



Глава 7

Новая ступень в развитии авиации. Переход на реактивную технику. 1945–1950 гг.

После победоносного завершения Великой Отечественной войны Советский Союз приступил к восстановлению разрушенного агрессорами народного хозяйства и к его дальнейшему развитию во всех областях, в том числе и в авиации. Для авиации того времени было характерно стремление к максимальному увеличению скорости полетов и усилению энерговооруженности самолетов. Уместно вспомнить, что к концу войны скорость истребителей приблизилась к 700 км/час. Генеральный конструктор С.А. Лавочкин, например, создал четырехпушечный истребитель Ла-9, способный развивать скорость до 690 км/час, а А.С. Яковлев на усовершенствованном Як-3 с двигателем ВК-107ПФ и карбюратором К-107БП добился на государственных испытаниях скорости 720 км/час.

При таких скоростях резко возрастало сопротивление самолета, так как начинало сказываться явление сжимаемости воздуха. Коэффициент полезного действия винта падал, и увеличение скорости за счет улучшения аэродинамики практически не было возможным. Дальнейший рост мощности поршневого мотора приводил к резкому увеличению его веса и габаритов, что повышало сопротивление самолета и явилось основным препятствием на пути увеличения скорости. Самолет с поршневым двигателем

и воздушным винтом не имел будущего, его возможности были исчерпаны. Решение могло быть только в новом типе мотора, который может развивать огромную тягу при небольшом весе, малых габаритах и не нуждается в громоздком и тяжелом винте. Таким мотором стал турбореактивный двигатель (ТРД).

В предвоенные годы в развитых промышленных странах велись поисковые работы по созданию такого типа двигателей. Итальянские конструкторы Капрони и Кампини создали в 1940–1941 гг. образцы реактивных самолетов КК-1 и КК-2, на которых было совершено несколько полетов, был даже осуществлен перелет из Милана в Рим, но из-за несовершенства конструкции работы были прекращены. В Англии с 1937 г. велись длительные секретные работы по созданию и испытанию реактивного двигателя Френка Уиттла. Такой двигатель установили на самолет фирмы «Глостер», и в мае 1941 г. был произведен первый полет. Ввиду тяжелого военного положения Англии двигатель Уиттла и его чертежи с группой инженеров были направлены в США на фирму «Дженерал Электрик» – там и был построен первый американский реактивный самолет «Бэлл Эркомет» с двумя двигателями типа «Уиттл». Через некоторое время английская фирма

«Глостер» создала реактивный истребитель «Метеор», а его специальный прототип «Глостер Метеор-4» установил 7 ноября 1945 г. мировой рекорд скорости – 969,6 км/час. В Германии в 1939 г. появились реактивные двигатели BMW и «Юнкерс». Авиаконструктор Мессершмитт перед началом войны стал проектировать свой реактивный истреби-

рукторском бюро в Ленинграде. Работа по двигателю РД-1 продвигалась успешно, и уже к маю 1941 г. двигатель был на 70% готов в металле.

На испытательных стендах проводились испытания камеры сгорания, был собран компрессор. Однако началась Великая Отечественная война. В тяжелых условиях нача-



Генеральные конструкторы А.Н. Туполев и А.М. Люлька

тель Me-262 и бесхвостый истребитель Me-163 с жидкостно-реактивным двигателем. После длительных доводочных испытаний эти самолеты в небольшом количестве в самом конце войны поступили на фронт. Это «новое оружие» гитлеровцев, как и их последний реактивный самолет Хейнкель He-162, не могло оказать никакого влияния на ход воздушной войны.

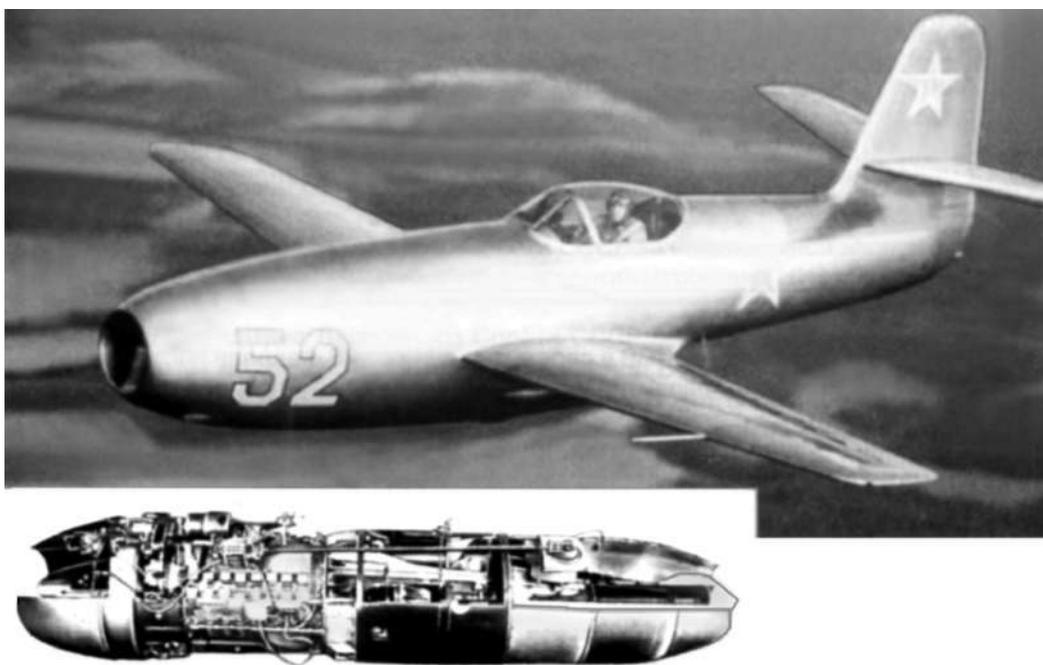
В Советском Союзе пионером в создании турбореактивных двигателей являлся Архип Михайлович Люлька, позже прославленный Генеральный конструктор, который еще в 1937 г. начал работать над созданием отечественного турбореактивного двигателя (ТРД). Свои работы по ТРД А.М. Люлька проводил сначала в Харьковском авиационном институте, а затем в специальном конст-

ла войны и осажденного фашистами Ленинграда работы пришлось временно остановить. В 1944 г. решением Государственного комитета обороны был создан НИИ по разработке и конструированию реактивных двигателей всех видов, в том числе и турбореактивных. А.М. Люлька со своим коллективом продолжил работу над ТРД.

В 1945 г. при переходе на новую реактивную технику необходимо было решить основной принципиальный вопрос: идти путем копирования трофейного немецкого Me-262 или радикальным путем создания собственной реактивной авиации на базе отечественных разработок ТРД. Путь простого копирования трофейного Me-262 и быстрого серийного выпуска готового истребителя на первый взгляд казался более привлекатель-

ным и эффективным, так как предлагалось идти по якобы проторенной немцами дорожке. Этот путь был отклонен советским правительством, так как его реализация тормозила бы развитие самостоятельного отечественного реактивного самолетостроения. Учитывалось и то обстоятельство, что сам Ме-262 имел ряд существенных недостатков, среди

направления – создания отечественных систем топливопитания, систем регулирования и управления турбореактивным двигателем – были намечены три этапа работы, которые непосредственно касались нашего предприятия. На коллектив ОКБ Ф.А. Короткова были возложены совершенно новые задачи создания систем автоматического регулирования



Истребитель Як-15 с двигателем РД-10 и агрегатом АДТ-10

которых определяющими были неустойчивость в полете и сложность в управлении. В этот период уже успешно шла работа Генеральных конструкторов А.И. Микояна и А.С. Яковлева по созданию реактивных истребителей. Как показали исследования, МиГ-15 и Як-15 были легче, проще в управлении, лучше по летным качествам, технологичнее и освоить их в серийном производстве можно было гораздо быстрее.

Для развития реактивного двигателестроения и неразрывно связанного с ним нового

этих (САР) двигателей и разработки для них конструктивных решений систем топливопитания. Работа предстояла еще более сложная и напряженная, чем при создании первых карбюраторов. В 1946 г. всему коллективу конструкторов и производственников пришлось переучиваться. Для реактивных двигателей требовались не отдельные агрегаты типа карбюратора, с ограниченным количеством выполняемых функций, а нужны были системы регулирования, состоящие из агрегатов и устройств различного назначения, ра-

ботающих при высоких давлениях и повышенных температурах рабочего тела и окружающей среды. Резко повысилась мощность, потребляемая агрегатами. В процессе своего развития эти первоначальные системы топливопитания за два десятка лет превратились в сложнейшие гидромеханические автоматические системы управления

газотурбинными двигателями (САУ ГТД). Они не уступали и не уступают по сложности, многообразию, трудоемкости и количеству узлов и деталей своим объектам регулирования.

На первом, переходном этапе работ по развитию ТРД для накопления опыта при использовании трофейных двигателей Jumo-004 и BMW-003 с осевыми компрессорами



1



2



3



4



а)



б)

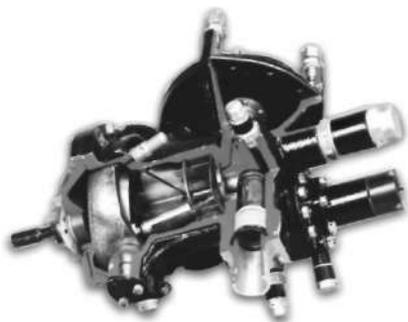


в)

5

1. Истребитель МиГ-9
2. Истребитель Су-9
3. Фронтальной бомбардировщик Ил-28 с двигателями ВК-1 и агрегатами ПН-2ТК (с двигателями ВК-1), АДТ-10, АС-1, КП-1
4. Двигатель ВК-1
5. Истребители:
 - а) ЛаГГ-3;
 - б) Ла-7;
 - в) Ла-150

(у нас обозначаемые как РД-10 и РД-20) коллективом ОКБ была разработана конструкторская документация на агрегаты дозировки топлива АДТ-10 и АДТ-20 с шестеренными качающимися узлами, регулятор сопла двигателя АС-1 и клапан приемистости КП-1. АДТ-10 и АДТ-20 представляли собой изодромный регулятор оборотов, работавший на масле.



