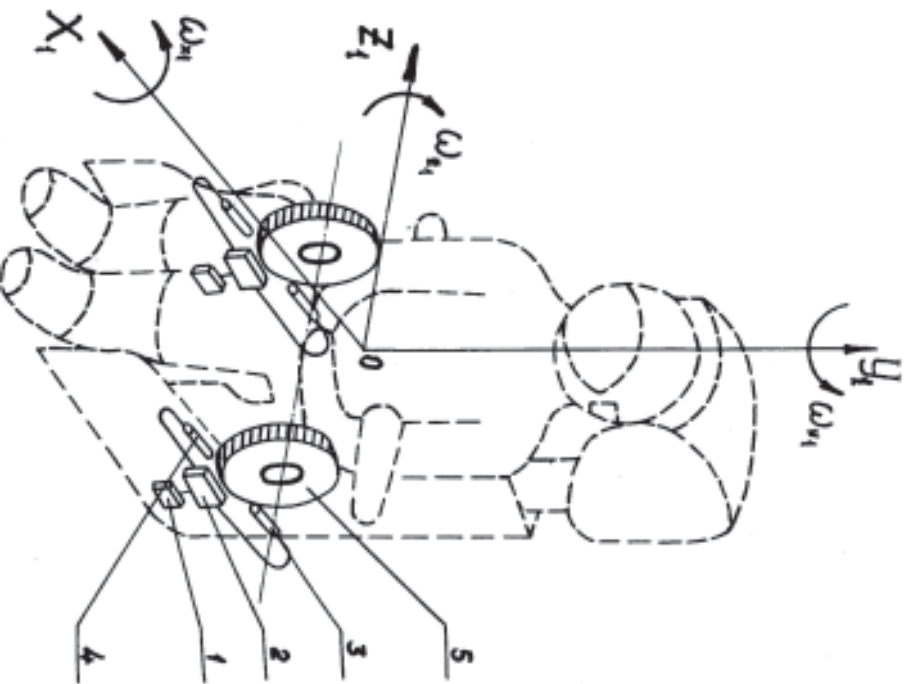
**Рис. 55.** Влияние стабилизирующих парашютов различной площади купюда на изменение по времени угловой скорости  
( $H = 17\ 000\ \text{м}$ , )



**Рис. 56.** Изменение по времени угловой скорости при стабилизации катапультного кресла типа К-36 с помощью вращающихся маховиков в зависимости от величины импульса момента  
( $H = 17\ 000\ \text{м}$ ,  $V_i = 1500\ \text{км/ч}$ )



**Рис. 57.** Изменение по времени угловой скорости при стабилизации катапультного кресла типа К-36 с помощью вращающихся маховиков в зависимости от величины импульса момента  
( $H = 30\ 000\ \text{м}$ )



**Рис. 58.** Схема расположения в катапультируемой системе (кресле) вращающихся маховиков с осью вращения относительно оси  $OZ_1$  для стабилизации по крену: 1 — Датчики угловой скорости (ДУС); 2 — распределительные механизмы; 3, 4 — патроны раскрутки; 5 — вращающиеся маховики

В общем случае дифференциальные уравнения движения относительно центра масс КС с тремя вращающимися маховиками имеют вид [6–9, 137]:

$$\begin{aligned}
 I_{x_1} \dot{\omega}_{x_1} + (I_{z_1} - I_{y_1} + I_{z_1^M} - I_{y_1^M}) \omega_{y_1} \omega_{z_1} &= \\
 = M_{x_1} - I_{x_1^M} (\dot{\omega}_{x_1} + \dot{\omega}_{x_1^M}) + I_{y_1^M} \omega_{y_1^M} \omega_{z_1} - I_{z_1^M} \omega_{z_1^M} \omega_{y_1}, \\
 I_{y_1} \dot{\omega}_{y_1} + (I_{x_1} - I_{z_1} + I_{x_1^M} - I_{z_1^M}) \omega_{x_1} \omega_{z_1} &= \\
 = M_{y_1} - I_{y_1^M} (\dot{\omega}_{y_1} + \dot{\omega}_{y_1^M}) + I_{z_1^M} \omega_{z_1^M} \omega_{x_1} - I_{x_1^M} \omega_{x_1^M} \omega_{z_1}, \\
 I_{z_1} \dot{\omega}_{z_1} + (I_{y_1} - I_{x_1} + I_{y_1^M} - I_{x_1^M}) \omega_{x_1} \omega_{y_1} &= \\
 = M_{z_1} - I_{z_1^M} (\dot{\omega}_{z_1} + \dot{\omega}_{z_1^M}) + I_{x_1^M} \omega_{x_1^M} \omega_{y_1} - I_{y_1^M} \omega_{y_1^M} \omega_{x_1}.
 \end{aligned} \tag{18}$$

При этом предполагается, что точки подвесов и оси вращения маховиков неподвижны относительно катапультируемой системы и совпадают с соответствующими связанными осями, а сами маховики обладают осевой симметрией.

В вышеприведенных уравнениях складываемые  $I_i (\dot{\omega}_i + \dot{\omega}_{i^M})$  представляются собой моменты инерционной реакции маховиков, приложенные к корпусу КС. Величины этих моментов, определяющиеся абсолютному угловому ускорению маховиков, определяются осевыми моментами, приложенными к маховикам со стороны пусковых устройств, приводящих маховики во вращение (разгоняющие их). Указанные складываемые можно принять равными нулю, поскольку складываемые ускорения КС, как правило, малы по сравнению с угловыми ускорениями маховиков, а также раскрутка маховиков происходит мгновенно и не влияет на вращение КС

Вторые и третьи складываемые являются проекциями гироскопического момента, возникающего вследствие вынужденной прецессии маховиков при вращении КС. Этот гироскопический момент и используется для стабилизации и управления.

Рассмотрим действие каждого из трех маховиков. Маховик с угловой скоростью собственного вращения  $\omega_{x_1^M}$  относительно оси  $OX_1$  создает гироскопический момент в проекциях на оси  $OY_1$  и  $OZ_1$ , уменьшая действие проекции главного вектора момента внешних сил относительно оси  $OY_1$  (член со знаком минус) и увеличивая действие момента относительно



оси  $OZ_1$  (член  $\dots$  со знаком плюс). Таким образом, этот маховик способствует поперечной дестабилизации (росту вращения по крену). Однако, если использовать маховик 2 с угловой скоростью противоположного знака (  $\dots$  ), то можно применить этот маховик для парирования вращения по крену. Но в этом случае необходимо наличие угловой скорости  $\dots$  катapultулируемой системы. Однако при равенстве нулю угловой скорости действия гироскопического момента тоже равно нулю. Наконец, маховик 3 с угловой скоростью вращения  $\dots$  относительно оси  $OZ_1$  (см. рис. 58) создает гироскопический момент в проекциях на оси  $OX_1$  и  $OY_1$ , уменьшая действие момента относительно оси  $OX_1$  (член  $\dots$  со знаком минус) и увеличивая действие момента относительно оси  $OY_1$  (член  $\dots$  со знаком плюс), т. е. способствуя продольной стабилизации и поперечной дестабилизации (росту вращения по крену). Однако, если использовать маховик 2 с угловой скоростью противоположного знака (  $\dots$  ), то можно применить этот маховик для парирования вращения по крену. Но в этом случае необходимо наличие угловой скорости  $\dots$  катapultулируемой системы. Однако при равенстве нулю угловой скорости действия гироскопического момента тоже равно нулю. Наконец, маховик 3 с угловой скоростью вращения  $\dots$  относительно оси  $OZ_1$  (см. рис. 58) создает гироскопический момент в проекциях на оси  $OX_1$  и  $OY_1$ , уменьшая действие момента относительно оси  $OX_1$  (член  $\dots$  со знаком минус) и увеличивая действие момента относительно оси  $OY_1$  (член  $\dots$  со знаком плюс), т. е. способствуя продольной стабилизации и поперечной дестабилизации (росту вращения по крену).

Однако, если использовать маховик 2 с угловой скоростью противоположного знака (  $\dots$  ), то можно применить этот маховик для парирования вращения по крену. Но в этом случае необходимо наличие угловой скорости  $\dots$  катapultулируемой системы. Однако при равенстве нулю угловой скорости действия гироскопического момента тоже равно нулю. Наконец, маховик 3 с угловой скоростью вращения  $\dots$  относительно оси  $OZ_1$  (см. рис. 58) создает гироскопический момент в проекциях на оси  $OX_1$  и  $OY_1$ , уменьшая действие момента относительно оси  $OX_1$  (член  $\dots$  со знаком минус) и увеличивая действие момента относительно оси  $OY_1$  (член  $\dots$  со знаком плюс), т. е. способствуя продольной стабилизации и поперечной дестабилизации (росту вращения по крену).

Как видим, для возможной ликвидации или уменьшения вращения КС по крену можно использовать вращающийся маховик 3 с собственной осью вращения относительно оси  $OZ_1$  и маховик 2 с осью вращения относительно оси  $OY_1$  с угловой скоростью противоположного знака. Рассмотрим применение только маховика 3.

Для этого случая дифференциальные уравнения с учетом инерции маховиков пренебрежимо малы по сравнению с моментами инерции КС, запишутся в следующем виде:

$$I_{y_1} \ddot{\omega}_{y_1} + (I_{x_1} - I_{z_1}) \omega_{x_1} \omega_{z_1} = M_{y_1} + I_{z_1 m} \omega_{z_1 m} \omega_{x_1}, \quad (19)$$

$$I_{z_1} \ddot{\omega}_{z_1} + (I_{y_1} - I_{x_1}) \omega_{x_1} \omega_{y_1} = M_{z_1}.$$

Для раскручивания маховиков — схема их возможного расположения с осью вращения относительно оси  $OZ_1$  на КС (катapultулируемом кресле) для предотвращения вращения по крену представлена на рис. 58 (с двух сторон от центра масс) — могут быть использованы по два противоположно направленных пиропатрона для каждого маховика. Чувствительными элементами обычно являются датчики угловой скорости. Реагирующие на знак и величину угловой скорости вращения по крену по достижении критической величины, электрически связанные с распределительным механизмом, который выдает сигнал на срабатывание соответствующего пиропатрона.

Произведем оценку стабилизирующего действия вращающихся маховиков с осью вращения относительно связанной оси  $OZ_1$  на динамику вращательного движения катapultульного кресла типа К-36. При этом предполагается, что продольная и поперечная стабилизация обеспечивается с помощью основной аэродинамической системы стабилизации в виде двух стабилизирующих штанг с двумя стабилизирующими вращающимися парашютами площадью  $0,04 \text{ м}^2$  каждый на их концах. Аэродинамические характеристики кресла с такой стабилизацией соответствуют исходному варианту (см. рис. 4). Расчеты проводились в режиме  $\dots$  параметров кресла и критических режимов катapultирования — высот  $H = 17000$  и  $30000 \text{ м}$ , соответствующих числу  $M = 4$ , при движении кресла с балансирующим углом скольжения  $\beta_{\text{баланс}} = 0,035 \text{ рад} (2^\circ)$ .

В расчетах принимались величины импульса гироскопического момента силы  $\dots$  (произведение момента инерции маховиков на угловую скорость собственного вращения маховиков  $\dots$ ), равные 10, 20 и 40 Нмс. Влияние величины на изменение по времени основного исследуемого параметра — угловой скорости  $\dots$  по крену — показано на графиках рис. 56, 57. Из графиков видно, что с увеличением импульса момента силы  $\dots$  угловая скорость  $\dots$  существенно уменьшается. Параметры маховиков (момент инерции, масса и угловая скорость собственного вращения) могут быть определены в результате решения полной системы дифференциальных уравнений пространственного движения КС, включая дифференциальные уравнения (2), с начальными условиями, соответствующими расчетным режимам. При этом оптимальные параметры маховиков

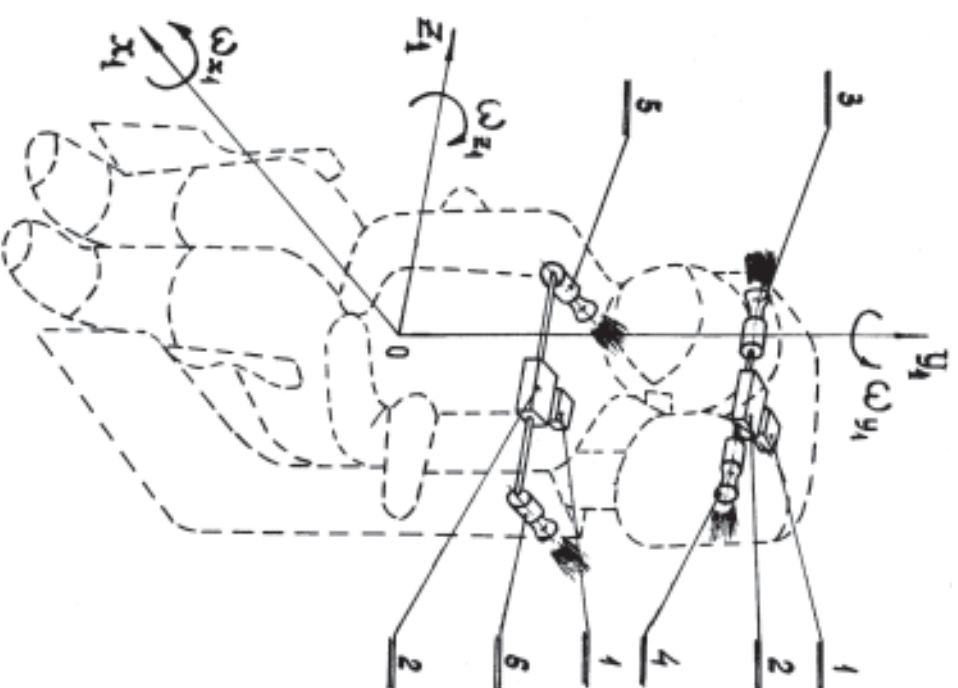
находятся, исходя из приемлемых величин массы и угловой скорости вращения маховиков.