1. Агрегат ПН-3К

2. Истребитель МиГ-15 с двигателем ВК-1 и агрегатами ПН-2ТК, АДТ-20, АС-1, КП-1

Именно эта особенность работы на масле усложняла эксплуатацию агрегатов, особенно при низких температурах окружающей среды. Агрегаты после проведенных испытаний были переданы на серийный завод. Это были первые изделия нового типа, которые должен был освоить серийный завод. Они шли на турбореактивные двигатели РД-10 и РД-20 самолетов МиГ-9 и Як-15 и отличались от привычных для серийного производства карбюраторов сложностью конструкции, высокими технологическими требованиями, большой трудоемкостью в изготовлении. Наше ОКБ оказало действенную помощь серийному заводу в изготовлении этих агрегатов. Высокая квалификация ведущих конструкторов А.Б. Дзарданова, Б.А. Процорова, А.Ф. Трофименко способствовали быстрому решению задачи.

Уже весной 1947 г. летчик-испытатель П.М. Стефановский на реактивном самолете

Як-15 впервые проделал фигуры высшего пилотажа. А в День авиации летом того же года автор этих строк, будучи еще студентом факультета авиационных двигателей МАИ, вместе с сотнями тысяч москвичей на Тушинском аэродроме с замиранием сердца смотрел на групповой пилотаж пятерки реактивных истребителей Як-15 под командо-



ванием дважды Героя Советского Союза Е.Я. Савицкого и на фигуры высшего пилотажа, выполняемые И. Полуниным на таком же истребителе.

В конце сороковых годов XX века наступил второй этап работы по развитию реактивного двигателестроения – освоение лицензионных английских двигателей «Дервент» и «Нин» (у нас обозначаемые как РД-500 и РД-45). Двигатели РД-500 устанавливались на истребитель Ла-15 и Як-23, а двигатели РД-45 – на истребитель МиГ-15 и фронтовой бомбардировщик Ил-28. Двигатели РД-45 разрабатывались в ОКБ В.Я. Климова, и в результате удачной модернизации и усовершенствования конструкции была увеличена их тяга. Они получили обозначение ВК-1.

В 1948 г. наше предприятие получило госзаказы по созданию систем топливопитания и регулирования для этих двигателей. Коллектив с энтузиазмом приступил к работе по

их созданию. Новые системы коренным образом отличались от систем, примененных для двигателей РД-10 и РД-20.

Для двигателя РД-500 потребовался комплекс агрегатов, состоящих из подкачивающего насоса, создающего подпор на входе в плунжерный насос ПН высокого давления и переменной производительности с регулятором максимальных оборотов, дроссельного крана ДК, баростатического регулятора БР, аккумулятора топлива АТ и распределителя топлива РТ. Одной из отличительных особенностей новой системы было то, что все исполняющие и управляющие органы работали теперь на топливе и не зависели от минусовых температур. Как выше упоминалось, разработка этого комплекса агрегатов была поручена нашему ОКБ. Ведущий конструктор Б.А. Процеров со своей группой разрабатывал агрегаты ПН, ДК и АТ, ведущие конструкторы Г.И. Мушенко и А.Б. Дзарданов отвечали за БР и РТ соответственно. Разработка подкачивающего насоса была поручена ОКБ Главного конструктора П.Н. Тарасова, который и раньше занимался шестеренными и центробежными насосами.

Для двигателей РД-45 и ВК-1 разрабатывалась аналогичная система регулирования и топливопитания, но уже с двумя плунжерными насосами и без аккумулятора топлива. Ее разработка сначала была поручена ОКБ П.Н. Тарасова, но затем была передана в ОКБ Ф.А. Короткова.

Новый госзаказ не мог быть выполнен на предприятии без специальных испытательных лабораторных и натурных стендов. Поэтому наша испытательная станция была полностью переоборудована. Натурные испытания проводились на двигателях РД-45, ВК-1 и РД-500 на перестроенной моторной станции. Конструкция агрегатов была очень сложная, и ОКБ встретилось с рядом трудностей. Необходимо было обеспечить изготовление деталей и узлов с повышенными требованиями к их точности, к спаровке золотниковых пар, к качест-

ву и надежности агрегатов. При изготовлении плунжерных насосов конструкторы ставили перед производственниками задачу обеспечения точности отверстий под плунжеры с разностью по диаметрам в пределах 5 [мкм] и перекосом торца относительно подшипников на ту же величину. Таких точностей до того времени производство не знало. В свою очередь, конструкторы столкнулись с отсутствием специальных подшипников качения для наклонных шайб, регулирующих ход плунжеров и соответственно расход топлива. Не было и специальных медно-графитовых подшипников скольжения. Промышленность не выпускала ни тех, ни других, не выпускала она также ни анероиды, ни мембраны, необходимые для баростата и ограничителя оборотов. Поэтому даже чертежи для них необходимо было разрабатывать конструкторам. Впервые им пришлось решать проблемы создания таких устройств, как торцевые уплотнения, плоские клапаны и золотники, работающие на керосине. Эпопею борьбы с заеданием золотников только предстояло пережить, ведь имеющегося опыта по спаровке и заеданию золотниковых пар, приобретенного при изготовлении бензиновых насосов непосредственного впрыска, было совершенно недостаточно. Наряду с перечисленными очень сложными оказались также проблемы подбора покрытия торца ротора и сама технология нанесения покрытия трущихся поверхностей.

Тем не менее коллектив ОКБ справился с поставленной задачей, и в конце 1948 г. агрегаты регулирования и топливопитания для двигателей РД-45, ВК-1 и РД-500 были переданы серийному заводу для их серийного изготовления. Самолеты МиГ-15бис, МиГ-15, МиГ-17, Ту-12, Ла-150, Ла-200, Як-25, Як-50, Ла-15, Ил-28 и Як 23, с этими двигателями и системами регулирования и топливопитания, нашего ОКБ, также поступили в серийное производство в 1949 г. Из реактивных истребителей в массовой серии выпускался МиГ-15бис, получивший боевое

крещение в войне корейского народа против американских агрессоров, в которой МиГ показал свое превосходство над американским самолетом Ф-86 «Сейбр».

Ил-28 с двумя двигателями ВК-1, также с нашей системой регулирования и топливопитания, достигнув скорости 900 км/час и дальности 2400 км, явился достойным пре-

группу ведущего конструктора Г.И. Мушненко. Вскоре Г.И. Мушненко был назначен заместителем Главного конструктора, и он все работы по агрегату КТА передал ведущему конструктору И.С. Иванову, который, успешно закончив конструкторские и доводочные работы, в немалой степени способствовал освоению сложного агрегата в

Таблица 3

Агрегат	Двигатель	Самолет
ПН-1, БР-1, ДК-1	РД-500	МиГ-9
ПН-2, ПН-3 БР-2, АРТ-2	РД-45	МиГ-15
ПН-2 ПН-ЗТК	ВК-1	МиГ-17 Ил-28

емником бомбардировщиков Пе-2 и Ту-2 и стал основным фронтовым бомбардировщиком ВВС Советского Союза. В приведенной ниже таблице показаны разработанные нашим предприятием агрегаты, предназначенные для первого поколения отечественных реактивных двигателей и самолетов, серийный выпуск которых начался в 1948 г. (табл. 3).

Наряду с перечисленными в табл. 3 агрегатами в ОКБ Ф.А. Короткова были разработаны агрегаты АДТ-16, а затем АДТ-21 и АДТ-26. АДТ-16 был использован при доводке трофейного турбовинтового двигателя, который применения не получил. Генеральный конструктор Куйбышевского ОКБ Н.Д. Кузнецов начал разработку отечественного ТВД, и для обеспечения его работы потребовался новый агрегат регулирования и топливопитания. Его начали разрабатывать немецкие специалисты, работавшие у Н.Д. Кузнецова, но они в 1948 г. вернулись в Германию. Задание разработать этот агрегат, получивший наименование КТА (командно-топливный агрегат), было передано нашему ОКБ. Этой темой стала заниматься группа ведущего конструктора Н.А. Введенского. Затем КТА был передан в

серийном производстве. В бригаде работали Б.А. Шевченко, С.Н. Доронин, В.Г. Федотова, Ю.А. Пихачев, А.П. Калмыков.

В агрегатах КТА регулирование расхода топлива осуществляется по величине расхода воздуха на входе в двигатель, а регулирующие устройства, обеспечивающие ряд функций, работают на масле, подаваемом встроенным шестеренным насосом. Сам агрегат представляет собой сложный автоматический дозатор топлива, оснащенный кинематическим устройством со счетно-решающим механизмом преобразования многочисленных команд от чувствительных элементов, измеряющих как параметры двигателя, так и внешние атмосферные условия полета, для обеспечения точно дозированной подачи топлива в форсунки.

Первый отечественный ТВД, разработанный и доведенный Куйбышевским ОКБ, получил наименование ТВ-2Ф (затем НК), а агрегат соответственно получил наименование КТА-2Ф. Наш коллектив, справившись с трудностями изготовления и доводки агрегата КТА, передал его в 1950 г. для подготовки и внедрения в серийное производство. Как говорят ветераны серии, освоение КТА

серийным производством стало этапным событием в истории завода.

КТА в различных модификациях широко использовался многие годы вплоть до наших дней на двигателях НК и АИ для огромного количества самолетов военной и гражданской авиации, таких как Ту-95, Ту-114, Ан-10, Ан-12, Ил-18, Ан-8, Ан-32, Бе-12 и др. Практи-

ка показала, что КТА является примером долгожительства и исключительной надежности. Ведущими конструкторами И.Д. Павловым и Ю.С. Агронским разработана САУ-24 для двигателя АИ-24 семейства самолетов ОКБ Генерального конструктора Антонова О.К.

Заканчивался этап перехода советской авиации на отечественную реактивную технику.



1



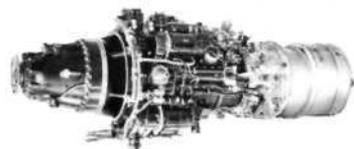
2



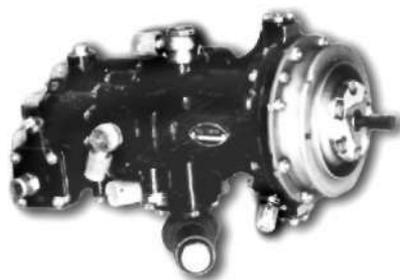
3



4



5



6



7

1. Истребитель Як-25 с двигателями АМ-5 и агрегатами НР-10 и НР-11
2. Стратегический бомбардировщик Ту-95 с двигателями НК-12 и агрегатами КТА-12
3. Лайнер Ту-114 с двигателями НК-12 и агрегатами КТА-14
4. Лайнер Ан-10 с двигателями АИ-20 и агрегатами КТА-5
5. Лайнер Ил-18 с двигателями АИ-20 и агрегатами КТА-5
6. Агрегат НД-24 для двигателя АИ-24
7. Агрегат АДТ-24 для двигателя АИ-24



Глава 8

Создание отечественных систем топливопитания и регулирования реактивных двигателей. 1950–1960 гг.

В пятидесятые годы XX столетия авиационная промышленность Советского Союза активно вступила в третий этап своего развития, началось всемерное форсирование работ по созданию отечественных реактивных двигателей и систем автоматического регулирования и управления (САР и САУ) всех вариантов реактивных двигателей – ТРД, ТВД, ПВРД. Эти задачи были поставлены перед конструкторскими бюро А.М. Люльки, А.А. Микулина, В.Я. Климова, Н.Д. Кузнецова, В.А. Добрынина, А.Г. Ивченко, Ф.А. Короткова и П.Н. Тарасова. Коллективы конструкторских бюро активно взялись за решение поставленных задач. Существующие конструкции двигателей и их системы управления совершенствовались, модифицировались и наряду с ними рождались новые, более совершенные ТРД и САР. Говоря об огромном количестве модификаций и новых разработок систем автоматического регулирования и топливопитания и несколько забегая вперед, хочется отметить, что в период с 1951 по 1959 г. только в ОКБ Ф.А. Короткова было выполнено более 260 разработок регуляторов и качающих узлов различной сложности.

В самом начале пятидесятых годов XX века в ОКБ В.Я. Климова на базе двигателя ВК-1 был создан более мощный форсированный

двигатель ВК-1Ф. ОКБ Ф.А. Короткова разработало для него новую аппаратуру, состоящую из агрегатов системы регулирования основного контура ПН-9МА и системы регулирования форсажного контура ПН-14 А и АРТ-14 А с последующими их модификациями. Агрегаты были испытаны и переданы в серийное производство. Однако, как показала жизнь, ТРД с центробежным компрессором, даже с введением форсажного контура, уже не могли обеспечить растущие требования по увеличению тяги реактивных двигателей и уменьшению лобового сопротивления.

Дальнейшее развитие самолетостроения, настоятельная необходимость в повышенных мощностях и опыт эксплуатации ТРД с центробежным компрессором – все это потребовало замены громоздкого и обладающего большим миделем центробежного компрессора на осевой. Такие разработки турбореактивных и турбовинтовых двигателей с осевым компрессором уже велись в ряде ОКБ: в ОКБ А.М. Люльки, где создавались двигатели АЛ-5 (ВРД-5, ТР-3), в ОКБ А.А. Микулина – двигатели АМ-3 (РД-3М) и РД-9Б, в ОКБ Н.Д. Кузнецова – двигатели ТВ-2, НК-12, ТРД НК-6, в ОКБ А.Г. Ивченко – двигатели АИ-20, в ОКБ В.А. Добрынина – двигатели НД-3 и другие.

Очень интересно описывают работу, жизнь коллектива пятидесятых годов, а также примечательные черты Главного конструктора в своих воспоминаниях ветераны предприятия (см. гл. XIV). Ведущий конструктор С.И. Пресняков, вот уже 53-й год творчески работающий на нашем предприятии, в частности, рассказывает, что пятидеся-

конструкторов А.А. Микулина, А.М. Люльки, Н.Д. Кузнецова, В.А. Добрынина и ряда других.

На базе этих двигателей в дальнейшем была создана целая их серия. Они широко использовались на летательных аппаратах военного и гражданского назначения. Это были и истребители, и фронтовые бомбар-



1



3



2



4

1. Бомбардировщик Ту-16 с двигателями РД-3М и агрегатами ПН-15 и ПН-28
2. Истребитель МиГ-19 с двигателями РД-9Б и агрегатами НР-10 и НР-11
3. Агрегат НР10
4. Истребитель-перехватчик МиГ-21 с двигателем Р11Ф-300 и агрегатами НР-21 и НР-22

тые годы прошлого столетия были годами создания первых советских мощных турбореактивных двигателей с осевым компрессором. Проектировались они вовсе не по образцу иностранных типа «Дервент», или «НИН», по которым были созданы ВК-1 и их модификации. Те двигатели устанавливались на реактивных истребителях МиГ-15, МиГ-17 и других. Теперь же появились новые двигатели разработки Генеральных

дировщики, крылатые ракеты различного назначения и самолеты Аэрофлота. ОКБ Ф.А. Короткова в то время разработало системы питания и регулирования подачи топлива для двигателей самолетов МиГ-19, Як-25, Ту-16, Ту-104.

Топливорегулирующую аппаратуру для основного контура двигателей разрабатывали ведущие конструктора Г.И. Мушенко, А.Б. Дзарданов, А.С. Кузин, Д.М. Сегаль,

И.С. Иванов, а для форсажного контура топливорегулирующую аппаратуру разрабатывали С.И. Пресняков, Ю.С. Агронский. Сергей Иванович Пресняков рассказывает, что эти собственные разработки были сложными многофункциональными регуляторами, а питание осуществлялось высоконапорными насосами переменной производительности.

аппаратура для двигателей РД-9Б и АМ-3 выпускалась по второй схеме, то есть приемистость обеспечивалась гидрозамедлителем. Доводка двигателей потребовала колоссального творческого и нервного напряжения нашего коллектива. Наше производство, руководимое в тот период А.М. Сильновым, С.Н. Мюратом, работало на



Лайнер Ил-62 с двигателями НК-8 и агрегатами АДТ-8А, НД-8, ОГ-8, РТ-8

В процессе разработок этих систем конструкторы столкнулись с многочисленными проблемами как по самим системам регулирования, так и по качающим узлам. Особо остро возникла проблема из-за того, что двигатель заглохнет от так называемого помпажа.

Помпаж возникал при приемистости, то есть при резком движении сектора газа на увеличение оборотов.

Проблема приемистости двигателя значительно усложнялась при летной эксплуатации, так как потребные расходы топлива на высотах уменьшаются в десятки раз по сравнению с земными.

В решении этой задачи участвовали не только многие конструкторы нашего предприятия, но и двигателисты. После долгих поисков наметились два направления работ по обеспечению приемистости во всех условиях эксплуатации. Одно направление было основано на обеспечении разгона двигателя по внутривдвигательным параметрам, а второе направление предполагало использование временного механизма – гидрозамедлителя. В то время топливорегулирующая

пределе сил, обеспечивая изготовление различных конструктивных вариантов, которые рождались один за другим в связи с обнаружением тех или иных дефектов или недостатков. Главный конструктор буквально не отходил от конструкторов, производственников и экспериментаторов, ежедневно и ежечасно контролируя выполнение заданий и проведение экспериментов.

На каждом из этапов создания топливорегулирующей аппаратуры вновь и вновь выявлялись дефекты и недостатки, которые требовали конструктивных решений, срочной доработки и переделки, повторных испытаний и повторной доводки. Все это осуществлялось оперативно, в жесточайшие сроки и требовало невероятного напряжения сил всего коллектива. И люди, как показала жизнь, успешно с этим справились.

Для обеспечения дальнейшего развития авиационной техники понадобились принципиально новые схемные решения топливорегулирующей аппаратуры основного контура, обязательное введение форсажного контура и ряда новых автоматических уст-

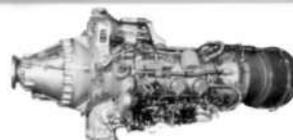
ройств. Проанализировав свою работу, проделанную за пять лет, и достижения зарубежных фирм, коллектив ОКБ Ф.А. Короткова приступил к решению поставленных новых задач. Была создана новая система регулирования, которая использовала преимущества и устраняла недостатки систем регулирования первых двух этапов второй

вание различных САР — систем регулирования двигателя, обеспечивая их топливопитание высоконапорными качающими узлами.

Как известно, в системе топливопитания основного и форсажного контуров, а также в системах механизации ТРД используются плунжерные, центробежные и шестеренные качающие узлы.



1



2

1. Двигатель НК-8

2. Самолет местных линий Ан-24 с двигателями АИ-24 и агрегатами НД-24 и АДТ-24

половины сороковых годов XX века. Новая система, включающая плунжерный насос, изодромный регулятор, автомат приемистости, дроссельный кран, автомат запуска, явилась тем фундаментом, разработанным нашим коллективом, на котором многие годы шло развитие САР, системы регулирования основного контура ТРД в нашей стране. Немного отступая от исторической хронологии развития нашего предприятия, хотелось бы в сжатом объеме остановиться на следующем.