Кроме гироскопической системы стабилизации, может быть рассмотрено применение доподнительной системы стабилизации с использованием реактивных двигателей малой тяги (микродвигателей) или струйной системы (рис. 59) с элементом пневмоники. Не даваясь в подробности конструкции исполнителя микродвигателей и элементов пневмоники, проведем оценку влияния параметров таких систем на динамику движения (рис. 60).

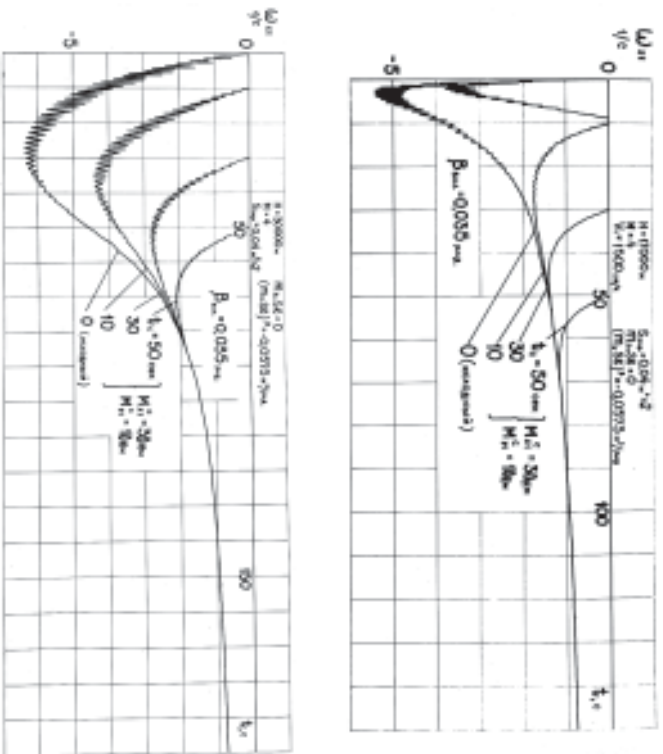
### 3.3.3. Теоретическое определение главных центральных и центробежных моментов инерции катапультируемой системы

При составлении дифференциальных уравнений движения катапультируемой системы часто считается, что главные оси инерции совпадают с обычно принятыми связанными осями системы координат  $Ox_1, y_1, z_1$ , дана из плоскостей которой ( $X_1, OY_1$ ) является плоскостью симметрии. Поэтому при исследовании динамики плоского движения катапультируемой системы, когда аэродинамические силы и моменты по крену и рысканью принимаются равными нулю, можно считать, что угловое перемещение системы будет происходить только в плоскости симметрии относительно связанной оси  $Oz_1$ .

Однако при исследовании уже динамики пространственного движения такое предположение делать нельзя, предва- рительно его не проверив. Это означает, что в том случае, когда главная ось инерции  $Oz_0$  не совпадает с осью связанной системы координат  $Oz_1$  (даже при равенстве нулю аэродинамических моментов по крену и рысканью, т. е. при  $M_x = 0$  и  $M_y = 0$ ), нельзя утверждать, что вращательное движение катапультируемой системы будет происходить только относительно оси  $Oz_1$ . Такое отклонение может возникнуть при наличии, главным образом, центробежных моментов инерции не только в плоскости симметрии  $X_1, OY_1$ , но и в других плоскостях —  $Z_1, OY_1$  и  $Z_1, OX_1$  (т. е.  $I_{y_1z_1}$  и  $I_{z_1x_1}$ ), что весьма пагубно может отразиться на параметрах движения КС относительно центра масс.



**Рис. 59.** Схема расположения в катапультируемой системе (кресле) элементов струйной системы стабилизации (двигателей малой тяги — ДМТ) с действующим относительно связанных осей  $Ox_1$  и  $Oy_1$  для стабилизации по крену и рысканью: 1 — Датчики угловой скорости (ДУС); 2 — распределительные механизмы; 3, 4 — ДМТ крена; 5, 6 — ДМТ рысканья



**Рис. 60.** Влияние параметров струйной стабилизации (с помощью Двигателей малой тяги) на изменение по времени угловой скорости по крену для кресла типа К-36 при катапультировании на высотах  $H = 17\ 000$  (вверху) и  $30\ 000$  м, числе  $M = 4$  и дельта-спуске с этой высоты до ввода основного парашюта спасения дельта при наиболее вероятностных его характеристиках

С этой целью необходимо определить направление главных осей инерции и отклонение их от обычно принятых (или выбранных) связанных осей координат (см. рис. 37), а следовательно, необходимо определить величины главных моментов инерции. В связи с этим и рассматривается задача теоретического и практического нахождения как главных моментов инерции КС, так и расположения главных осей инерции по отношению к связанным осям.

В общем случае значения главных моментов инерции определяются из следующей системы уравнения [75—81]:

$$\begin{aligned} (I_{x_1} - \lambda) \cos \alpha - I_{x_1 y_1} \cos \beta - I_{x_1 z_1} \cos \gamma &= 0, \\ -I_{y_1 x_1} \cos \alpha + (I_{y_1} - \lambda) \cos \beta - I_{y_1 z_1} \cos \gamma &= 0, \\ -I_{z_1 x_1} \cos \alpha - I_{z_1 y_1} \cos \beta + (I_{z_1} - \lambda) \cos \gamma &= 0. \end{aligned} \quad (20)$$

Эта однородная система линейных уравнений относительно направляющих косинусов  $\cos \alpha$ ,  $\cos \beta$ ,  $\cos \gamma$  может иметь отличные от нуля решения, только если ее определитель равен нулю:

$$\begin{vmatrix} (I_{x_1} - \lambda) & -I_{x_1 y_1} & -I_{x_1 z_1} \\ -I_{y_1 x_1} & (I_{y_1} - \lambda) & -I_{y_1 z_1} \\ -I_{z_1 x_1} & -I_{z_1 y_1} & (I_{z_1} - \lambda) \end{vmatrix} = 0. \quad (21)$$

Раскрывая определитель и располагая члены относительно  $\lambda$ , будем иметь следующее кубическое уравнение:

$$\lambda^3 - \Delta \lambda^2 - B \lambda - C = 0, \quad (22)$$

где  $\Delta = I_{x_1} + I_{y_1} + I_{z_1}$ ,

$$B = I_{x_1}^2 I_{y_1}^2 + I_{x_1}^2 I_{z_1}^2 + I_{y_1}^2 I_{z_1}^2 - I_{x_1 y_1}^2 - I_{x_1 z_1}^2 - I_{y_1 z_1}^2,$$

$$C = I_{x_1} I_{y_1} I_{z_1} - I_{x_1 y_1} I_{z_1}^2 - I_{y_1 x_1} I_{z_1}^2 - I_{x_1 y_1} I_{z_1}^2 - 2I_{x_1 y_1} I_{y_1 z_1} I_{z_1 x_1}.$$

Введя новую переменную  $\lambda' = \lambda - \Delta/3$ , получим кубическое уравнение в виде:

$$(23)$$

$$\text{где } p = -\frac{1}{9}(\Delta^2 + 3B), \quad q = -(\Delta^3/27 + AB/6 + C/2).$$

Число действительных решений этого уравнения (23) зависит от знака дискриминанта  $D = q^2 + p^3$ :

- если  $D > 0$ , то уравнение имеет одно решение (одно действительное и два мнимых);
- если  $D < 0$ , то уравнение имеет три решения (три действительных различных корня);
- если  $D = 0$ , то уравнение имеет одно решение при  $p = q = 0$  (три совпавших нулевых корня) и два решения при  $p^3 = -q^2 (\neq 0)$  (из трех действительных корней два совпадают).

Так как в данном случае рассматриваются моменты инерции тела, то все три корня кубического уравнения (23) должны быть действительными. В этом случае дискриминант  $D$  меньше нуля ( $D < 0$ , второй случай).

Решение ищем с помощью вспомогательных величин  $r$  и  $\varphi$ . В уравнение (23) введем  $r = \pm\sqrt{|p|}$ , знак  $r$  должен совпадать со знаком  $q$ . После этого определяем значение уже угла  $\varphi$  по формуле:

$$\varphi = \arccos \frac{q}{r^3}.$$

Затем находим сами корни, помня при этом, что  $\lambda = \lambda' + A/3$ , т. е.

$$\lambda_2 = \frac{A}{3} + 2r \cos \frac{\varphi}{3},$$

$$\lambda_3 = \frac{A}{3} + 2r \cos \left( 60^\circ - \frac{\varphi}{3} \right).$$

Корни  $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$  означают экстремальные величины моментов инерции, которыми как раз и являются главные моменты инерции —  $I_{x_0}, I_{y_0}, I_{z_0}$ .

Для нахождения углов  $\alpha, \beta, \gamma$  с осями координат той главной оси (см. рис. 37), которой соответствует момент инерции ( $i = 1, 2, 3$ ), решаем следующую систему уравнений:

$$\begin{aligned} I_{y_1 z_1} \cos \alpha_i + (I_{y_1} - \lambda_i) \cos \beta_i - I_{y_1 z_1} \cos \gamma_i &= 0, \\ I_{z_1 x_1} \cos \alpha_i - I_{z_1 y_1} \cos \beta_i + (I_{z_1} - \lambda_i) \cos \gamma_i &= 0, \\ \cos^2 \alpha_i + \cos^2 \beta_i + \cos^2 \gamma_i &= 1. \end{aligned} \quad (24)$$

Любое из первых трех уравнений этой системы является следствием двух остальных. Запишем формулы для определения каждого угла. Из первого уравнения системы (24) найдем  $\alpha_i$ :

Подставляя выражения для  $\alpha_i$  во второе уравнение системы, найдем  $\beta_i$ :

$$\beta_i = \arccos \frac{(I_{x_1} - \lambda_i) I_{y_1 z_1} + I_{x_1 y_1} I_{z_1 x_1} \cos \gamma_i}{(I_{x_1} - \lambda_i) (I_{y_1} - \lambda_i) - I_{x_1 y_1}^2} \cos \gamma_i. \quad (26)$$

Подставляя выражения для  $\alpha_i$  и  $\beta_i$  в четвертое уравнение системы, получим угол  $\gamma_i$ :

$$\gamma_i = \arccos \left\{ 1 - \frac{I_{x_1 y_1} \cos \beta_i + I_{z_1 x_1} \cos \gamma_i}{(I_{x_1} - \lambda_i)^2} - \frac{[(I_{x_1} - \lambda_i) I_{y_1 z_1} + I_{x_1 y_1} I_{z_1 x_1}] \cos \gamma_i}{[(I_{x_1} - \lambda_i) (I_{y_1} - \lambda_i) - I_{x_1 y_1}^2]^2} \right\}^{1/2}. \quad (27)$$

Таким образом, зная значения главных моментов инерции  $I_{x_0}, I_{y_0}, I_{z_0}$  и дискриминанта  $D$ , определяем по вышеприведенным формулам, будут соответствовать девять значений углов  $\alpha_i, \beta_i, \gamma_i$  ( $i = 1, 2, 3$ ), найденных по формулам для углов.

Определитель, составленный из направляющих косинусов новых (главных) осей по отношению к старым осям, имеет следующее важное свойство.

*Определитель  $\Delta$ :*

если левая система осей координат переходит в левую или правую — в правую.

*Определитель  $\Delta = -1$ , если левая система координат переходит в правую, а правая — в левую.*

Это свойство помогает понять, почему углы  $\alpha_i, \beta_i, \gamma_i$  в отдельных случаях бывают больше  $\pi/2$ , или больше величины  $1,57$ .



*Частный случай.* В том случае, когда плоскость симметрии  $X_1OY_1$  является и массовой плоскостью симметрии тела, центробежные моменты инерции  $I_{y_1z_1}$  и  $I_{x_1z_1}$  равны нулю. Следовательно, ось  $OZ_1$  является главной осью инерции и в то же время центральной, если проходит через центр масс.

Отсюда вывод Уравнений, что аналогично (24), дадим окончательные формулы для определения главных моментов и направлений главных осей инерции для этого частного случая:

$$I_{x_1y_1} = I_{y_1z_1} \tan \alpha, \quad \alpha = \arctg \frac{I_{x_1y_1}}{I_{y_1z_1} - \lambda}.$$

Таким образом, в общем случае для определения главных моментов и направлений главных осей инерции тела необходимо знать моменты инерции относительно любых трех взаимно перпендикулярных осей (осевые моменты инерции) и центробежные моменты относительно осей, лежащих в этих взаимно перпендикулярных плоскостях. Для катапультируемой системы такими взаимноперпендикулярными осями могут быть обычно принятые связанные оси.

Как было показано выше, **главные моменты и направления главных осей инерции могут быть определены только расчетным путем по изложенной выше методике.** Однако при этом необходимо знать осевые и центробежные моменты инерции. Они могут быть определены либо расчетным путем (суммированием произведений отдаленных масс тела на квадрат расстояния до искомой оси, что является несколько приближенной методикой), либо экспериментально более точно. Рассмотрим методику экспериментального нахождения моментов инерции. Экспериментальному определению подлежат шесть величин:

- осевые моменты инерции  $I_{x_1^0}, I_{y_1^0}, I_{z_1^0}$  (относительно связанных осей КС);
- центробежные моменты инерции  $I_{x_1y_1^0}, I_{x_1z_1^0}, I_{y_1z_1^0}$ .

Как известно, осевые моменты инерции можно определить методом свободных крутильных колебаний на подвеске из двух нитей относительно соответствующей связанной оси. Для нахождения центробежных моментов инерции необходимо дополнительно определить моменты инерции относительно осей, лежащих в соответствующих координатных плоскостях  $X_1OY_1, Y_1OZ_1, Z_1OX_1$ , а также измерить углы между данной осью и тре-

мя связанными осями. Затем, имея общее выражение для момента инерции относительно произвольной оси  $OA$ , лежащей в данной плоскости, и зная три величины момента инерции для разных положений оси  $OA$  в трех взаимноперпендикулярных плоскостях и три величины угла, можно определить центробежные моменты инерции относительно выбранной системы координат по ниже приведенным формулам.

В общем случае момент инерции относительно произвольной оси  $OA$  вычисляется по формуле

$$I_{OA} = I_{x_1} \cos^2 \alpha + I_{y_1} \cos^2 \beta + I_{z_1} \cos^2 \gamma - 2I_{x_1y_1} \cos \alpha \cos \beta - 2I_{y_1z_1} \cos \beta \cos \gamma - 2I_{z_1x_1} \cos \alpha \cos \gamma. \quad (28)$$

Для получения центробежных моментов инерции  $I_{x_1y_1^0}$  и поочередно определим моменты инерции тела, выбрав соответственно направления:

$$\alpha = 0, \beta = \gamma = 90^\circ, \\ \alpha = 90^\circ, \gamma = 0, \beta = 90^\circ, \\ \alpha = \beta = 90^\circ, \gamma = 0.$$

Далее находим момент инерции относительно осей, лежащих в координатных плоскостях. Так, например, если определить момент инерции относительно оси, лежащей в плоскости  $XOY$  (рис. 1), то при  $\gamma = 90^\circ$  получим

$$I_{OA} = I_{x_1} \cos^2 \alpha + I_{y_1} \sin^2 \alpha - I_{x_1y_1} \sin^2 \alpha, \quad (29)$$

Но в этом случае между углами  $\alpha$  и  $\beta$  имеется связь  $\beta = 90^\circ - \alpha$ , и, следовательно,  $\cos \beta = \sin \alpha$ . После этого получаем:

$$I_{OA} = I_{x_1} \cos^2 \alpha + I_{y_1} \sin^2 \alpha - I_{x_1y_1} \sin^2 \alpha, \quad (30)$$

откуда находим выражение для центробежного момента инерции:

$$I_{x_1y_1^0} = \frac{I_{x_1} \cos^2 \alpha + I_{y_1} \sin^2 \alpha - I_{OA}}{\sin^2 \alpha}. \quad (31)$$

Аналогично получим

$$I_{y_1z_1^0} = \frac{I_{y_1} \cos^2 \alpha_{yz} + I_{z_1} \sin^2 \alpha_{yz} - I_{OA_2}}{\sin^2 \alpha_{yz}}, \quad (32)$$

(33)

В формулах (31) – (33)  $\alpha_{xy}$  — угол между осью  $O_A1$  и связанной осью  $OX_1$ ;  $\alpha_{yz}$  — угол между осью  $O_A2$  и связанной осью  $OY_1$ ;  $\alpha_{zx}$  — угол между осью  $O_A3$  и связанной осью  $OZ_1$ .

И, наконец, для определения эллипсоида инерции (направлений главных осей инерции) воспользуемся методикой, изложенной выше (28) – (33).

Методом крутильных колебаний на подвеске из двух нитей определяем следующие параметры:

- Длины нити подвески системы  $L$ ;
- расстояние между нитями  $2R$ ;
- смещение центра масс тела от оси нитей  $C$ ;
- время колебаний  $n$  системы  $t$ ;
- количество колебаний за время  $t(n)$ ;
- массу системы  $m$ ;
- угол между вертикалью и связанной осью, относительно которой определяется момент инерции (при определении центробежных моментов инерции).

После этого моменты инерции вычисляются по формуле:

$$I = 2,53 \frac{(R^2 - C^2) mg (t/n)^2}{100L} \quad (34)$$

Таким образом, для практического определения главных моментов и направлений главных осей инерции тела (например, катапультируемой системы — КС) необходимо произвести следующее:

- определить экспериментальным путем методом крутильных колебаний необходимые параметры и величины по формуле (34), приведенной выше, моменты инерции  $I_{x_1}$ ,  $I_{y_1}$ ,  $I_{z_1}$  относительно осей  $OX_1$ ,  $OY_1$ ,  $OZ_1$ , и моменты инерции  $I_{x_1y_1}$ ,  $I_{y_1z_1}$ ,  $I_{z_1x_1}$  относительно осей, лежащих в координатных плоскостях  $X_1OY_1$ ,  $Y_1OZ_1$ ,  $Z_1OX_1$ ; при этом должны быть измерены углы  $\alpha_{xy}$ ,  $\alpha_{yz}$ ,  $\alpha_{zx}$ ;
- определить центробежные моменты инерции, вычислив их по формулам (31) – (33);
- получить численные значения главных моментов инерции по формулам (20) – (30);

- найти для каждого значения главного момента инерции решение системы уравнений по формулам (25) – (27), что даст направление данной главной оси.

Необходимо отметить, что углы  $\alpha_1, \beta_2, \gamma_3$  определяют отклонение главных осей инерции  $OX_1, OY_1, OZ_1$  от ранее выбранных связанных (общепринятых) осей  $OX_1, Y_1, Z_1$ .

В результате экспериментов, проведенных с креслом К-36 как с манекеном, так и с испытуемыми в штатной комплектации, получены инерционные характеристики, анализ которых позволил определить приведенный ниже возможный диапазон и порядок величин (для масс  $m = 197 - 234$  кг, длин стабилизаторных штанг 2219 – 2230 мм):

- моменты инерции относительно главных осей инерции:
  - $= 30 - 45 \text{ кгм}^2$ ;  $= 7 - 20 \text{ кгм}^2$ ;  $= 38 - 55 \text{ кгм}^2$ ;
- моменты инерции относительно связанных осей КС:
  - $= 24 - 36 \text{ кгм}^2$ ;  $= 12 - 24 \text{ кгм}^2$ ;  $= 37 - 54 \text{ кгм}^2$ ;
- центробежные моменты инерции:
  - от  $-12$  до  $-13 \text{ кгм}^2$ , — от  $0$  до  $-7 \text{ кгм}^2$ ,  $= \pm 1,7 \text{ кгм}^2$ ;

• отклонение главных осей инерции от связанных:

$$I_{z_1x_1} = I_{z_1} \cos^2 \alpha_{z_1x_1} + I_{x_1} \sin^2 \alpha_{z_1x_1} - 2I_{x_1z_1} \sin \alpha_{z_1x_1} \cos \alpha_{z_1x_1} = 2 - 35^\circ.$$

Как видно из отклонения главных осей инерции от обычных принятых связанных составляют существенные величины. Это означает, что действительная стабилизация катапультируемого кресла типа К-36 может происходить относительно несколько других осей, нежели до сих пор представлялось специалистам, особенно при боковом вращении кресла.

### 3.3.4. Статистико-вероятностный анализ элементов вертикальной стабилизации катапультируемого кресла типа К-36

На основании экспериментальных данных разности стабилизаторных телескопических штанг и разнотяговости стабилизаторных парашютов, как элементов вертикальной стабилизации катапультируемого кресла типа К-36, проводится статистико-вероятностный анализ этих параметров. Целью которого является получение диапазона возможных величин относительноной разности штанг и относительноной разнотяговости

вращающихся парашютов ( $C_{\text{н}}F_{\text{н}}$ ) с отклонением, например,  $\pm 2\sigma$  (95,44 %) или  $\pm 3\sigma$  (99,73 %). Для этого результаты обработки будут по методу математической статистики [109–112].

Сначала строится статистическое (эмпирическое) распределение случайной величины. Затем подбирается теоретический закон распределения и определяются плотность и функция распределения вероятности и, наконец, проверяется согласованность теоретического и статистического распределения с помощью известных критериев согласия (например, Пирсона, Колмогорова и др.).

Для катапультированного кресла можно построить статистические и теоретические распределения относительной разности скорости стабилизирующих телескопических штанг ( $n = 85$ ) и разности скорости и несинхронности выхода стабилизирующих вращающихся парашютов площадью  $0,04 \text{ м}^2$  ( $n = 1008$ ) и  $0,06 \text{ м}^2$  ( $n = 705$ ) [106–108].

Для нахождения разности штанг используются:

- метода стеновых испытаний с одновременным вводом двух штанг от одной системы ввода (например, пиротехнической) без воздействия скоростного напора во всем диапазоне требуемых температур (при этом пиротехническая система ввода в действие стабилизирующих штанг, включающая, например, один пиропатрон и тарированные срезные элементы, обеспечивает высокую степень синхронности ввода в воздушный поток самих штанг (с несинхронностью не более  $0,003 \text{ с}$ ) [104]);
- метода стеновых испытаний с одновременным вводом двух штанг с воздействием скоростного напора (например, в высококоростной аэродинамической трубе (стена АДС) с  $V_i = 1600–1800 \text{ км/ч}$ ;
- летных испытаний, в которых создаются реальные условия работы катапультируемой системы.

Всего были обработаны результаты 85 экспериментов, из них 48 проведены на стенде (35 — без воздействия скоростного напора и 13 — с воздействием) и 37 — в полете [100–106]. Скорость отстрела штанг при стеновых испытаниях колебалась в пределах  $18–35 \text{ м/с}$ , диапазон температур составлял  $t = \pm 60^\circ \text{С}$ . В экспериментах с воздействием скоростного напора индикаторная скорость изменялась в пределах  $V_i = 1200–1600 \text{ км/ч}$ . Индикаторные скорости в летных испытаниях имели больший

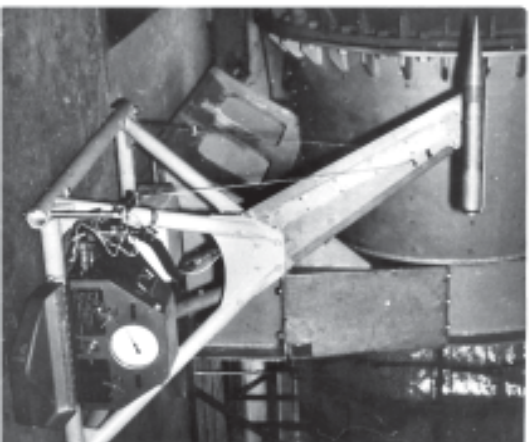
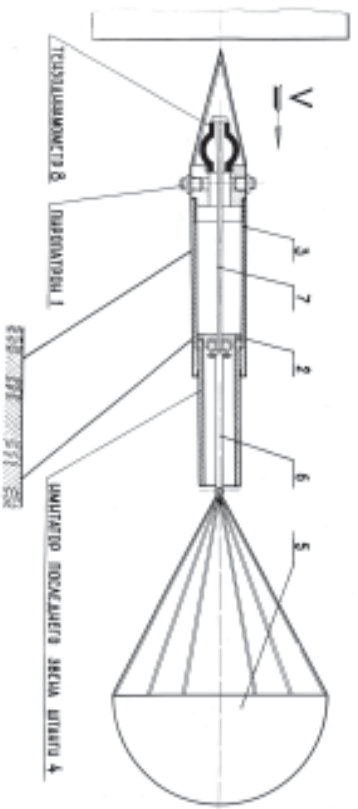
диапазон и находились в пределах  $V_i = 100–1174 \text{ км/ч}$ , температура соответствовала температуре на высоте полета в момент катапультирования (в полете не измерялась). Использовались штанги различной длины с теоретической длиной (по чертежу) от 1431 до 2230 мм.

Как показала обработка статистических и теоретических распределений относительной разности стабилизирующих штанг для общепринятой в технике доверительной вероятности  $R = 0,95$  ( $\pm 2\sigma$ ), величина относительной разности для кресла К-36 не превышает 0,046, что соответствует балансирующему углу скольжения  $\beta_1 = 0,035 \text{ рад.}$  ( $2^\circ$ ) [106]. Для доверительной вероятности  $R = 0,9973$  ( $\pm 2\sigma$ ) величина балансирующего угла скольжения составляет  $0,0264–0,0584 \text{ рад.}$  (или  $1,5–3,0^\circ$ ) для скоростей  $V_i = 600–1100 \text{ км/ч}$  и  $0,0984 \text{ рад.}$  (или  $5,65^\circ$ ) для скорости  $V_i = 1400 \text{ км/ч}$  [106].

Так же как в случае с разностью штанг, определяются реальные значения разности скорости и асинхронности выхода стабилизирующих вращающихся парашютов, по которым на ходятся дополнительные углы скольжения  $\beta_2$  и  $\beta_3$ .

Для этого используется результаты испытаний в высококоростной аэродинамической трубе (стена АДС) с имитацией реальных условий ввода и величины скоростного напора, в которых определяется коэффициент силы лобового сопротивления и время выхода на режим авторотации с помощью специальных установок [97–99], защищенной авторским свидетельством [97]. По полученным экспериментальным данным проводятся статистико-вероятностный анализ всех характеристик и находится диапазон их изменений.