О некоторых основных вопросах сущности систем топливопитания и регулирования турбореактивных двигателей.

Еще с середины сороковых годов XX столетия, когда в нашей стране авиационная промышленность стремительно приступила к освоению и выпуску газотурбинных двигателей, ОКБ Ф.А. Короткова начало проектиро-

Плунжерные качающие узлы

Плунжерными и центробежными насосами, их разработкой, доводкой и освоением в серийном производстве вот уже более сорока лет занимается ведущий конструктор и ветеран нашего предприятия С.И. Пресняков. Он предоставил интересные материалы по плунжерным и центробежным качающим узлам. История создания этих насосов вкратце такова. Для обеспечения минимального подогрева топлива при малых потребных расходах двигателя были созданы первые плунжерные насосы переменной производительности. Они изготовлялись по образцу английских плунжерных насосов, которые были куплены с двигателями NIN и Dervent.

По типу английских подпятниковых насосов были изготовлены насосы ПН-2 и ПН-2ТК и в дальнейшем на этой же базе – НД-24.

Одновременно с подпятниковыми насосами создавались бесподпятниковые.

Для уменьшения износа трущихся деталей насосов использовалось топливо с добавкой масла. Чистое топливо без масла обладает чрезвычайно низкими смазывающими свойствами. Добавка масла в топливо требовала значительного расхода масла, так как оно



Элементы плунжерных, шестеренных и центробежных качающих узлов

сгорало вместе с топливом, а также вызывало ряд других нежелательных явлений.

В начале пятидесятых годов XX столетия была поставлена задача исключить добавку масла в топливо, после чего начались длительные и сложные работы по обеспечению работоспособности насосов в чистом топливе.

Первые такие насосы появились на самолетах МиГ-15, МиГ-17, затем на МиГ-19 (агрегаты НР-10, НР-11), потом появились насосы с большей производительностью и большим давлением: НР-21, НР-22 (самолеты МиГ-21, СУ-15, ЯК-28), ПН-15, ПН-28 (самолеты Ту-104 и Ту-16). Это были насосы бесподпятниковые, с опорой на подшипник наклонной шайбы непосредственно плунжером. ресурс у таких насосов был чрезвычайно малым, не более 200 часов.

Начались поиски мероприятий по повышению ресурса насоса. Создавались проти-

воизносные присадки к топливу. К решению проблемы были подключены многие НИИ: ЦИАМ, Научно-исследовательские институты нефтеперерабатывающей промышленности.

Надо сказать, что испытания насосов на лабораторных стендах, где топливо закольцовано и смешано с незначительным количеством масла, не соответствовали по износным свойствам условиям работы насоса на двигателе, где топливо идет на проток. пришлось все испытания по подбору присадок к топливам и подбору материалов плунжеров проводить на двигателе и на полный ресурс.

Такие испытания по стандартной выработанной программе требовали и значительных затрат времени, и значительных расходов топлива, а также расходов, связанных с использованием двигателей.

При появлении очередных поколений двигателей, где требовалось увеличение производительности насосов при высоких давлениях, были сконструированы подпятниковые насосы НР-11ВАТ. на базе этого насоса появились насосы НР-35, НР-20С, НД-55, ПН-99 производительностью до 5000 л/час и с давлением до 220 кгс/см². на базе НР-22ФП появились насосы ПН-85, НР-59, НД-235, ПН-235 производительностью до 11 000 л/час и с давлением до 220 кгс/см². создателем этих насосов был ведущий конструктор С.И. Пресняков.

Колоссальный вклад в создание насосов в обеспечение их ресурса и надежности внесли работники лаборатории специальных материалов – М.В. Борисов, Д.Н. Козьминская, М.В. Орлов, И.И. Рябовалов и другие, а также наше производство, во главе которого стояли Н.Г. Мюрат, П.М. Сильнов, А.Н. Степанов.

Наиболее напряженным элементом насоса был вкладыш в подпятнике, который скользит по наклонной шайбе под высоким давлением с высокой окружной скоростью. Вкладыш подвержен значительному износу.

Начались мучительные и продолжительные поиски необходимого материала и покрытия для вкладыша.

Начальник лаборатории материалов Дина Николаевна Козьминская привлекла к этой работе многие организации, такие как НИИ Пластмасс в Москве и Ленинграде, Академию наук – отдел химии, НИИ в Обнинске.

После целого ряда опробований материалов (различных полимеров и композиционных фторопластов) был найден подходящий материал – МС-13, который обеспечил ресурс более 1000 часов на агрегатах ПН-85, НР-59 и более 10 000 часов на агрегате НД-24.

Представители фирмы LUKAS, посетившие наше предприятие, были поражены достигнутыми нами успехами в проектировании плунжерных насосов. Они выразились так: «Мы перестали заниматься дальнейшим совершенствованием насосов, а вы получили значительное продвижение и успехи в этой области».

В настоящее время плунжерные насосы производительностью до 11 000 л/час и давлением до 220 кгс/см² используются на многих двигателях с широким диапазоном изменения режимов, что дает возможность иметь минимальный нагрев топлива при малых потребных расходах.

В восьмидесятых годах XX столетия для подробного анализа работы элементов плунжерного насоса расчетчиками КБ Е.Б. Тарасовой и С.М. Макаровой была создана методика машинного расчета плунжерного насоса.

Насос ТНПП-98 был спроектирован в группе С.И. Преснякова по техническому заданию фирмы СНЕКМА (Франция). Насос прошел все испытания, и образцы были поставлены заказчику. Для обеспечения устойчивой работы при высоком быстродействии насосы снабжены управляющими клапанами, поддерживающими определенное давление на выходе по команде извне.

Как достижение в тяжелых условиях сегодняшнего времени можно отметить, что для двигателя «Кавери» (Индия), в системе управления соплом под руководством С.И. Преснякова был спроектирован высокооборотный плунжерный насос, создающий давление до 300 кгс/см².

Центробежные качающие узлы

В конце пятидесятых годов XX века, когда на самолетах многоцелевого назначения типа МиГ-17, МиГ-19, МиГ-21, Як-28, Су-7 стали использоваться двигатели с форсажным контуром, или, как в те годы называлось, с контуром дожигания, возникла необходимость создания отдельных насосов для этих контуров.

Для питания топливом форсажного контура использовались плунжерные насосы на самолетах МиГ и Як или шестеренные – на самолете Су-7, Су-9, Су-11, Ту-128.

В связи со значительным увеличением потребного расхода топлива, использование плунжерных или шестеренных насосов для питания форсажного контура стало нецелесообразным, так как приводило к значительному увеличению веса и габаритов агрегатов. Для двигателя Р15Б-300 потребный расход топлива форсажного контура составлял более 35 000 л/час, поэтому было принято решение о разработке высоконапорного, высокооборотного центробежного насоса. Выбраны были обороты 25 000 об/мин и напор более 60 кгс/см².

Первый центробежный насос создавался ведущим конструктором Б.А. Процеровым. Рабочее колесо проектировалось и рассчитывалось с учетом теоретических материалов, описанных в литературе. Колесо было алюминиевое, клепаное, закрытого типа, с загнутыми лопатками. Изготовили его строго «по науке». Но при первых же испытаниях колесо разрушилось.

После ряда доработок (замена алюминиевого колеса на стальное и других) насос вышел на расчетные обороты на 100 процентов, но напор в значительной мере не соответствовал потребным параметрам, и все старания ни к чему не привели. Тогда ЦИАМ предложил прокрутить крыльчатку с подводной лодки – крыльчатка представляла собой открытое колесо, всего три лопасти, как говорится, без всякой науки. Каково же было удивление, когда получилась отличная характеристика.

Первым центробежным насосом (ЦН) с пятью лопатками, практически прямыми открытого типа был насос ФН-9.

С тех пор все наши центробежные насосы выполняются с такими колесами, отличаются они лишь по диаметру и ширине колеса. Попытки уйти от этого типа колеса положительных результатов не дали. Коэффициент полезного действия ЦН на максимальных режимах не более 65 процентов, а на малых расходах (частичный форсаж) менее 10 процентов. При этом происходит значительный подогрев топлива в системах питания. Для центробежных насосов с принятыми параметрами – расходом, напором и оборотами (коэффициентом быстроходности), полученный КПД является теоретически обоснованным и находится в пределах расчетного значения.

Проверка насоса с закрытым колесом и профилированными лопатками показала худшие результаты.

Для решения проблемы подогрева топлива фирмой LUKAS был разработан ЦН с «паровым ядром». суть его действия заключается в том, что на режиме с малым потребным расходом топлива прикрывается заслонка на входе в насос – в колесе образуется парожидкостная фаза, напор за колесом падает, уменьшается работа насоса, а следовательно, уменьшается и подогрев. Был воспроизведен этот эффект, но оказалось, что уменьшение подогрева очень незначительно

(всего 15–20 процентов), а насос при этом работал в режиме кавитации. Поэтому от этой затеи пришлось отказаться.

Последние разработки центробежных насосов с различной механизацией для их отключения при максимальных оборотах появились на насосах ФН-53, ЦН-55, ФН-59, ФН-31, ЦН-25, ЦН-32, ФН-85, ФН-235, ФЦН-2000 разработки ведущего конструктора С.И. Преснякова и в настоящее время широко эксплуатируются на многих типах самолетов.

Первоначальная система топливопитания двигателя самолета Ту-144 состояла из четырех плунжерных насосов. вес ее составлял около 40 кг. взамен ее была создана система топливопитания, состоявшая из двух последовательно включенных центробежных насосов; один насос отключался после взлета. Вес такой системы составлял 16 кг. Она обладала большей надежностью и значительно большим ресурсом.

В насосе ФН-31А для двигателей самолета Су-27 и в других насосах был встроен температурный регулятор, выключающий ЦН заслонкой на входе при достижении определенной высокой температуры топлива, при этом питание форсажного контура осуществляется шестеренным насосом основного контура. Для удаления топлива, которое попадает в полость крыльчатки после охлаждения торцевого уплотнения, в конструкцию насоса был встроен эжектор.

В последние годы по техническому заданию фирмы СНЕКМА (Франция) в группе С.И. Преснякова был разработан насос ФЦН-2000, прошедший необходимые испытания.

Шестеренные качающие узлы

Большую работу по разработке и освоению шестеренных качающих узлов проводило в пятидесятых и шестидесятых годах XX

века ОКБ П.Н. Тарасова вплоть до объединения с ОКБ Ф.А. Короткова. Эта работа была успешно продолжена и после объединения двух ОКБ. Ведущий конструктор и ветеран предприятия В.В. Зуев, более тридцати лет руководящий бригадой шестеренных насосов, подготовил интересный материал для освещения данной проблемы. Говоря о творческой работе коллектива по созданию и развитию этого сложного направления в системах топливопитания – шестеренных качающих узлах, он в своем рассказе подчеркнул (более подробно см. гл. XIV), что в создании их принимали участие талантливые руководители, конструкторы, металлурги, технологи и производственники, такие как Г.И. Мушенко, Н.Н. Каленов, Л.А. Касимова, В.Н. Никольский, М.С. Горохов, Ю.Ю. Гохфельд, В.С. Егоров, П.Ч. Миличевич, В.А. Пищулин, М.В. Борисов, Д.Н. Козьминская, В.С. Егоров, А.Н. Степанов, В.В. Шведский, и другие.

После объединения ОКБ Ф.А. Короткова и П.Н. Тарасова на нашем предприятии оказались шестеренные насосы (ШН) разработки П.Н. Тарасова. К концу шестидесятых годов это были:

1) 1095Б, переконструированный в НД-8 ($m=5$, $z=11$) для дв. НК-8 самолета Ил-62/ $n=3880$ об/мин $R_{вых}=80$ атм;

2) НР-8-2 ($m=5$, $z=12$), бывший 488 для двигателя НК-8-2 самолет Ту-154 / $n = 4000$ об/мин $R_{вых}=80$ атм;

3) На базе этой же геометрии ($m=5$, $z=12$) были созданы агрегаты НД-86 (дв. НК-86 сам. Ил-86/ $n=5400$ об/мин $R_{вых}=80$ атм), НД-144-22 для НК-144-22 самолетов Ту-144 и Ту-22/ $n=5000$ об/мин $R_{вых}=100$ атм;

4) НД-25 (НД-32) ($m=6$, $z=11$) для двигателей НК-25 (НК-32) самолетов Ту-22М и Ту-160/ $n=8000$ об/мин $R_{вых}=120$ атм; 1046ОНД (В.Н. Степанов) для двиг. Р15Б-300 для МиГ-25/ $n=5000$ об/мин $R_{вых}=100$ атм;

5) Кроме того, группой П.П. Пищулина и В.А. Егорова проектировались и изготавли-

вались короткоресурсные агрегаты 1116, НР-63, НР-93 / $n=11000$ об/мин ($m=3,5$; $z=11$; $D_n=50,5$).

На нашем предприятии, как далее рассказывает В.В. Зуев, была организована группа, которая под руководством ведущего конструктора В.Н. Никольского занималась проектированием и доводкой ШН.

К 1970 г., когда уже началась перевозка пассажиров на самолетах Ил-62 и Ту-154, в эксплуатации проявился дефект и в связи с ним вынужденное снятие большого количества агрегатов и их замена на новые. Снятие ШН происходило из-за питтинга на цапфах шестерен с дальнейшим падением производительности и засорением топлива. Технологические мероприятия, введенные серийным заводом, и конструктивные мероприятия введенные ОКБ (бомбинирование роликов, направленная конусность опорных поверхностей, уменьшение конструктивных зазоров), только уменьшили, но не устранили дефект.

Обобщая опыт советской и зарубежной техники, учитывая ненадежность работы подшипников качения, группа конструкторов под руководством В.Н. Никольского, а затем В.В. Зуева усиленно работала над созданием и совершенствованием подшипников скольжения для этих насосов, создавая новые ШН.

Известно, что основным элементом подшипника скольжения, обеспечивающим надежную работу, являются его материал и твердое антифрикционное покрытие, которое давало бы возможность при всех условиях эксплуатации, на керосинах, обладающих плохими смазывающими свойствами, работать без схватывания, кавитационных и эрозийных размывов.

Долговечность ТСП (твердосмазывающего покрытия) зависит от адгезионных и когезионных свойств покрытия, поэтому основное внимание разработчиков уделялось:

- 1) выбору антифрикционного покрытия с низким коэффициентом трения;
- 2) выбору связующего звена, повышающего адгезию или когезию;
- 3) соотношению компонентов;
- 4) способу нанесения и отверждения покрытия.

Во всем мире в качестве антифрикционного покрытия применяют дисульфид молибдена (MoS_2) или графит. Имея одинаковую кристаллическую структуру, высокую степень чистоты и дисперсности, MoS_2 выдерживает более высокие нагрузки, нежели графит, но обладает низкой теплопроводностью и ухудшает во влажной среде свои антифрикционные свойства.

В качестве связующего звена используются эпоксидные, фенолформальдегидные и карбомидные смолы. Эпоксидная смола обладает прекрасными адгезионными, но низкими термомеханическими свойствами. Фенолформальдегидные смолы обладают высокими термохимическими свойствами, но их структура жестка и хрупка и не обеспечивает высокой адгезии к металлу. Были опробованы следующие способы нанесения покрытия:

- а) центробежная заливка определенной массы жидкого покрытия на вращающуюся деталь;
- б) механическое втирание и нанесение кистью;
- в) нанесение пульверизатором.

На предприятии были отработаны технологии изготовления, нанесения и механической обработки следующих покрытий:

- 1) свинцово-индиевые;
- 2) металлофторопластовые (типа МФМ-25 и МФМ-25-10 и МС-13);
- 3) полиамидовые (типа Полиар-2, Миалон, Графилон, ПМ-69);
- 4) кремнеорганические – ЦВСПС (с наполнителем – графит);
- 5) композиционные (типа ВАП-1, ВАП-2, ВАП-3) с наполнителем MoS_2 с раз-

личными смолами в качестве растворителя).

В связи с тем, что не существует общепринятого метода оценки работоспособности подшипников скольжения качающихся узлов, наиболее укоренившимся является метод оценки по произведению PV (удельное давление на окружную скорость), которое характеризует теплонапряженность подшипника. Этим параметром можно пользоваться только для сравнения аналогичных изделий, так как не учитываются свойства рабочего тела, охлаждение контактных поверхностей, зазоры, степень жесткости системы и точность изготовления.

Постоянно специалистами велась отработка конструктивных элементов, влияющих на работоспособность подшипников скольжения:

- а) зазора по паре вал – втулка;
- б) отношение длины к диаметру цапфы (l/d);
- в) вентиляционных подводов топлива для охлаждения трущихся элементов;
- г) конструкции подшипников с подпятниками, воспринимающих осевую и радиальную нагрузку;
- д) чистоты поверхностей;
- е) толщины слоя покрытия.

Все эти отработки происходили при совместном участии отдела Главного металлурга (М.Ф. Борисов, Д.Н. Козьминская, З.А. Хачатурова) и конструкторской бригады (В.Н. Никольский, В.В. Зуев, М.С. Горохов, Т.Г. Журавская, А.С. Пальчиков).

Любое антифрикционное покрытие, любой материал, канал, канавка, любое изменение конструкции проверялись испытаниями. Было проведено более 150 тыс. часов испытаний по специальным программам:

- 1) на топливе с загрязнителем с замером температуры в пограничном слое;
- 2) на топливе при температуре $-50\text{ }^\circ\text{C}$; $+150\text{ }^\circ\text{C}$;

- 3) на топливах с низкосмазывающими свойствами (типа бензин);
- 4) на топливах с примесью воды и антифрикционными присадками;
- 5) по программам полета, только взлетного режима, запуска;
- 6) по программам полетного цикла.

В результате всех проведенных работ подтверждена следующая работоспособность подшипников скольжения ШН, работающих на керосине до $T = 150^\circ\text{C}$ (табл. 4).

В ОКБ разработаны шестеренные насосы, работающие при следующих условиях (табл. 5).

Таблица 4

Работоспособность подшипников скольжения

Ресурс, час	$P_{\text{н, цапфы}}$, кгс/см ²	$V_{\text{л}}$, м/сек	PV , кгс/см ² м/с
10 000	до 50	до 6	до 300
2000	до 75	до 8	до 600
50	до 100	до 10	до 1000

Таблица 5

Характеристики шестеренных насосов

Геом. парам.	n , об/мин	$P_{\text{вых}}$, кгс/см ²	Q , л/час	Агрегаты
$m=1,5$ $z=10$ $b=11$ мм	3000	40	250	НШ-97
$m=2$ $z=12$ $b=7$ мм	5000	50	700	
$m=2,5$ $z=12$ $b=9 + 18$ мм	3000 + ÷ 10 000	60 ÷ 100	500 ÷ 3000	НР-134 НДС НД-157 ЭНТ-75 МН-75
$m=3,5$ $z=12$ $b=10 + 15$ мм	3000 ÷ 8000	60 ÷ 100	1500 ÷ 6000	НР-134 НД-90 НД-92 НШ-18 НШ-38
$m=4$ $z=10$ $b=25 + 30$ мм	6000 ÷ 8000	60 ÷ 100	6000 ÷ 8000	НД-64 НД-92
$m=5$ $z=12$ $b=20 + 30$ мм	4000 ÷ 8000	60 ÷ 100	8000 ÷ 16000	НР-8-2УС НД-86 НД-144-22 НД-56 НР-31
$m=6$ $z=11$ $b=20$ мм	8000	120	25 000	НД-25 НД-32

Системы автоматического регулирования и управления ТРД

Авиационный турбореактивный двигатель оснащается сложными системами автоматического регулирования и управления. Это в значительной степени облегчает управление двигателем и повышает его эксплуатационную надежность. Уже в самом начале развития турбореактивных двигателей потребовалось включение автоматических устройств в систему топливопитания. Ручное управление подачи топлива насосом, приводимым во вращение от ротора двигателя непосредственным воздействием на регулирующие органы насоса, оказалось невозможным вследствие неустойчивости работы ТРД в широком диапазоне чисел оборотов его ротора.