Схема спецустановки представлена на рис. 61. Составной частью этой установки является имитатор последнего звена жесткой телескопической стабилизирующей штанги с установленным в нем верхним и вращающимся парашютом. Установка работает по следующей схеме. При выходе аэродинамической трубы на заданный режим подается сигнал на отстрел пушки 3 (см. рис. 61), причем в первоначальном варианте используются пиропатроны типа УАПТ-1, а впоследствии, при модернизации всей установки, — сжатый воздух под давлением до 100 атм. Образующиеся в результате срабатывания пиропатронов 1, установленные в передней по потоку части пушки, пороховые газы (или сжатый воздух в случае его применения) воздействуют на поршень 2, являющийся дном имитатора



**Рис. 61.** Схема и реальное конструктивное исполнение установки для определения характеристик стабилизирующих вращающихся парашютов на аэродинамическом стенде (АДС)

последнего звена штанги 4, и выталкивают это звено 4. Звено 6, запрессовываясь во внешней трубе установки в конце своего хода, инерционно вводит парашют 5 в набегающий поток. В процессе своего ввода и раскрытия парашют воздействует на тензодинамометр 8. При этом происходит натяжение гибкой тяги 7, связанной с чувствительным элементом тензодинамометра 8,

измеряющим величину силы, действующей на парашют от набегающего воздушного потока.

Величина развиваемого парашютом тягового усилия измеряется с помощью тензодинамометра 8 (см. рис. 61) с аппаратурой 8-АНЧ и фиксируется на осциллограмме с помощью осциллографа типа К-20-21.

Структурная схема системы измерений включает датчик (тензочувствительный), усилитель, набор стабилизирующих фильтров, преобразователь, регистратор. Поэтому для нее относительная погрешность измерений составляет  $\pm 8,5\%$  при испытаниях на индикаторной скорости порядка  $V_i = 800 \text{ км/ч}$  [98, 99, 107, 108].

Существенным в данной установке является то, что она позволяет определять динамические характеристики парашютов, в том числе и на переходном режиме, т. е. на участке ввода и наполнения парашюта (выход на режим авторотации) (см. рис. 16).

По результатам испытаний определялись изменение по времени тягового усилия, величина среднего тягового усилия  $P_{cp}$  после ввода и наполнения парашюта с учетом поправки на сопротивление самой установки, а также время выхода на режим авторотации. При этом время выхода находилось по доосциллограмме и каждой парашютом половинны средней тяги ( $t$  при  $0,5P_{cp}$ ). Методика определения среднего тягового усилия и времени выхода поясняется на рис. 15. Момент отсчета, процесс ввода последнего звена, выход вертлюга и раскрытие парашюта фиксировались на осциллограмме и контролировались скоростной киносъёмкой с частотой кадров 300 кадр/с. Типовая кинограмма процесса отсчета и раскрытия парашюта представлена на рис. 16. Индикаторная скорость воздушного потока определялась по измерению величины полного напора в критическом сечении сверхзвукового сопла, который регистрировался групповым манометром ГРМ-2. По величине среднего тягового усилия  $P_{cp}$  и индикаторной скорости  $V_i$  определялось изменение по времени величины коэффициента силы лобового сопротивления парашюта по известным формулам:

и

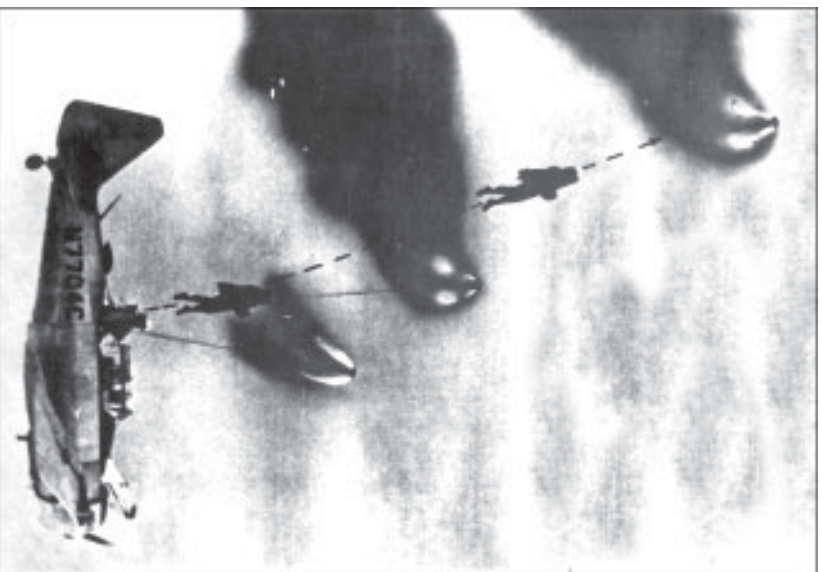
где  $\rho$  — скоростной напор невозмущенного потока;

$F_H$  — площадь криволинейной поверхности парашюта ( $0,04$  или  $0,06 \text{ м}^2$ ) в раскрое.



### 3.3.5. Динамика пространственного движения ракетно-парашютной катапультируемой системы К-37

При разработке математической модели динамики пространственного движения катапультируемой системы с буксировочным (тянущим) двигателем на упругом фале рассматривается динамика пространственного движения центров масс двух тел — человека (члена экипажа самолета или вертолета) и буксировочного двигателя (БД), связанных между собой упругой растяжимой нитью (фалом) [37] (рис. 62).



**Рис. 62.** Процесс катапультирования летчика с помощью ракетно-парашютной системы (РПС) с работающим буксировочным двигателем (БД) на начальном участке движения

В случае аварийной ситуации боевого вертолета с двухуровневой схемой несущего винта, после приведения в действие ручек катапультирования (АД) схемы с ручным катапультированием) происходит автоматически сначала подача сигнала на одновременный отстрел лопастей несущего винта (с асинхронностью не более 0,005 — 0,006 с), приведение катапультиной системы в исходное АД катапультирования состояние, открытие верхнего аварийного люка (крышки) пиротехническим механизмом, отстрел буксировочного двигателя с вытравливанием буксировочного фала из сог на задней крышке заголовника спинки и включение 2-й ступени двигателя. Движение пилота со спинкой по криволинейным направляющим за подвесную систему с последующим перерезанием элементов привязной системы (паечных и поясных ремней), отдалением спинки от пилота и вводом спасательного парашюта из укладки в сиденье на восходящей ветви траектории.

Особенность динамики системы РПС заключается в обеспечении упорядоченного (стабилизированного) движения двухступенчатого буксировочного двигателя, являющегося энергодатчиком системы РПС, на начальном участке отстрела двигателя под действием только 1-й ступени до момента включения 2-й ступени (т. е. появления собственн тяги двигателя, что обеспечивается предварительным натяжением с небольшой тормозящей силой 50 — 100 Н) благодаря укладке буксировочного фала в сог на наружной поверхности заголовника отъемной от летчика спинки. Это исключает образование «хвоста» и возможный обрыв буксировочного фала, обеспечивая упорядоченное движение буксировочного двигателя [Арутюнян А. Г., Добрынин В. В., Гущич А. П.]. Такое удачное конструктивное решение процесса движения БД до момента включения 2-й ступени решило проблему работоспособности системы РПС. Применение постоянно предварительного натяжения фала позволило практически построить алгоритм решения задачи динамики системы РПС как перемещения двух материальных тел, движущихся под действием аэродинамических сил и соединенных упругим фалом, и составить уравнения пространственного движения системы РПС [37], хорошо апробированные реальными экспериментами с РПС К-37-800 с манекеном в период трековых испытаний на ракетной дорожке РА-2500. Решение задачи осуществилось численным интегрированием 26 дифференциальных уравнений первого порядка, составленных с использованием направляю-

щих косинусов (вместо углов Эйлера), методом Рунге-Кутты. В дальнейшем данная методика была дополнена, усовершенствована и успешно применялась в расчетах по определению траекторных параметров катапультирования [Ситников Н.Д., Наумов В.А., Кузнецов В.И. (завод «Звезда»), Аздров А. (НИИ ВВС)].

Конструктивная схема катапультируемой установки КУ типа К-37 выполнена таким образом, что до схода спинки с направляющих вращательное движение КУ относительно ДА (вертолета) отсутствует.

Для решения поставленной задачи составляются дифференциальные уравнения пространственного движения двух тел. При этом принимаются следующие допущения [37]:

- вращательное движение КУ и БД относительно центра масс на участке свободного движения не рассматривается в силу того, что система «человек — БД» является самостабилизированной (человек оказывается в вытянутом положении) и определяется направлением действия тяги буксировочного двигателя (рис. 63);
- упругие деформации фала рассматриваются без учета демпфирования колебаний;
- принимается, что из аэродинамических сил на КУ и БД действует только сила лобового сопротивления, определяемая постоянными коэффициентами (отдельно для КУ и отдельно для БД с фалом); подъемная сила принимается равной нулю;
- направление действия силы тяги БД совпадает с линией, соединяющей центры масс двух тел.

Уравнения движения центра масс КУ (с индексом 1) и БД (с индексом 2) на участке свободного движения записываются в земных осях координат следующим образом:

$$\ddot{X}_1 = g \frac{(-C_x S)_1 q_1 \cos \varphi_1 \cos \psi_1 \operatorname{sign} X_1 + F \cos \varphi_1 \cos \psi_1 \operatorname{sign} \varphi_1 K_x}{G_1};$$

$$\ddot{Y}_1 = g \frac{(-C_x S)_1 q_1 \sin \varphi_1 + F \sin \varphi_1 \operatorname{sign} \varphi_1 K_y - G_1}{G_1};$$

$$\ddot{Z}_1 = g \frac{(C_x S)_1 q_1 \cos \varphi_1 \sin \psi_1 \operatorname{sign} X_1 + F \cos \varphi_1 \sin \psi_1 \operatorname{sign} \psi_1 K_z}{G_1}.$$

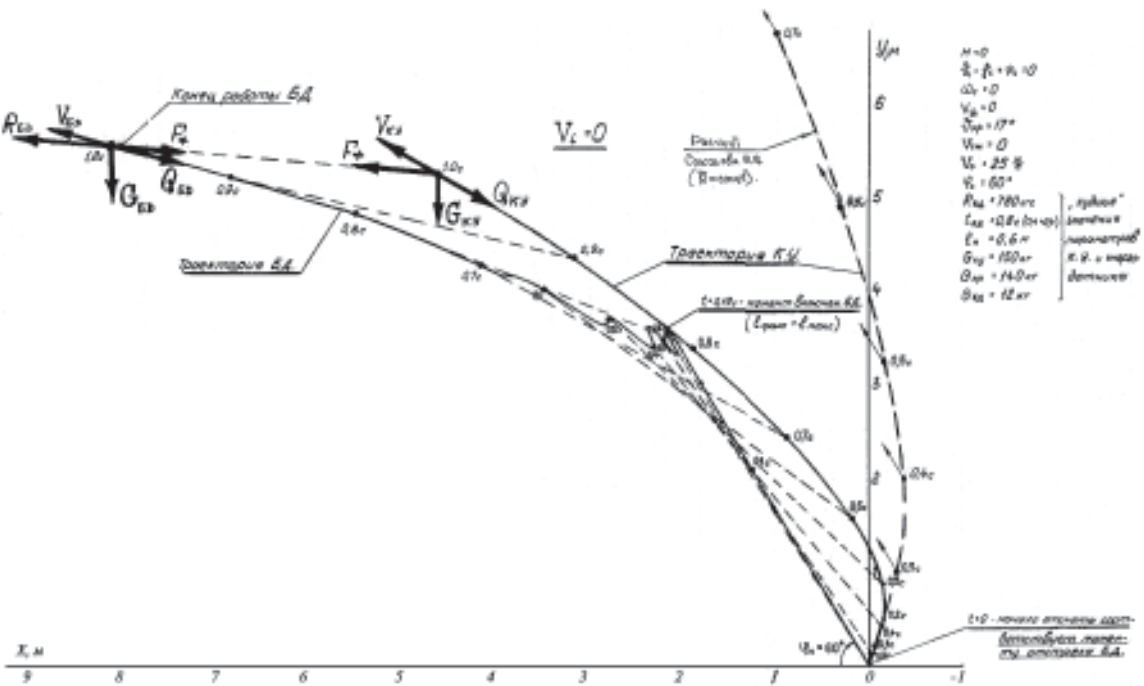


Рис. 63. Схема действующих сил при катапультировании с помощью ракетно-парашютной системы (РПС) с буксировочным двигателем (БД), связанным с летчиком упругим фалом

• для БА:

$$\begin{aligned} \ddot{X}_2 &= g \times \\ &\times \frac{(-C_x S)_2 q_2 \cos \varphi_2 \cos \psi_2 \operatorname{sign} X_2 + (R - F) \cos \varphi_i \cos \psi_i \operatorname{sign} \varphi_i K_x}{G_2}; \\ \ddot{Y}_2 &= g \frac{(-C_x S)_2 q_2 \sin \varphi_2 + (R - F) \sin \varphi_i \operatorname{sign} \varphi_i K_y - G_2}{G_2}; \\ \ddot{Z}_2 &= g \times \\ &\times \frac{(C_x S)_2 q_2 \cos \varphi_2 \sin \psi_2 \operatorname{sign} X_2 + (R - F) \cos \varphi_i \sin \psi_i \operatorname{sign} \psi_i K_z}{G_2}. \end{aligned} \quad (36)$$

В формулах (35) и (36)  $\dot{X}_1, \dot{Y}_1, \dot{Z}_1$  — составляющие вектора скорости КУ в земной системе координат;

$\dot{X}_2, \dot{Y}_2, \dot{Z}_2$  — составляющие вектора скорости БА в земной системе координат;

— вектор скорости КУ;

$V_2 = \sqrt{\dot{X}_2^2 + \dot{Y}_2^2 + \dot{Z}_2^2}$  — вектор скорости БА;

$X_1, Y_1, Z_1$  — координаты центра масс КУ в земной системе координат;

$X_2, Y_2, Z_2$  — координаты центра масс БА в земной системе координат;

$\varphi_1 = \arcsin(\dot{Y}_1 / V_1)$  и  $\psi_1 = \operatorname{arctg}(\dot{Z}_1 / V_1)$  — углы, определяющие направление действия аэродинамической силы сопротив-  
ления КУ;

$\varphi_2 = \arcsin(\dot{Y}_2 / V_2)$  и  $\psi_2 = \operatorname{arctg}(\dot{Z}_2 / V_2)$  — углы, определяющие направление действия аэродинамической силы сопротив-  
ления БА;

и

текущие значения углов, определяющих положение упругого фала;

$G$  — масса тела (с индексом 1 — человека, с индексом 2 — БА);

$R$  — тяга БА.