Для поддержания заданного числа оборотов во всем диапазоне эксплуатационных режимов работы ТРД был разработан и внедрен всережимный регулятор числа оборотов, а управление двигателем в указанном диапазоне свелось к изменению настройки этого регулятора. Автоматическое устройство обычно состоит из отдельных элементов, которые сравнительно просто могут быть классифицированы по назначению, принципу действия, конструктивному выполнению и другим особенностям. Основными из них являются чувствительные, задающие и преобразовательные элементы, сравнивающие, усилительные и стабилизирующие устройства, а также регулирующие органы. От регулятора, то есть от автоматической системы, требуется, чтобы она устойчиво поддерживала заданное значение регулируемого параметра.

Автоматические системы по принципу своего действия подразделяются на системы разомкнутого и замкнутого типа. Автоматическая система разомкнутого типа характеризуется тем, что процесс ее работы

не зависит непосредственно от результата ее действия. Примером может служить система автоматического управления створками реактивного сопла. Первоначальным источником воздействия при этом является усилие человека, управляющего двигателем.

Автоматическая система замкнутого типа характеризуется тем, что процесс работы системы зависит непосредственно от результата ее действия. К этим системам относятся системы автоматического регулирования. Поскольку современные ТРД обслуживаются в основном регуляторами, работающими по принципу автоматической системы замкнутого типа, рассмотрим схему работы такого регулятора.

К автоматическим регуляторам подачи топлива современных ТРД предъявляется ряд требований в отношении качества процесса управления двигателем.

Регулятор не должен допускать в процессе разгона ротора двигателя отклонение максимального числа оборотов более чем на 2–3 процента от максимального значения. Запас прочности и влияние тяги двигателя при изменении высоты и скорости полета требуют точности поддержания максимального числа оборотов на установленном режиме в пределах 0,5 процента. Основными частями регулятора являются чувствительный элемент, измеряющий число оборотов ротора, и усилительное устройство (сервомотор), предназначенное для перестановки регулирующего органа в требуемое положение. Настройка регулятора на заданное число оборотов осуществляется с помощью специального механизма, связанного с рычагом управления двигателем в кабине пилота.

Для регулирования числа оборотов двигателя применяются следующие типы регуляторов:

- 1) регулятор числа оборотов прямого действия (статический регулятор).

Регуляторы прямого действия с изменением высоты или скорости полета не поддерживают обороты ротора постоянными. С увеличением высоты полета обороты несколько увеличиваются, а с повышением скорости полета – несколько уменьшаются. Следовательно, у регулятора прямого действия после окончания переходного процесса, вызванного изменением высоты или скорости полета, остается статическая ошибка (остаточная неравномерность регулирования), которая зависит от высоты и скорости полета. Такие регуляторы называются статическими;

2) регулятор числа оборотов непрямого действия с астатическим сервомотором.

У регуляторов оборотов непрямого действия статическая ошибка равна нулю, но в переходном процессе при быстродействующем сервомоторе происходит большой заброс оборотов ротора двигателя. Для уменьшения заброса числа оборотов при сохранении быстродействия сервомотора в регулятор вводят стабилизирующее устройство в виде жестких или гибких обратных связей между сервопоршнем и золотником, которые устраняют колебания переходных процессов;

3) регулятор числа оборотов непрямого действия с изодромной золотниковой обратной связью.

Регулятор с изодромной золотниковой обратной связью устраняет статическую ошибку в конце процесса регулирования, вызванного изменением нагрузки (высоты или скорости полета), путем гибкой (изодромной) обратной связи между сервопоршнем и золотником регулятора.

Для мощных современных ТРД разработаны и с успехом применяются в основном схемы автоматических регуляторов подачи топлива, выполненные по принципу регулятора оборотов непрямого действия с изодромной обратной связью, обеспечивающие высокую точность поддержания максимальных обо-

ротом, качество переходных процессов при переходе двигателя с одного режима на другой, а также устойчивую работу двигателя в широком диапазоне изменения высот и скоростей полета.

Рассмотрим принцип работы такого изодромного регулятора, изображенного на схеме ниже.

Изодромный регулятор

Регулятор состоит из центробежного датчика, вращающегося от регулируемого двигателя, пружины центробежника, связанной с рычагом управления двигателем, рычажной системы, золотника, сервомотора с поршнем, связанного с дозирующей иглой специальным устройством под названием катаракт, и пружиной рычага АС, работающей как на растяжение, так и на сжатие. Катаракт состоит из поршня 2, связанного с рычагом АС, цилиндра 1, соединенного с поршнем сервомотора. Обе полости цилиндра 1 соединены между собой жиклером 3.

В начале процесса регулирования изодромный регулятор ведет себя как статиче-

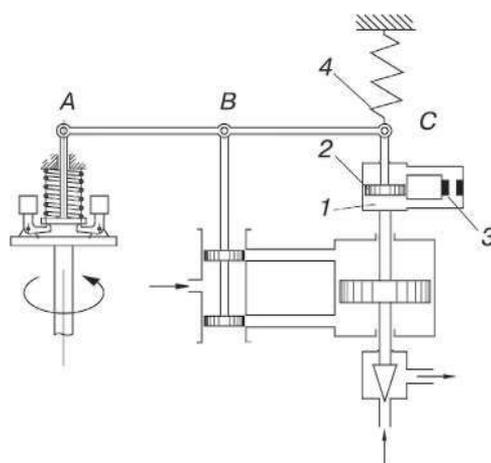


Схема изодромного регулятора

ский. При перестановке летчиком рычага управления сектора газа на угол, соответствующий определенному режиму работы двигателя, по дроссельной характеристике $G_T = f(\text{угол сектора})$, то есть при отклонении двигателя от равновесного режима, например, в сторону увеличения расхода и соответственно увеличения оборотов, золотник сместится вверх и откроет доступ рабочей жидкости в верхнюю полость цилиндра сервомотора. Поршень сервомотора начинает перемещаться вниз и увлекает за собой рычаг АС. Золотник будет приближаться к своему нейтральному положению, как и в регуляторе с жесткой обратной связью, со свойственной ему статической ошибкой регулирования. Для устранения статической ошибки необходимо, чтобы в конце процесса управления, вызванного изменением нагрузки (высоты или скорости), золотник центробежного датчика вернулся в свое первоначальное положение. Эту задачу и выполняет изодром, так как он процесс регулирования на этом не заканчивает. При движении точки С рычага АС вниз растянется пружина 4, и на поршне 2 катаракта возникнет перепад давления. Под действием этого перепада жидкость через жиклер 3 будет перетекать из верхней полости цилиндра в нижнюю, и растянутая пружина 4, сжимаясь, несколько приподнимет рычаг и золотник, в результате чего поршень сервомотора и дозирующая топливная игла переместятся еще немного. Таким образом, двигатель постепенно будет приближаться к равновесному режиму работы, а статическая ошибка по окончании процесса будет полностью снята. При изменении нагрузки на новом равновесном режиме двигателя золотник и пружина катаракта займут нейтральное положение, поршень сервомотора и дозирующая игла сместятся, и положение поршня катаракта относительно цилиндра изменится.

Автомат запуска

Потребная подача топлива при запуске двигателя ограничивается максимальными значениями температуры газов перед турбиной, а также надежностью воспламенения и устойчивостью горения топлива, которое необходимо для стабильного высотного запуска.

Для обеспечения автоматического запуска двигателя задается оптимальная величина расхода топлива по оборотам в процессе запуска в зависимости от изменения расхода воздуха за компрессором, что обеспечивает быстрый и надежный выход двигателя на режим малого газа. Конструкция автомата запуска построена на принципе изменения подачи топлива пропорционально расходу воздуха за компрессором. Этот принцип меняет подачу топлива не только по оборотам, но и по внешним условиям (P_n и T_n), обеспечивая тем самым поддержание заданной температуры газов перед турбиной в процессе запуска при изменении внешних условий.

Дроссельный кран

С помощью дроссельного крана осуществляется управление работой двигателя из кабины пилота с целью изменения режима работы двигателя. Изменение площади проходного сечения, а следовательно, и расхода топлива, обеспечивается профилем на рабочем входе дозирующей иглы, чтобы получить необходимую зависимость между числом оборотов ротора двигателя и положением рычага крана. Дроссельный кран своим профилем обеспечивает переход от ручного регулирования числа оборотов к автоматическому.

В этом случае рычаг управления дроссельным краном должен быть связан как с

дозирующим элементом, так и с механизмом настройки центробежного регулятора числа оборотов.