$L_i = \sqrt{(X_2 - X_1)^2 + (Y_2 - Y_1)^2 + (Z_2 - Z_1)^2}$  — текущая длина упругого фала (расстояние между КУ и БА);  
 $F = N(AE + BE_2)$  — усилие в упругом фале при растяже-  
нии — сжатии;  
 $E = (L_i - L_0) / L_0$  — относительное удлинение упругого фала;

$A, B$  — коэффициенты жесткости фала;  
 $N$  — количество фалов.

Для рассмотрения безопасного прохождения КУ РПС-37 около препятствия, каким является остаток комля после от-  
стреда доластей несущего винта вертолета, необходимо опре-  
делить параметры относительной траектории.

Координаты центра масс КУ в относительном движении определяются из следующих выражений:

$$X_{отн} = X_g l_{v11} + Y_g l_{v12} + Z_g l_{v13}, \quad (37)$$

$$M_{B3} = \begin{vmatrix} l_{B21} & l_{B22} & l_{B23} \\ l_{B31} & l_{B32} & l_{B33} \\ l_{B41} & l_{B42} & l_{B43} \end{vmatrix} \begin{pmatrix} X_1 \\ Y_1 \\ Z_1 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} X_2 \\ Y_2 \\ Z_2 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} l_{B21} \\ l_{B31} \\ l_{B41} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} X_3 \\ Y_3 \\ Z_3 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} l_{B22} \\ l_{B32} \\ l_{B42} \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} X_4 \\ Y_4 \\ Z_4 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} l_{B23} \\ l_{B33} \\ l_{B43} \end{pmatrix}$$

$X_1, Y_1, Z_1$  — координаты ц. м. КУ в абсолютном движении в земных осях координат;

$X_g, Y_g, Z_g$  — координаты ц. м. КУ в относительном движе-  
нии в земных осях координат;

$l_{v11}, l_{v12}, l_{v13}$  — составляющие вектора скорости движения вертолета в земных осях координат;

$T_i$  — текущее время;

$\dots$  — направляющие косинусы, определяющие по-  
ложение вертолета относительно земли.

Матрица направляющих косинусов

определяющих положение вертолета относительно земли, на-  
ходится как произведение двух матриц:

где — матрица направляющих косинусов

сов. определяющих положение КУ относительно земли;

$$M_{\text{КУ}} = \begin{vmatrix} l_{0,11} & l_{0,12} & l_{0,13} \\ l_{0,21} & l_{0,22} & l_{0,23} \\ l_{0,31} & l_{0,32} & l_{0,33} \end{vmatrix} \text{ — матрица направляющих косинусов}$$

сов. определяющих положение вертолета относительно КУ, откуда можно найти направляющие косинусы  $l_{v,1}, \dots$  как:

$$\begin{aligned} l_{v,2} &= l_{0,12} l_{3,11} + l_{0,22} l_{3,21} + l_{0,32} l_{3,31} \\ l_{v,3} &= l_{0,13} l_{3,11} + l_{0,23} l_{3,21} + l_{0,33} l_{3,31} \\ l_{v,21} &= l_{0,11} l_{3,12} + l_{0,21} l_{3,22} + l_{0,31} l_{3,32} \\ l_{v,22} &= l_{0,12} l_{3,12} + l_{0,22} l_{3,22} + l_{0,32} l_{3,32} \\ l_{v,23} &= l_{0,13} l_{3,12} + l_{0,23} l_{3,22} + l_{0,33} l_{3,32} \\ l_{v,31} &= l_{0,11} l_{3,13} + l_{0,21} l_{3,23} + l_{0,31} l_{3,33} \\ l_{v,32} &= l_{0,12} l_{3,13} + l_{0,22} l_{3,23} + l_{0,32} l_{3,33} \\ l_{v,33} &= l_{0,13} l_{3,13} + l_{0,23} l_{3,23} + l_{0,33} l_{3,33} \end{aligned}$$

определяющие положение КУ относительно вертолета и вертолета относительно земли.

*Матрица на фазовании Приказа Генерального Директора — Генерального Конструктора Северина Г.И. — № 267 от 19 февраля 1992 года была преобразован в Жуковский филиал НПП «Звезда»*

В начале 1990 года, когда резко сократился объем испытаний в ЛИО из-за сокращения плановых работ на заводе «Звезда» по линии МАП и ВВС, встал вопрос о существовании отдела летных испытаний: содержать его заводу было тяжело, необходимо было найти выход, что предпринять и как сохранить коллектив ЛИО и его высокий, уникальный испытательный потенциал. По инициативе начальника ЛИО Левченко Валерия Павловича руководством завода (после нерешительности и долгого раздумывания) было принято решение о преобразовании ЛИО в филиал с правом самостоятельной деятельности. В результате ЛИО на фазовании Приказа Генерального Директора — Генерального Конструктора Северина Г.И. — № 267 от 19 февраля 1992 года был преобразован в Жуковский филиал НПП «Звезда» (государственная регистрация была осуществлена 3 марта 1992 года).

Таким образом, филиал был создан в целях выполнения научно-производственной деятельности по тематике Научно-производственного предприятия «Звезда» (НПП «Звезда») как одно из его структурных (обособленных) подразделений.

Создание филиала совпало с зарождением и переходом экономики России на новый исторический вид общественно-производственных отношений — рыночную экономику. Директором филиала был назначен начальник ЛИО предприятия Левченко В.П., действующий по доверенности Генерального Директора — Генерального конструктора НПП «Звезда» (с 1996 года после акционирования ОАО «НПП Звезда»).

Перед руководством филиала встала задача не только организации текущих работ, но и поиска новых, договорных работ. В первые месяцы своей самостоятельной деятельности руководство филиала вынуждено было братья, казалося бы, за совер-



шенно несвойственную работу, даже занимаясь погрузочно-разгрузочными работами и перевозками грузов. Здесь нам помогла фирма «Микродин», которая заключила с нами договор на доставку из Подмосковья в Москву трехкилограммовых симуляторов чупшек массой свыше 500 г. Эта работа помогла нам «прожить» почти шесть месяцев. Затем с нами стали заключать договора наши смежники по нашей тематике — по проведению летных и трековых испытаний. Это в первую очередь ОКБ Сухого, а также наше головное предприятие — «Звезда». Так постепенно мы втянулись в общий ритм деятельности в новых условиях.

Однако эта нестабильность и неизвестность дальнейшего существования повлияли на наши кадры и главным образом на наших способных инженеров и специалистов, ибо через полгода да самостоятельной жизни мы недосчитались в своих рядах специалистов по испытаниям средств аварийного покидания. Ушли сразу один из наших лучших инженеров — Дубинед И.А. (в банковскую систему), Селиванов В.П., Башлакова В.Ф., Донцов О.Ю., Панов С.В., Канищев В.Н., Улин С.Н., наиболее опытный ведущий инженер Насонов В.М., техник-приборист Цымбаев В.М., слесари-испытатели Машин В.М. и Патрикеев В.Ф., водитель автотранспортных средств незаменимый Мурышкин П.В. и др. Практически сектор испытаний САПЛА совершенно оглодился. Теперь многие работы приходилось организовывать и проводить и директору Левченко В.П. и мне, как начальнику сектора САПЛА, возглавлять бригаду во время испытаний — летных и трековых. Например, в секторе испытаний САПЛА осталось только пять человек — один ведущий инженер, один слесарь-испытатель, один электрик, один электромонтажник-приборист, один инженер по ремонтно-строительным работам. Поэтому приходилось работать за нескольких человек и осваивать смежные специальности. Усилилась роль компьютерной и оргтехники, хотя еще не было достаточно заработанных денегных средств на их приобретение. Но обратного пути не было. Постепенно все налаживалось. Достаточно сказать, уже через полгода не было трудностей с регулярной выплатой зарплат, что осуществляется без срывов и задержек вот уже 13 лет нашего существования.

Из года в год обеспечивается постоянный рост зарплат и доходов сотрудников нашего филиала. Мы пережили и банкротство нашего банка ММКБ в 1996 году, и дефолт в августе 1998 года.

Наоборот, в последние годы наблюдается постоянный ежегодный рост наших доходов порядка 25 — 30 %. Только за последние 2004 года средний рост доходов в филиале составил 35 %. С 1992 года я будучи начальником сектора по испытаниям САПЛА, и при необходимости исполняя обязанности ведущего инженера, одновременно стал все больше и больше уделять внимание планово-экономической и финансовой деятельности. В своей экономической деятельности я придерживался правила оптимизации наших доходов и расходов, в отличие от метода минимизации, что присуще всякого рода крупным бизнесменам и олигархам, за что они и стали «страдать» и «распаиваться». Зарабатывая все честным путем и производя все отчисления в госбюджет в строгом соответствии с Законодательством РФ, мы в то же время способствуем улучшению жизни в своем регионе и государстве в целом.

Как известно, любое государство, чтобы существовать и выполнять свои функции, должно иметь средства, которые могут быть образованы только за счет налоговых сборов. Государства Древнего Рима или Греции собирали налоги главным образом на существование правителей и содержание армии, которая должна была и защищать свой народ, и завоевывать другие страны и народы. В современном мире большая часть средств в основном идет на личное обогащение. В более или менее цивилизованных странах государство должно заботиться о молодом поколении, инвалидах, больных, немощных, престарелых, содержать, как необходимо, армию, развивать науку, тратить средства на образование и дальнейший прогресс общества. И на все это нужны средства. К сожалению, российские олигархи (особо богатые люди) этого не понимают, поэтому минимизируют все отчисления в бюджет, присваивая себе то, что положено вкладывать в бюджет государства. В этих условиях пенсионеры будут получать пенсию ниже прожиточного минимума, армия будет разлагаться, вместо того, чтобы быть боевой и мобильной, медицина, образование и наука должны обеспечивать нормальную жизнь людям. Советское государство не позаботилось о накоплении средств для своих пенсионеров и будущих поколений, хотя верхушка власти коммунистической системы, в лице Политбюро, различных секретарей обкомов, горкомов, райкомов, инструкторов и их прихлебателей, пользовалась всякого рода льготами. Поэтому в момент перехода на новые общественно-производственные отношения

молодому Российскому государству пришлось все начинать заново. Однако в своей новой жизни законодатели в лице Госдумы приняли ряд экономических и других законов, не способствующих улучшению жизни людей, и предпринятой, и предпринимателей, а новое Правительство недостаточно продуманно исполняло и эти законы, и издавало новые, свои Постановления.

Расчет с государством должен быть простой: существует несколько налогов — НДС, единый налог, налог с прибыли. Так их и надо платить, но не так, как сейчас — в несметное количество адресов-кодов. Созданы две сложные отчетности — бухгалтерская и налоговая. Все настолько усложнено, что скоро никому будет заниматься балансом, хотя по большей части все компьютеризовано. Но программисты не успевают изменять и совершенствовать бухгалтерские программы, так как законы все время меняются, Дума их «плодит» и «плодит». Было бы правильно, если бы Государство подучало на единый счет все отчисления от предприятий и предпринимателей, само производило дежеж и распределение полученных средств, в то время как, в соответствии с принятыми законами, все это сваливают на предприятия и предпринимателей. Поэтому государство многих средств и недоиспользуется.

Кроме этого, многие пользуются льготами, совершенно необоснованно. Из-за различного рода льгот в России и развилась криминал. Все льготы, рассадником которых были коммунисты, надо отменить и начать жить с чистого листа.

В филиале (НПП «Звезда») созданы и действуют в настоящее время три сектора, две комплексные бригады и финансово-экономическая группа с бухгалтерией:

- Сектор летных и наземных трезковых и стеновых испытаний средств авирийного покидания летательных аппаратов (САПАА);

- Сектор летных испытаний систем заправки топливом в полете и продажи ресурсов и сроков службы унифицированным подвижным агрегатам заправки УПАЗ и УПАЗ-1;

- Сектор разработки и проектирования, изготовления и летных испытаний людских парашютных систем (ПС) широкого назначения;

- Комплексная бригада по изготовлению комплектов унифицированного подвижного агрегата заправки типа УПАЗ и УПАЗ-1 (заправочных шлангов, «юбок» конуса-дагчика и др.);

- Комплексная бригада по ремонту, восстановлению, продаже ресурсов и сроков службы серийным кашпультным креслам типа К-36;
- Финансово-экономическая группа с бухгалтерией.