Автомат приемистости

Автоматы приемистости должны обеспечивать удовлетворительный процесс разгона двигателя с режима малого газа до максимального режима. Время полной приемистости в земных условиях составляет 8–15 сек. Оно зависит от принятого способа дросселирования тяги и от величины момента инерции ротора. Наиболее распространенным способом дросселирования является изменение подачи топлива в двигатель при постоянной площади критического сечения реактивного сопла. В этом случае изменение подачи топлива в двигатель вызывает изменение величины избыточного момента турбины над моментом компрессора и изменение числа оборотов ротора.

Разгон ротора двигателя до нового значения числа оборотов осуществляется за счет того, что располагаемая подача топлива при данном числе оборотов больше потребной. Граница предельно допустимых подач топлива в процессе разгона двигателя устанавливается экспериментальным путем.

По принципу действия автоматы приемистости могут быть различными. Пневматический автомат приемистости ограничивает давление топлива перед форсунками в зависимости от разности давлений воздуха за компрессором и перед ним. А с увеличением высоты полета избыток топлива, потребный для разгона двигателя, уменьшают за счет блока анероидов, который, расширяясь, уменьшает суммарную силу пружин, нагружающих мембрану, перепуская редуцированное давление из воздушной камеры.

Гидрозамедлительный автомат приемистости представляет собой гидравлический

сервомотор следящей системы, который работает по временной программе.

При быстром перемещении рычага управления двигателем специальный сервомеханизм производит перенастройку регулятора числа оборотов с начала автоматической работы регулятора до максимальных оборотов.

Время изменения оборотов двигателя будет зависеть от расхода топлива через дроссельный пакет в полость сервопоршня гидрозамедлителя, который, в свою очередь, через двуплечий рычаг будет изменять нагрузку пружины регулятора оборотов.

Ограничитель по времени нарастания давления топлива перед форсунками (ОНД) представляет собой ограничитель с программной по времени настройкой.

Обеспечение нормальной приемистости при разгоне двигателя происходит путем ограничения скорости нарастания давления топлива перед распределительным клапаном, согласно заданной программе избытка топлива. Перемещение рычага управления двигателем в кабине пилота за 1–2 сек. из положения равновесных оборотов в сторону увеличения вызовет резкое изменение давления топлива перед распределительным клапаном, а следовательно, и перед чувствительным управляющим элементом сервомотора, который переместится в противоположную сторону. Скорость нарастания давления топлива перед распределительным клапаном определяется скоростью перемещения поршня и жесткостью пружины. Скорость же перемещения поршня определяется пропускной способностью дроссельного пакета.

Таким образом, система автоматического управления (САУ) двигателем представляет собой достаточно сложную систему подачи топлива в двигатель, обеспечивающую надежную и безотказную эксплуатацию современных турбореактивных двигателей.

На рисунке ниже показана схема двухкадажного ТРДДФ с обозначением основных

параметров газоздушного тракта и основных узлов двигателя.

На данной схеме условно показано расположение внутридвигательных параметров P и T двигателя. Обозначения P^* и T^* в тексте – это давление и температура заторможенного потока в различных сечениях ТРД.

Наиболее распространенным способом форсирования тяги ТРД является дополнительное сжигание топлива в специальной форсажной камере за турбиной двигателя. Форсирование двигателя путем повышения числа оборотов за счет увеличения подачи топлива в двигатель связано с опасностью перегрева и разрушения лопаток турбин.

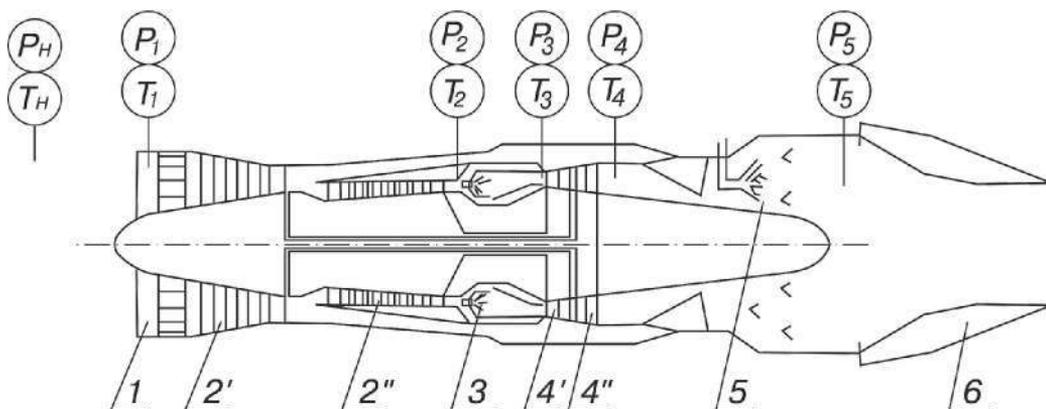


Схема двухвального ТРДФ

1 - входное устройство; 2' - компрессор низкого давления; 2'' - компрессор высокого давления; 3 - камера сгорания; 4' - турбина высокого давления; 4'' - турбина низкого давления; 5 - форсажная камера; 6 - сопло.

P_H и T_H - атмосферное давление и температура окружающей среды

P_1 и T_1 - давление и температура на входе в компрессор;

P_2 и T_2 - давление и температура на выходе из компрессора;

P_3 и T_3 - давление и температура перед турбиной;

P_4 и T_4 - давление и температура за турбиной;

P_5 и T_5 - давление и температура на выходе из сопла.

P^* и T^* - давление и температура торможения.

Система автоматического регулирования форсажных камер

Под форсированием тяги ТРД понимают увеличение его тяги по сравнению с максимальной тягой нефорсированного двигателя. Форсирование двигателя применяется при взлете самолета для сокращения длины разбега, для увеличения скорости, скороподъемности, достижения максимальной скорости полета.

Единственным регулирующим параметром ТРД при неизменяемой геометрии сопла на режимах форсажа является G_f форс. Зависимость между регулирующим фактором G_f и температурой T_3^* следующая: с увеличением G_f увеличивается температура газов в форсажной камере T_3^* , при этом происходит увеличение давления газов за турбиной и уменьшение отношения давлений газа в турбине, вследствие чего число оборотов ротора двигателя станет уменьшаться.

Регулятор числа оборотов ротора основного контура, работающий на принципе управления по отклонению (оборотов ротора), начнет устранять разницу уменьшения числа оборотов ротора путем увеличения подачи топлива в основную камеру сгорания, одновременно будет происходить увеличение температуры газов перед турбиной. Таким образом увеличение $G_{тф}$ приводит к увеличению температуры T_3^* , которое можно устранить только уменьшением подачи топлива в форсажную камеру. Исследования показывают, что в качестве регулируемого параметра наиболее просто можно использовать отношение P_2^* давления воздуха за компрессором к давлению газов за турбиной P_4^* . Зависимость между отношением P_2^*/P_4^* и $G_{тф}$ следующая: с увеличением $G_{тф}$ отношение P_2^*/P_4^* уменьшается вследствие увеличения P_4^* , вызванного повышением температуры $Tф^*$. Очевидно, для устранения отклонения отношения P_2^*/P_4^* от заданного в сторону снижения, необходимо уменьшить подачу топлива в форсажную камеру.

В случае использования форсажной камеры с изменяемой геометрией сопла за один из регулируемых параметров можно принять P_2^*/P_4^* , а за другой – температуру $Tф^*$. Обеспечивая программу $(P_2^*/P_4^*)_{max} = const$ изменением подачи топлива в форсажную камеру, можно за счет изменения площади критического сечения сопла поддерживать $Tф^*$ постоянной или изменять ее с целью изменения степени форсирования, а стало быть, и величины тяги двигателя на форсажном режиме. Системы регулирования форсажных камер могут быть замкнутые и незамкнутые. В незамкнутых системах подача топлива в форсажную камеру корректируется по давлению P_1^* и температуре $Tф^*$.

При использовании незамкнутой форсажной системы управления двигателем изменение критического сечения сопла на форсажном режиме оказывает влияние на

работу турбокомпрессора двигателя точно так же, как и на нефорсажном режиме, то есть увеличение сечения сопла приводит к понижению температуры T_3^* , и наоборот. Недостаточная статическая точность, а также независимость работы незамкнутых систем регулирования от работы и состояния самого двигателя привели к созданию замкнутых систем регулирования подачи топлива.

В замкнутой системе подача топлива в форсажную камеру регулируется по параметру, зависящему от ее работы. Ниже приводится описание принципа действия регулятора форсажного топлива с плунжерным насосом переменной производительности, который регулирует подачу топлива в двигатель по отношению давления воздуха за компрессором к давлению газа за турбиной P_2^*/P_4^* с ограничением по давлению P_1^* . Чувствительный элемент, выполненный в виде мембраны, измеряет отклонение отношения давлений P_2^*/P_4^* от расчетного максимального значения. При увеличении отношения P_2^*/P_4^* перемещение мембраны изменяет проходное сечение переменного жиклера в сторону уменьшения. При этом давление в пружинной полости сервопоршня наклонной шайбы плунжерного насоса увеличивается, и поршень начинает перемещаться влево, увеличивая угол наклона косо́й шайбы, то есть увеличивая подачу топлива в форсажную камеру. Аналогично при уменьшении P_2^*/P_4^* регулятор уменьшает подачу для восстановления заданного отклонения состава смеси. Для предотвращения переобогащения смеси при ухудшении по каким-либо причинам полноты сгорания топлива вводится незамкнутый регулятор по P_1^* , настроенный на несколько большую величину подачи топлива, чем это необходимо на режиме форсажа из условия $(P_2^*/P_4^*)_{max} = const$. Этот регулятор при нормальной работе форсажной камеры выключен. Он вступает в работу как ограничитель подачи топлива в слу-

чае ухудшения процесса его сгорания в форсажной камере.