Подготовка и проведение летных и наземных трезковых и стеновых испытаний требует от исполнителей строгого соблюдения технологической дисциплины и ответственности каждого с многократным контролем (не менее двух) каждой операции с росписью в технологической карте подготовки. Этим достигается высокая надежность и безопасность проведения работ, связанных с пиротехническими средствами.

При этом каждому работнику филиала создаются все условия и возможности для раскрытия своего таланта в его профессиональной деятельности.

В общей сложности численность филиала не превышает 35 человек постоянно работающих и 5 — 7 человек совместителей. Кроме этого, для выполнения срочных и объемных договорных работ филиал привлекает специалистов со стороны и организует временные трудовые коллективы (ВТК), с которыми заключает договоры подряда.

В финансово-экономической деятельности филиал придерживается определенных строгих правил: во-первых, все денежные средства, поступающие по той или иной договорной работе, расходуются только по данной теме; во-вторых, филиал заключил с коллективом трудовой договор о гарантированной оплате труда в размере месячного оклада с обязательными установленными различными доплатами у каждого работника филиала за выполнение работ по смежным специальностям, независимо от поступления денежных средств по договорным работам от Заказчиков; в-третьих, филиалом осуществляются дифференцированно выплаты премий — ежемесячных, разовых и по итогам года из фонда материального поощрения (ФМП) или из прибыли; в-четвертых, по результатам исполнения договорных работ и после получения денежных средств от Заказчика выплата вознаграждения в соответствии с договорами подается. Всем этим достигается высокая материальная заинтересованность и исполнительская дисциплина труда.

Так, например, если окладная часть составляет порядка 25 % от общего месячного дохода, то оплата труда по ВТК и премии составляют остальные 75 %.

Абсолютно среднемесячная зарплата по филиалу со всеми начислениями составила по итогам 2004 года порядка 16 000 руб.

Мы с оптимизмом смотрим в будущее, но главная задача — заключение новых договоров работ в деле создания новой и совершенствования авиакосмической техники, в том числе с целью обеспечения занятости и рабочими местами сотрудников филиала.

Улучшение жизненного уровня позволило многим разнообразить свою личную жизнь, приобрести разную недвижимость (дачи, квартиры и т. д.), лучше одеваться и питаться, проводить свой отпуск у моря или в различных пансионатах и домах отдыха, выезжать в зарубежные турпоездки.



2002 год. Состав ветеранов филиала «МИО Звезда» (фотография на доску Почта завода «Звезда»). Слева направо: нижний ряд — Николаева В. Г. (гл. бухгалтер), Бирюкова Г. Б. (инженер), Левченко В. П. (директор филиала), Трубина Т. П. (техник, секретарь, кассир); верхний ряд — Аруплянян А. Г. (зам. директора филиала), Иванушкин В. П. (электромонтажник, токарь-фрезеровщик), Пересавацев С. Б. (ведущий инженер, Герой России), Давыдов Р. Д. (ведущий инженер, освоивший профессии слесаря-столяра)



2002 год. Париж. Во время прохождения исторического для России турнира по теннису на Кубок Дэвиса между Францией и Россией





2002 год. Париж, спорткомплекс Берси. Безмерная радость супруги Арутюнян Ольги Васильевны от того, что закончилось финалом тенниса на Кубок Дэвиса исторической победой сборной России над сборной Франции. Сборная Россия выступала в составе — Тарпищев Шамиль (капитан команды), Кафельников Евгений (1-й номер команды), Сафин Марат (2-й номер команды), Южный Михаил (запасной)



2002 год. Париж, спорткомплекс Берси. Встреча на финале по теннису на кубок Дэвиса Франция — Россия грузей-комлет по работе и одновременно любителей-теннисистов Арутюняна А.Г. и Пруссакова Б.С. (ведущий конструктор «ОКБ им. А.С. Яковлева»)

188

Послесловие



Июнь 1998 года. На пляже с супругой на Канарских островах (о. Тенерифе, на заднем плане слева наш отель Гран-Тинерфе)



Май 1999 года. Мой сын Алексей и внук Олег с американским тренером Тимом Тейлором из академии Ника Боллетьери на теннисных кортах во время отдыха на Канарском курорте Лас-Америкас (о. Тенерифе)

Послесловие

189





*Июнь 2004 года. С американским тренером Тимом Тейлором, учеником Ника Болмелъери, после занятия теннисом с сыном Алексеем на теннисных кортах Канарского курорта Лас-Америкас (о. Тенерифе)*



*Июнь 2004 года. С американским тренером Тимом Тейлором, учеником Ника Болмелъери, после занятия теннисом сына Алексея и внука Олега на Канарском курорте Лас-Америкас (о. Тенерифе)*



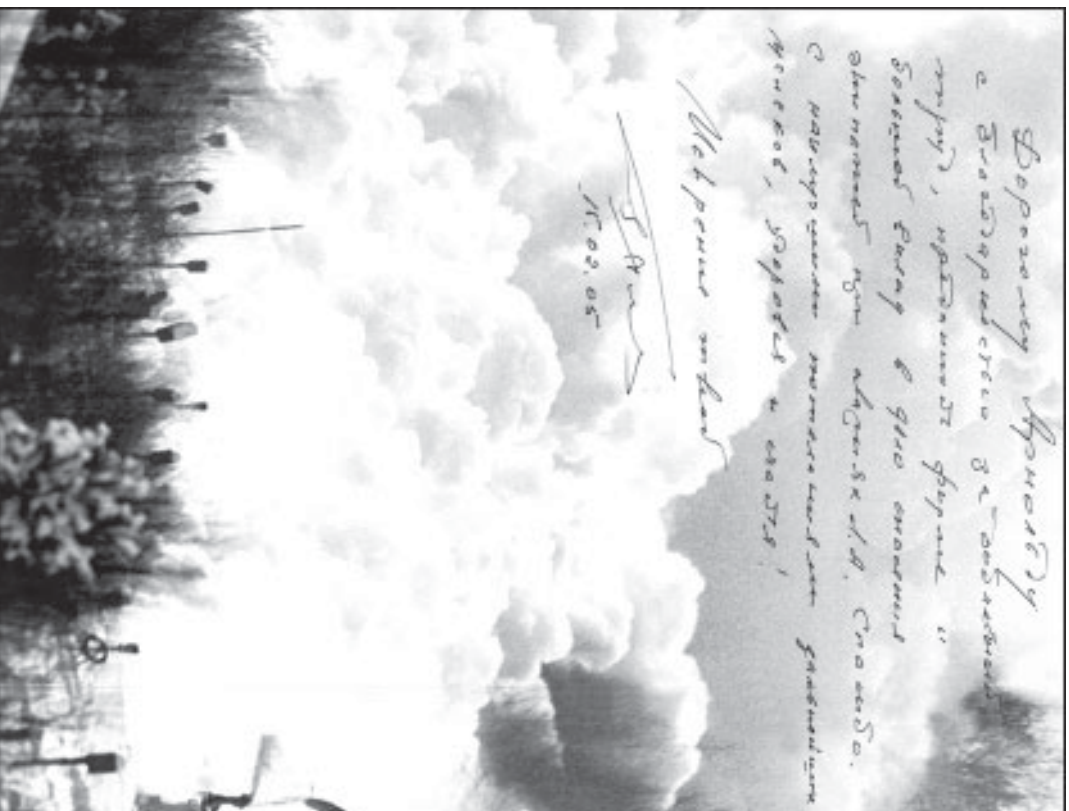
*2004 год. Арутюнян А.Г. в семейной обстановке в день своего рождения 15 февраля (на фото рядом слева — жена Ольга Васильевна)*



*1 января 2005 года. С супругой Ольгой Васильевной, дочерью Сузанной и зятем Георгием во время встречи Нового 2005 года*

### 70 лет — это много или мало?!

Конечно, много, ведь сражён цюлгуа «мотор», поузносился, и всё-таки — мало, так как «средства спасения» — сила духа, оптимизм, доброты и доброжелательность всех,



кто меня окружал и окружает, — они помогают мне держаться на плаву, и лучше всего сказало об этом Г. Северин, поздравляя меня с юбилеем от себя лично и всего коллектива.







Handwritten signatures and notes surrounding the photographs, including names like 'H. Bagan', 'H. Gagarin', and 'S. Korolev'.

### Уважаемый АРНОЛЬД ГРИГОРЬЕВИЧ!

Руководство ОАО НПП «Звезда» и его филиала, друзья и коллеги сердечно поздравляют Вас с 70-летним юбилеем!

Вы активно доводите до конца предельно сложную и ответственную задачу, проводя на завод с 50-х - 60-х годов прошлого столетия и осуществляя основной монтаж завода. Благодаря деятельности конструкторов были созданы уникальные образцы специальной автоматизированной линии, в ходе работ было освоено выделение металла в муфте.

Вы активно работаете по созданию высококачественного продукта на нашем заводе. 40 лет Вы посвящаете созданию уникальных изделий и развитию нашего завода.

Научно-исследовательские работы по созданию изделий для освоения системы, сборки и монтажа в процессе освоения по линии осуществляли группы специалистов по созданию и эксплуатации и, наконец, качественно оформили филиальную лабораторию - свои собственные дела. Ваши научно-исследовательские и организационные деятельности на нашем заводе.

В результате Ваших многолетних деятельности были освоены следующие виды изделий в создании новых станочных комплексов: станки для изготовления стержней К-36 в его модификации, разового-периодической системы стержней К-37-800, стержней системы изготовления стержней «Бульва» К-38РФ, универсальный станок для изготовления стержней в муфте УПДЗ и другие.

Особую работу выполняли Вы в создании станка К-36 для изготовления стержневого элемента «Металл» - проект К-36.04.01 в создании станка стержней для быстрого изготовления, для их изготовления на предприятии из разового-периодической высококачественной по металлу, автоматизированной системы станков, для и автоматизированно оборудованной системы станков РПЗ К-37-800, автоматизированной системы станков стержней 2-х стержневых и универсальной станки на стержнях К-38. За эти годы Вы сделали большой вклад в развитие нашего «Закрытого» завода-предприятия Российский Федерации.

Вы смогли удержать команду преданных специалистов и специалистов. Проведение мероприятий по развитию «Металл», а также «М-220» освоения Ваши, а вы, что является фактом гордости нашего завода и нашей страны.

Нельзя не отметить Вашу огромную организационную деятельность. Работы в Совете завода, специализации и, в течение 2-х лет - основной задачи стержневых комплексов организационной задачи, работы в комсомольской организации. Благодаря работе и организационной деятельности сотрудников и персонала - это и многое другое стало возможным достичь в освоении металлургической системы станков, автоматизированно и высококачественно-качественно при этом, что является примером для организации и организации для производства.

Если говорить о достижениях Вашей деятельности заслуживает внимания факт, что можно с уверенностью сказать, что факт уже 17 лет сотрудничает и лично выполняет свои обязанности, что является гордостью нашего завода и Вашей организации.

Вы человек: честный, добрый, умный и добрый. Вы - человек, но который работает высококачественно, добрым и умным. В доме Раисы обитает человек АРНОЛЬД ГРИГОРЬЕВИЧ, человек Вы человек добрый, добрый и умный в мировой деятельности.

13 февраля 2005 года

## Литература

1. Алексеев С.М., Балкин Я.В., Повицкий А.С. и др. Современные средства покидания самолетов. М.: Оборонгиз, 1961.
2. Алексеев С.М., Балкин Я.В., Повицкий А.С. и др. Средства спасения экипажа самолета. 2-е изд. М.: Машиностроение, 1975.
3. Бюшгенс Г.С., Стругнев Р.В. Динамика пространственного движения самолета. М.: Машиностроение, 1967.
4. Бюшгенс Г.С., Стругнев Р.В. О взаимодействии продольного и бокового движения самолета // Техника воздушного флота. 1958. № 3.
5. Стругнев Р.В., Мервегов М.М. Влияние условий полета на динамику самолета при пространственных маневрах, сопровождающихся энергичным креном. ЦАГИ, 1969.
6. *Остославский И.В.* Аэродинамика самолета. М.: Оборонгиз, 1957.
7. *Остославский И.В., Стражева И.В.* Динамика полета. Траектории летательных аппаратов. Ч. 1. М.: Оборонгиз, 1963.
8. *Остославский И.В., Стражева И.В.* Динамика полета. Устойчивость и управляемость летательных аппаратов. Ч. 2. М.: Оборонгиз, 1965.
9. *Остославский И.В., Стражева И.В.* Динамика полета. Траектории летательных аппаратов. Ч. 1. 2-е изд. М.: Машиностроение, 1969.
10. *Горбатенко С.А., Макашов Э.М.* Механика полета. М.: Машиностроение, 1969.
11. *Абгарян К.А., Рапопорт И.М.* Динамика ракет. М.: Машиностроение, 1969.
12. *Бюшгенс Г.С., Стругнев Р.В.* Аэродинамика самолета. Динамика продольного и бокового движения. М.: Машиностроение, 1979.
13. *Снешко Ю.И.* Исследования в полете устойчивости и управляемости самолета. М.: Машиностроение, 1971.
14. *Кузнецк Г.Е.* Динамика неуравновешенного движения летательных аппаратов при входе в атмосферу. М.: Наука, 1970.
15. *Захарин М.И., Захарин Ф.М.* Кинематика инерциальных систем навигации. М.: Машиностроение, 1968.
16. *Охочимский Д.Е., Голубев Ю.Ф., Сихаруцадзе Ю.Г.* Алгоритм управления космическим аппаратом при входе в атмосферу. М.: Наука, 1975.
17. *Краснов Н.Ф.* Аэродинамика. 1-е изд. М.: Оборонгиз, 1958.
18. *Карифолли Е.* Аэродинамика больших скоростей. Сжимаемая жидкость / Пер. с англ. под ред. А.П. Смирнова. М.: Академия наук, 1960.
19. Аэродинамика больших скоростей и реактивная техника. Аэродинамика частей самолета при больших скоростях / Пер. с англ. под ред. Г.Ф. Бураго. М.: ИЛ, 1959.
20. Сверхзвуковые самолеты: Сб. переводов и рефератов из иностранной литературы / Под ред. Н.И. Диствина. М.: ИЛ, 1958.
21. *Маршанов А.К.* Экспериментальная аэродинамика. М.: Оборонгиз, 1952.
22. Герашеволь З. Психология человека в самолете. М.: ИЛ, 1956.
23. *Арутюнян А.Г., Балкин Я.В.* Теоретические исследования аварийного покидания экипажа самолетов вертикального взлета и посадки (СВПТ) на режимах взлета и посадки типа Як-36. Завод «Звезда», 1969.
24. *Арутюнян А.Г., Балкин Я.В., Абрамов А.А.* Эскизный проект по спасению экипажа СВПТ при применении КУ типа К-36. Завод «Звезда», 1969.
25. *Арутюнян А.Г., Афанасенко Н.И., Гальперин В.Г., Северин Г.И., Соболев П.Л., Федоров В.И.* Система покидания летательного аппарата членом экипажа. АС № 653859 от 28.11.1978 (с приоритетом от 09.04.1970). Завод «Звезда».
26. *Арутюнян А.Г., Абрамов А.А., Киселев В.И., Семенов А.Н., Соболев П.Л.* Механизм поворота сопла двигателя катапультного кресла. АС № 1001621 от 02.11.1982. (с приоритетом от 31.12.1980). Завод «Звезда».
27. *Арутюнян А.Г., Давыдов Р.А.* (з-д «Звезда»), *Болганов Н.С.* (МИИ), *Павленко А.И.* (НИИ ВВС). Наземные стендовые испытания кресла К-36 на вращающемся стенде применительно к режимам аварийного покидания СВВП Як-36 Як-38. МИИ, 1970 — 1977.
28. *Меерович Г.Ш.* О средствах аварийного покидания вертолетов. МИИ, 1954.
29. *Брен С.Б.* и др. Опыт работы по созданию аварийного отделения лопастей несущего винта вертолета. МИИ, 1960.



30. *Артютюнян А.Г.* Современное состояние средств аварийного приудительного покидания самолетов. Завод «Звезда», 1975.
31. *Артютюнян А.Г.* Спасение экипажей вертолетов. Завод «Звезда», 1976.
32. *Пявлов Е.Н., Светлов В.П., Молчанов Б.М., Осмоловский И.В.* Результаты стендовых исследований САП с тянущим ПРА. МИИ, 1977.
33. *Буянов В.Ф., Леонов В.Г.* Методика математического моделирования динамики ракетно-парашютной системы спасения экипажа вертолета // Научно-техн. сб. «Применение методов математического моделирования при обосновании требований к ДА». 1974. Вып. 2(283).
34. *Балкин Я.В., Добрынин В.В., Соколов В.В.* Ракетно-парашютная система спасения РПС-37 для объекта М-17. Завод «Звезда», 1974.
35. *Богданов Н.С., Зверева А.А.* Теоретическая оценка схем аварийного покидания вертолета с применением тянущего ракетного двигателя. МИИ, 1977.
36. *Мухеев С.Н.* и др. Способ покидания летательного аппарата. АС. 1975.
37. *Артютюнян А.Г., Балкин Я.В.* Теоретические исследования возможных схем аварийного индивидуального принудительного покидания вертолета с помощью САП с буксировочным двигателем на упругом фале. Завод «Звезда», 1977.
38. Системы спасения экипажей вертолетов // Обзор № 26 по материалам зарубежной печати. Переводы Кеэзенко А.С. / Под ред. А.Г. Артютюняна. Р.С. Антоновой. Завод «Звезда», 1981.
39. *Колмаков Ю.А., Муравьева Л.В.* Экспериментальные исследования в трубе Т-1 МАИ модели автономно движущегося аэронавта. МАИ, 1974.
40. *Халепский Б.И.* Механика привязного воздухоплавания. М.: Воениздат. НКО, 1945.
41. *Девин С.И.* Аэродинамический расчет плохобтекаемых судовых конструкций. Л.: Судостроение, 1967.
42. *Кузнецов В.И., Спирекозов Н.П.* Динамика изделия К-37 с учетом деформационных характеристик фала и податливости направляющих рельс при работе буксировочного двигателя. Завод «Звезда», 1975.
43. *Артютюнян А.Г., Балкин Я.В.* Минимальная высота безопасного катапультирования при применении унифицированной катапультиной установки К-36 на различных режимах полета самолетов. Завод «Звезда», 1968.

198

Литература

44. *Артютюнян А.Г., Добрынин В.В.* Система спасения РПС-37 экипажа объекта «800». Ч. 1, 2. Завод «Звезда», 1980.
45. *Артютюнян А.Г., Бусев А.С., Головин В.В., Семин А.В.* Устройство для катапультирования. Авторское свидетельство № 1347339 от 22.06.1987 (с приоритетом от 24.03.1986).
46. *Артютюнян А.Г., Лебедев-Егоров В.И., Чижииков О.М., Якимова Г.С.* Отработка буксировочного двигателя и уточнение его основных параметров для применения в системе РПС-37. Заводы «Звезда» и «Искра», 1982.
47. *Артютюнян А.Г., Богданов Н.С.* Проведение лабораторных натурных бросковых испытаний на неподвижном наземном стенде СНК (при  $V = 0$ ) и на ракетном треке РД-2500 Белоозерского филиала «Трибор». МИИ, 1984.
48. *Артютюнян А.Г., Богданов Н.С.* Проведение этапа заводских испытаний системы спасения РПС-37 применительно к объекту «800» на ракетном треке РД-2500 с вытягиванием за спинку системы как без системы открытия, так и с системой открытия аварийного створки. МИИ и завод «Звезда», 1985.
49. *Артютюнян А.Г., Богданов Н.С., Федоров В.* и др. Проведение доп.поднительных испытаний на РД-2500 по отработке открытия аварийной створки (с демпфирующим фалом). МИИ, УВЗ им. Камова и завод «Звезда», 1988.
50. *Пашин А.Е.* Проведение заводских физиологических испытаний системы РПС-37-800. Завод «Звезда», 1989.
51. *Пашин А.Е., Рафеев В.М.* Проведение государственных функций национальных испытаний системы РПС-37-800. НИИ ВВС, 1989.
52. *Рафеев В.М., Бабинцев А.Ф., Мухин С.В.* Проведение государственных наземных (ГНИ) и контрольных наземных испытаний (КНИ) системы РПС-37-800 на ракетном треке РД-2500 применительно к спасению экипажа объекта «800». НИИ ВВС, 1990.
53. *Рафеев В.М., Бабинцев В.Ф., Мухин С.В., Артютюнян А.Г., Богданов Н.С.* Проведение летно-конструкторских (ЛКИ) и государственных летных (ГЛИ) испытаний. МИИ и НИИ ВВС, 1991.
54. *Гозулов С.А.* Влияние на организм ударных перегрузок, возникающих при катапультировании и аварийном приземлении (спасении) экипажей летательных аппаратов. Т. 1, 2. ГНИИК и КМ, 1967.
55. *Сергеев А.А.* Физиологические механизмы действия ускорений. Л.: Наука, 1967.
56. *Иванов Д.И., Хромюшкин А.И.* Системы жизнеобеспечения человека при высотных и космических полетах. М.: Машиностроение, 1968.

Литература

199

57. Таргов В.М. Переносимость человеком ударных угловых ускорений (Экспериментальные исследования применительно к некоторым задачам авиакосмической медицины). Завод «Звезда», 1969.
58. Артюнян А.Г., Балкин Я.В., Барер А.С., Делтярев Е.А., Северин Г.И. Тренажер для получения ускорений. Авторское свидетельство № 329833 от 23.11.1971. (с приоритетом от 17.02.1971).
59. Артюнян А.Г., Барер А.С., Таргов В.М. Переносимость человеком знакопеременных и отрицательных ускорений, возникающих в процессе катапультирования из самолета или на участке работы САС КК. Завод «Звезда», 1968.
60. Артюнян А.Г., Барер А.С., Таргов В.М. Переносимость отрицательных и знакопеременных ускорений, возникающих в процессе катапультирования из летательных аппаратов, на участке работы САС КК, а также при некоторых эволюциях самолетов. Завод «Звезда», 1972.
61. Артюнян А.Г., Барер А.С., Таргов В.М., Делтярев Е.А. Переносимость человеком кратковременных знакопеременных ускорений. Космическая биология и авиакосмическая медицина // Тез. Докл. IV Всесоюз. конф. Калуга, 1972. Т. 1.
62. Северин Г.И. Динамика отъемлемых кабин. МИИ, 1955.
63. Северин Г.И. Современное состояние и перспективы развития средств аварийного спасения экипажей летательных аппаратов. Завод «Звезда», 1965.
64. Балкин Я.В., Кагуцына Н.Е., Моисеев Г.М. и др. Средства спасения и жизнеобеспечения экипажа самолета Т-4. Т. 1, 2. Завод «Звезда», 1963.
65. Балкин Я.В., Кагуцына Н.Е., Моисеев Г.М. Эскизный проект унифицированной катапультирной установки. Завод «Звезда», 1966.
66. Балкин Я.В., Кагуцына Н.Е. По выбору наилучшей стабилизации кресла. Завод «Звезда», 1963.
67. Афанасенко Н.И., Гальперин В.Г. Обоснование выбора принципиальной схемы кресла К-36. Завод «Звезда», 1966.
68. Александров Ю.К., Непреха В.Г. Предварительные теоретические исследования по выбору параметров ракетного ускорителя КСМ и стабилизированных устройств катапультирного кресла (при больших скоростях и числах М). МИИ, 1965.
69. Африканов Е.А., Непреха В.Г. Предварительная оценка параметров катапультирного кресла К-36 конструкции завода № 918. МИИ, 1966.
70. Непреха В.Г., Зуйкова Н.С. Оценка влияния коэффициента продольной статической устойчивости катапультирного кресла К-36 на

200

Литература

- характеристики его движения при катапультировании на больших скоростях. МИИ, 1967.
71. Балкин Я.В., Порошин В.Д. Теоретические исследования стабилизации свободного движения катапультирной установки. Завод «Звезда», 1966.
72. Артюнян А.Г., Балкин Я.В. Перспективная съемка и методика расширения экспериментальных траекторий, полученных при испытаниях на наземном стенде (тренажере). Завод «Звезда», 1961.
73. Веселовский Н.Н. Фотограмметрия. М.: Геодезиздат, 1945.
74. Артюнян А.Г., Балкин Я.В., Симтиков Н.Д. Определение главных моментов и главных осей инерции катапультирной установки. Завод «Звезда», 1968.
75. Лойцянский Л.Г., Лурье А.И. Курс теоретической механики. Т. 2. М.: ГИИТД, 1955.
76. Ахлисс М.А., Гольдберг В.В. Тензорное исчисление. М.: Наука, 1969.
77. Гернет М.М., Рахмбыльский В.Ф. Определение моментов инерции. М.: Машиностроение, 1969.
78. Экспериментальное определение моментов инерции самолетов // Тр. ЦАГИ. 1935. Вып. 201.
79. Бронштейн Н.Н., Семендяев К.А. Справочник по математике. М.: ГИИТД, 1953.
80. Справочник машиностроителя / Под ред. Н.С. Аверкана. Т. 1. М.: ГИИТД, 1960.
81. Ефимов Н.В. Квадратичные формы и матрицы. М.: Наука, 1969.
82. Фаворин М.В. Моменты инерции тел. Справ. 2-е изд. / Под ред. А.Т. н. М.М. Гернета. М.: Машиностроение, 1977.
83. Артюнян А.Г., Гузенко В.П. Определение главных моментов и главных осей инерции изделия «Амтай» (без дефлектора) с испытателями. Завод «Звезда», 1969.
84. Артюнян А.Г., Гузенко В.П. По оценке влияния установки защитного дефлектора на положение главных осей инерции катапультирной установки изд. «Амтай». Завод «Звезда», 1969.
85. Артюнян А.Г., Гузенко В.П. По определению главных моментов и главных осей инерции изд. «Амтай». Завод «Звезда», 1967.
86. Артюнян А.Г. Динамика спуска катапультирных установок с больших высот и вопросы боковой устойчивости // Тез. Докл. 1-й научно-техн. конф. молодых специалистов завода «Звезда», 1968.