Дросселирование тяги на форсажном режиме ТРД с замкнутой системой регулирования $(P_2^*/P_4^*)_{\max} = \text{const}$ может быть осуществлено уменьшением числа оборотов. Весьма существенным преимуществом замкнутой системы регулирования форсажной камеры по P_2^*/P_4^* является независимость работы турбокомпрессора от величины площади критического сечения сопла. Изменение величины этой площади оказывает влияние только на температуру T_{Φ}^* и подачу топлива в форсажную камеру. Это свойство замкнутой системы регулирования используется для управления тягой двигателя на форсажном режиме, которое сводится к управлению створками сопла: для уменьшения тяги створки прикрываются, а для увеличения – раскрываются. В связи с тем, что при этом число оборотов и температура T_3^* остаются постоянными, а уменьшение тяги осуществляется только за счет уменьшения подачи топлива в форсажную камеру, данный способ дросселирования является наиболее экономичным.

На выключенном форсаже наклонная шайба топливного плунжерного насоса находится на минимальном упоре, и для охлаждения ротора насоса обеспечивается постоянный расход топлива из полости ротора насоса на слив.

Форсажный режим включается при помощи электромагнита. Скорость открытия форсажного крана определяется пропускной способностью дроссельного пакета, чтобы обеспечить надежность запуска форсажной камеры. А характер изменения подачи топлива в процессе открытия форсажного крана зависит от изменения проходных сечений в форсажном кране по ходу крана и от изменения давления топлива на выходе из насоса. Время изменения давления топлива на выходе из насоса зависит от пропускной способности демпфера, через который под-

водится высокое давление в пружинную полость сервопоршня наклонной шайбы.

Для обеспечения постоянной скорости перемещения форсажного крана на всех высотах служит клапан постоянного давления, который поддерживает это давление на выходе из клапана независимо от изменения давления топлива за насосом.

Топливный, или программный, клапан, который устанавливается перед форсунками, позволяет при данных характеристиках форсунок получить желаемую зависимость между расходом топлива через весь комплект форсунок и давлением топлива после насоса. Желаемый закон изменения подачи топлива обеспечивается профилем клапана и характеристикой пружины.

Для снятия перегрузок высокого давления, возникающих при выключении форсажного крана служит клапан перепуска топлива, который работает по перепаду давлений до форсажного крана и после него, определяемого величиной затяжки пружины.

Величина перепада на клапане перепуска топлива определяет минимальное давление топлива на выключенном форсаже.

Отсечной клапан служит для предотвращения перетекания топлива в форсажный коллектор при выключенном форсаже.

Рассматривая вышеприведенные сложнейшие вопросы дальнейшего развития систем топливопитания и регулирования турбореактивных и ракетных двигателей, высокие требования к их надежности и технологичности, без решения которых нельзя вообще представить дальнейшее успешное развитие реактивной авиации и ракетной техники, необходимо отметить такой существенный в работе нашего предприятия факт, что коллектив в течение 40 лет возглавлял человек высочайшей квалификации, ответственности, дальновидности и требовательности к кадрам – Ф.А. Коротков.

Интересно мнение первого заместителя Главного конструктора нашего ОКБ, лауреата

Государственной премии СССР А.А. Артемьева, высказанное им в своих воспоминаниях о характерных чертах и деятельности руководителя нашего предприятия Ф.А. Короткова. А.А. Артемьев писал:

«Обладея большим талантом конструктора и организатора, Федор Амосович был руководителем впередсмотрящим, умеющим слушать советы, принимать ответственные решения и добиваться их реализации. В жизни коллектива возникало немало проблем, от решения которых зависел успех не только нашей деятельности, но и успех деятельности других коллективов моторных ОКБ и серийных заводов. В этих условиях необходимы творческие решения на высоком техническом уровне, устраняющие препятствия нормальной эксплуатации авиационной техники. Например, когда в систему регулирования турбореактивных двигателей РД-45, ВК-1 было введено автоматическое устройство, позволяющее свободно управлять режимом работы двигателя в условиях эксплуатации. Это резко повысило тактико-технические данные боевых самолетов. Важнейшая роль в решении проблемы, – создании автомата приемистости – принадлежала Ф.А. Короткову...

Решения, которые принимал Главный конструктор Коротков, иногда были непонятны и даже казались загадочными, однако, жизнь чаще всего подтверждала их правильность».

Коллектив предприятия в эти годы проводил огромную работу по дальнейшему развитию и совершенствованию систем автоматического регулирования ТРД, ТВД, ПВРД, обеспечивающих работу и полеты все более новой и разнообразной авиационной и ракетной техники.

В пятидесятые годы XX в. коллектив, руководимый Ф.А. Коротковым, создавал системы автоматического управления и топливопитания (САУ) для двигателей целой серии истребителей: МиГ-19 (РД-9В), МиГ-21 (Р11-300), МиГ-25 (Р15Б-300), Су-15

(Р11-300), Су-7 (Ал-7), Ту-128 (Ал-7), Су-25 (Р11-300), Як-25 (АМ-5), Як-28 (Р13-300), бомбардировщиков Ту-16 (РД-3М), Ту-22 (ВД-7М), Ту-95 (НК-12), МЗ (ВД-7), М4 (ВД-7); пассажирских и транспортных самолетов: Ту-104 (АМ-3), Ту-114 (НК-12), Ил-18 (АИ-20), Ан-10 (АИ-20), Ан-12 (АИ-20), Ан-24 (АИ-24), Ан-32 (АИ-20); вертолетов: Ми-2 (ГТД-350), Ми-8 (ТВЗ-117). Агрегаты САУ указанных выше самолетов и двигателей: НР-10, НР-11, ПН-15, ПН-28, НР-21, НР-22, НР-25, НР-54, НР-14, НР-24, НР-7, 1008, 1046, ФР-9, ФН-9, АДТ-24, НД-24, КТА, НР-40, РО-40, ПН-40, СО-40, КА-40, ИМ-40 – и их многочисленные модификации являлись частями сложных систем регулирования основного и форсажного контуров, реактивного сопла и управления системой топливопитания.

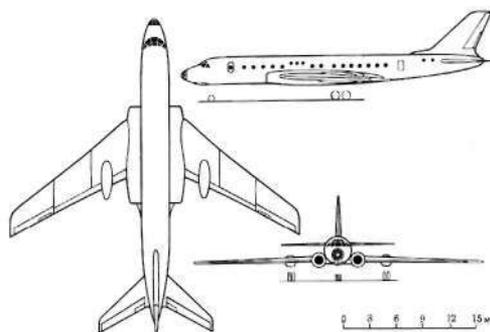
Эти системы регулирования основного контура имели изодромный регулятор частоты вращения, автоматы запуска и приемистости типа ОНД. Системы регулирования форсажного контура обеспечивали подачу топлива в зависимости от степени понижения давления газа в турбине с ограничением по давлению воздуха за компрессором двигателя. Системы топливопитания основного контура двигателя осуществлялись шестеренными и плунжерными насосами высокого давления. Впервые на двигателе Р15Б-300 был применен форсажный насос центробежного типа и электронный ограничитель режимов. Вся эта огромная масса агрегатов различных систем была разработана, изготовлена, испытана, проверена стендовыми и летными испытаниями в жестко оговоренные сроки и передана в серийное производство соответствующим серийным заводам. При этом надо иметь в виду, что в это же время шла интенсивная поисковая работа лучших вариантов автоматических узлов, непрерывное совершенствование уже достигнутого. Поэтому и неудивительно, что за период 1951–1959 гг. в нашем ОКБ

было выполнено 260 разработок и модификаций агрегатов систем регулирования различной сложности. Стройная доктрина развития отечественной авиационной промышленности не могла не дать хороших результатов. Уже к середине пятидесятих годов XX в. Советский Союз имел современные боевые самолеты: фронтовой истребитель

области. Так, например, научный обозреватель лондонского «Дейли мейл» Стивенсон Пью, присутствовавший на параде, писал: «СССР показал новые реактивные самолеты, обладающие сверхзвуковой скоростью, которые обещают ему и в авиации то же самое первое место, что и в космосе... Оглушенный виденным, я чувствовал себя букашкой... Ни



1



2

1. Ведущий конструктор Иванов И.С.

2. Самолет Ту-104 с двигателями АМ-3 и агрегатами ПН-28

МиГ-19, всепогодный ночной истребитель-перехватчик Як-25, модернизированный фронтовой бомбардировщик Ил-28, дальний бомбардировщик Ту-16. На смену им уже подходили МиГ-21, Як-28, Су-15 и М-3.

После праздника авиации в Тушине и парада самолетов в 1959 г. западные специалисты в один голос стали подчеркивать блестящие достижения советского народа в этой

на одном параде в Америке, Франции или Англии я не видел такого мастерства», а парижская «Пари пресс Энтрансжан» добавляла: «Это было потрясающим открытием... Представители западных стран могли считать, что они владеют значительным преимуществом в области авиации. В Тушине русские доказали, что они способны посвящать свои силы одновременно завоеванию космоса и созданию таких самолетов...»

Наряду с этими достижениями коллектив ОКБ разработал и оснастил системами регулирования ряд реактивных двигателей, идущих на новые самолеты гражданской авиации. К этому времени на линиях ГВФ вошли в эксплуатацию магистральные пассажирские самолеты Ту-104, Ан-10, Ил-18, Ту-114 с реактивными двигателями, управляемыми нашими САР.

Параллельно с этими работами в середине пятидесятых годов разрабатывались системы

регулирования прямоточных двигателей для ракетных комплексов, в которых принимали участие ведущие конструкторы В.И. Константинов, Н.В. Луцкая, М.И. Токарь. В серию была передана система РПТ, выполняющая функции обеспечения заданных характеристик прямоточки (ПВРД). Данная система в своем развитии имела несколько модификаций.

Коллектив ОКБ, руководимый Ф.А. Коротковым, готовился к новым творческим достижениям.