Литература

201

87. **Арутюнян А.Г., Балкинг Я.В.** Предварительные исследования динамики спуска унифицированной катапультной установки К-36 с легчиком при аварийном покидании самолетов с больших высот ( $H = 30 - 50$  км) на индикаторных скоростях до  $V_i = 1400$  км/ч и числах  $M < 4$ . Завод «Звезда», 1969.
88. **Арутюнян А.Г., Балкинг Я.В.** Исследование причин несинхронного ввода стабилизирующих вращающихся парашютов в летном эксперименте от 15.09.1969 с опытной унифицированной катапультной установкой К-36. Завод «Звезда», 1970.
89. **Арутюнян А.Г., Балкинг Я.В.** Теоретические и экспериментальные исследования по оценке влияния различных факторов на динамику пространныйственного движения опытной унифицированной катапультной установки К-36 при аварийном покидании летательных аппаратов на больших высотах (до 30 км), индикаторных скоростях до 1400 км/ч и числах  $M$  до 4. Завод «Звезда», 1970.
90. **Арутюнян А.Г., Балкинг Я.В.** Динамика пространныйственного движения унифицированной катапультной установки К-36 при аварийном покидании летательных аппаратов при больших скоростях и высотах полета // Тез. Докл. Юбилейной сессии НТС в связи с 20-летием завода «Звезда». 1972.
91. **Арутюнян А.Г., Балкинг Я.В., Гальперин В.Г., Северин Г.И., Носарев И.М., Ругаков Н.Д.** Вращающиеся стабилизирующие парашюты как средство стабилизации унифицированной катапультной установки К-36 на больших скоростях и высотах полета // Юбилейная научно-техн. конф. НИИАУ. 1971.
92. **Арутюнян А.Г., Афанасенко Н.И., Балкинг Я.В., Гальперин В.Г., Северин Г.И., Носарев И.М.** Применение двух вращающихся стабилизирующих парашютов в качестве средства стабилизации катапультной установки К-36 на больших скоростях и высотах полета // Тез. Докл. Юбилейной сессии НТС в связи с 20-летием завода «Звезда». 1972.
93. **Арутюнян А.Г.** Исследование влияния аэродинамической асимметрии катапультной системы на динамику пространныйственного движения // Заседание Научно-техн. семинара кафедры 103 МАИ. 1972.
94. **Арутюнян А.Г.** Исследование влияния аэродинамической асимметрии катапультной системы на динамику пространныйственного движения // Эффективность и надежность систем оборудования летательных аппаратов: Темат. сб. науч. тр. МАИ / Под ред. А. Г. И.И. Зверева, к. т. н. А.М. Матвеевко. 1975. Вып. 342.
95. **Кацицкиа Н.Е.** Экспериментальные и теоретические исследования нового вида стабилизации катапультных установок, предназначенных для спасения экипажа на больших скоростях полета самолета. Завод «Звезда», 1973.
96. **Кривичкий И.Г.** Динамика пространныйственного движения катапультных объектов систем спасения экипажей самолетов. ДИИ, 1975.
97. **Арутюнян А.Г., Волковичкий В.Р., Васильев В.С., Гасарьев К.К., Гипич А.Ф., Еручев А.В., Кочанов В.И.** Устройство для испытания парашюта в аэродинамической трубе. АС № 359205 от 28.08.1972 (с приоритетом от 17.02.1971). Опубл. ВИ, 1972. № 35.
98. **Арутюнян А.Г., Беловицнев В.С., Васильев В.С.** и др. Экспериментальные исследования на аэродинамическом стенде (АДС) работы вращающихся парашютов площадью 0,04 м<sup>2</sup>, применяемых на унифицированной катапультной установке К-36 в качестве средства стабилизации. Завод «Звезда», 1971.
99. **Арутюнян А.Г., Волковичкий В.Р., Еручев А.В.** и др. Испытания вращающихся парашютов на АДС при имитации выхода последнего звена стабилизирующих штанг изд. «Алтай». Завод «Звезда», 1971 – 1973.
100. **Еручев А.В., Кромова Г.П.** О результатах лабораторных испытаний стабилизирующих штанг изд. «Алтай». Завод «Звезда», 1968.
101. **Буряченко В.Н., Богданович К.К.** Результаты комплексных наземных испытаний унифицированной катапультной установки К-36, заводской шифр «Алтай» (этап А совместных испытаний). Завод «Звезда» и НИИ ВВС, 1968.
102. **Беляев Ю.Н., Еручев А.В.** Результаты дополнительных наземных испытаний стабилизирующих штанг изд. «Алтай» со стабилизирующими парашютами площадью 0,04 м<sup>2</sup>. Завод «Звезда», 1969.
103. **Беляев Ю.Н., Еручев А.В.** Результаты испытаний стабилизирующих штанг с парашютами площадью 0,04 м<sup>2</sup>, изготовленных из материала ВТ-9. Завод «Звезда», 1972.
104. **Кочанов В.И.** Результаты лабораторных испытаний пиротехнической системы ввода стабилизирующих штанг (применительно к К-36В). Завод «Звезда», 1972.
105. **Еручев А.В., Гипич А.Ф.** Результаты испытаний стабилизирующих штанг с укороченной запрессовкой. Завод «Звезда», 1973.
106. **Арутюнян А.Г., Балкинг Я.В.** Статистико-вероятностный анализ резонансности телескопических стабилизирующих штанг унифицированной катапультной установки К-36. Завод «Звезда», 1972.



107. **Арутюнян А.Г., Бакинц Я.В.** Статистико-вероятностный анализ стабилизирующих вращающихся парашютов площадью 0,04 м<sup>2</sup>, применяемых на КУ К-36 первых серий. Завод «Звезда», 1972.
108. **Арутюнян А.Г., Бакинц Я.В.** Статистико-вероятностный анализ стабилизирующих вращающихся парашютов площадью 0,06 м<sup>2</sup>, применяемых на КУ К-36ДМ сер. 2. Завод «Звезда», 1973.
109. **Венцель Е.С.** Теория вероятностей. М.: Физматгиз, 1962.
110. **Густыльщик Е.И.** Статистические методы анализа и обработки наблюдений. М.: Наука, 1968.
111. **Душин-Барковский И.В., Смирнов Н.В.** Теория вероятностей и математическая статистика в технике (общая часть). М.: ПИТТУД, 1955.
112. **Абегзгваз Г.Г.** Справочник по вероятностным расчетам. М.: Оборонгиз, 1966.
113. **Арутюнян А.Г.** Катапультиная установка с тироскопической системой стабилизации (с использованием вращающихся маховиков). Завод «Звезда», 1975.
114. **Арутюнян А.Г.** Катапультиная установка с системой струйной стабилизации (с использованием реактивных двигателей малой тяги). Завод «Звезда», 1975.
115. **Алексеев К.Б., Бебенци Г.Г.** Управление космическими детекельными аппаратами. М.: Машиностроение, 1974.
116. Управление космическими детекельными аппаратами (сокращ. перевод с англ.) / Под ред. Корнелиуса Т. Леондеса. М.: Машиностроение, 1974.
117. **Карлу Л.И.** Системы угловой стабилизации космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1973.
118. **Беляев Н.М., Уваров Е.И.** Расчет и проектирование реактивных систем управления космических детекельных аппаратов / Под ред. чл.-корр. АН УССР В.М. Ковтуненко. М.: Машиностроение, 1974.
119. **Федосьев В.И., Синярев Г.Б.** Введение в ракетную технику. М.: Оборонгиз, 1960.
120. **Салтон Д.** Ракетные двигатели. Основы теории и конструкции ЖРД. М.: ИД, 1952.
121. **Баррер М., Жомонт А.** и др. Движение ракет / Пер. с франц. под ред. проф. Н.Д. Соловьева. М.: ИД, 1959.
122. **Белдерский В.Я., Григорьев Т.Т.** Математическое моделирование и расчет системы угловой стабилизации космонавта. ОКБ-3, 1965.

204

Литература

123. **Заманзон Л.А.** Теория элементов пневмоники. М.: Наука, 1968.
124. **Анферов В.В., Вагумицров В.С., Новиков Б.К.** и др. Струйная автوماتика в системах управления. М.: Машиностроение, 1975.
125. **Чугаков А.Д.** Цифровые устройства пневмоники. М.: Энергия, 1971.
126. **Левченко В.П., Насонов В.М., Ремизов Ю.А., Дубинев И.А., Андреев Ю.И., Виноградов Н.И., Гунин Ю.Н., Деев К.В., Рафеевков В.М.** Летные и наземные стендовые испытания катапультиного кресла К-36РБ для спасения экипажа экспериментального МКК «Буран». Завод «Звезда», МИИ и НИИ ВВС, 1984 – 1991.
127. **Арутюнян А.Г., Мирный Р.Н.** Аэродинамические испытания конуса-датчика с различными схемами и положениями «юбки» в трубе Т-104 ЦАГИ. Завод «Звезда» и ЦАГИ, 1971.
128. **Арутюнян А.Г.** Предварительные испытания конуса-датчика с выбранной схемой и конструкцией «юбки» на противоложарном аэродинамическом стенде по оценке аэродинамической устойчивости и его поведения в воздушном потоке. Завод «Звезда», 1971.
129. **Арутюнян А.Г., Курбесов В.Д., Рагин Р.Н.** Летные испытания тросового ПАЗа с конусом-датчиком и с выбранной схемой и креплением «юбки» на самолете Су-7У в режимах V = 400 – 500 км/ч. МИИ, 1972.
130. **Арутюнян А.Г., Беленький М.Д., Гунин Ю.Н.** Летные испытания аренированного макета агрегата заправки (изд. «Сахалин-2») по снятию полей давления на самолете Су-15 в диапазоне скоростей полета V = 450 – 550 км/ч. МИИ и завода «Звезда», 1972.
131. **Арутюнян А.Г., Гольбман Ю.А., Гунин Ю.Н.** Летные испытания аренированного макета агрегата заправки (изд. «Сахалин-2») по снятию полей давления на самолете Ил-38 в диапазоне скоростей полета V = 350 – 450 км/ч. МИИ и завода «Звезда», 1972.
132. **Арутюнян А.Г., Беленький М.Д., Курбесов В.Д., Рагин Р.Н.** Летные испытания по сухому контактированию одноименных самолетов (типа Су-15) с помощью подвесного агрегата заправки (изд. «Сахалин-3»). МИИ, ОКБ Ильюшина и завода «Звезда», 1972.
133. **Арутюнян А.Г., Гольбман Ю.А., Курбесов В.Д., Рагин Р.Н.** Летные испытания по сухому контактированию одноименных самолетов (типа Ил-38) с помощью подвесного агрегата заправки (изд. «Сахалин-3»). МИИ, ОКБ Ильюшина и завода «Звезда», 1972.
134. **Граммель Р.** Гироскоп, его теория и применение. Т. 1. Теория гироскопа. М.: ИД, 1952.
135. **Граммель Р.** Гироскоп, его теория и применение. Т. 2. Применение гироскопа. М.: ИД, 1952.

Литература

205



136. Christian G.L. Supersonic escape capsule completed (Stanly Av. Corp.) // Aviation week and Space Technology. 1957. 27/У. V. 66. N 121. P. 77–82.

137. Лешов А.М. Динамика полета и управление. М.: Наука, 1969.

## Содержание

Предисловие (от автора) .....	3
<b>1. ДЕТСТВО И ЮНОСТЬ .....</b>	<b>9</b>
<b>2. СТУДЕНЧЕСКИЕ ГОДЫ .....</b>	<b>25</b>
<b>3. ТВОРЧЕСКАЯ НАУЧНАЯ И ДЕТНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКАЯ ДЕЯТЕЛЬНОСТЬ .....</b>	<b>38</b>
3.1. Как это началось .....	38
3.2. Участие в создании катапультируемых систем и систем заправки в воздухе .....	54
3.2.1. Унифицированное катапультиное кресло К-36 и его модификации. Катапультиные кресла нового поколения .....	54
3.2.2. Катапультиное кресло К-36В (ВМ, ВМУ) для спасения экипажа самолетов СВВП .....	67
3.2.3. Методы теоретической оценки динамики пространныйного движения катапультиного кресла с вертикальной стабилизацией (типа К-36) .....	68
3.2.4. Ракетно-парашютная катапультируемая система РПС-37 для спасения экипажа боевых вертолетов ОАО «Камов» .....	73
3.2.5. Катапультиное кресло К-36РБ для спасения экипажа экспериментального многоуровневого космического корабля «Буран» .....	83
3.2.6. Унифицированные агрегаты УПАЗ и УПАЗ-1 заправки самолетов топливом в полете .....	89
3.3. Отдельные вопросы научно-теоретических исследований ..	94
3.3.1. Перспективная съемка и методика расщипровки экспериментальных траекторий .....	94
3.3.2. Динамика пространныйного движения катапультируемой системы с вертикальной стабилизацией .....	96
3.3.2.1. Влияние аэродинамической асимметрии .....	96

3.3.2.2. Влияние инерционных характеристик .....	126
3.3.2.3. Выбор необходимых характеристик аэродинамической пулевой и продольной устойчивости катапультируемой системы .....	135
3.3.2.4. Параметрическое исследование влияния различных факторов на Динамику пространственного (бокового) движения катапультируемой системы .....	141
3.3.2.5. Возможные пути повышения эффективности средств стабилизации катапультируемой системы .....	142
3.3.3. Теоретическое определение главных центральных и центробежных моментов инерции катапультируемой системы .....	160
3.3.4. Статистико-вероятностный анализ элементов вертикальной стабилизации катапультируемого кресла типа К-36 .....	169
3.3.5. Динамика пространственного движения ракетно- парашютной катапультируемой системы К-37 .....	174
Послеловие .....	181
Литература .....	196