

4
МИНИСТЕРСТВО ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО СПЕЦИАЛЬНОГО
ОБРАЗОВАНИЯ РСФСР

КУЙБЫШЕВСКИЙ ОРДЕНА ТРУДОВОГО КРАСНОГО ЗНАМИНИ
АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ имени академика С. П. КОРОЛЕВА

**ПРОВЕРКА ПРАВИЛЬНОСТИ
ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ
САМОЛЕТОМ Ту-154**

Утверждено
редакционно-издательским
советом института
в качестве
методических указаний
к лабораторной работе
для студентов

КУЙБЫШЕВ 1986

УДК 629.735.33.004.1

Изложены краткие сведения о конструкции и работе систем основного и вспомогательного управления самолетом Ту-154 и технология проверки правильности функционирования систем управления.

Указания предназначены для студентов, изучающих техническую эксплуатацию летательных аппаратов, и могут быть использованы при изучении конструкции самолета Ту-154.

Составители: Н. Н. Игонин, Ю. М. Морозов

Рецензенты: А. Н. Контев, А. Я. Спирельников

Цель работы: закрепление знаний при изучении дисциплин «Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей», «Авиационная техника» и приобретение навыков проверки правильности функционирования системы управления самолетом Ту-154.

Порядок выполнения работы

1. Изучить конструкцию и работу систем управления самолетом Ту-154.
2. Ознакомиться с технологией проверки функционирования систем управления.
3. Выполнить подготовительные работы.
4. Проверить правильность функционирования систем основного и вспомогательного управления самолетом Ту-154.
5. Выполнить заключительные работы.
6. Оформить отчет.
7. Контрольный опрос и подведение итогов занятий.

1. КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ О КОНСТРУКЦИИ И РАБОТЕ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ Ту-154

1.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Система управления самолетом Ту-154 включает управление рулем высоты (РВ), рулем направления (РН) и элеронами с элерон-интерцепторами. Управление этими органами принято называть основным управлением в отличие от вспомогательного управления, к которому на самолете Ту-154 относятся управление механизацией крыла (закрылками, предкрылками, средними и внутренними интерцепторами) и управление углом установки стабилизатора.

Особенностью системы основного управления является использование для отклонения рулевых поверхностей гидравлических рулевых приводов (РП), установленных непосредственно у рулевой поверхности (рис. 1). Управляющий золотник 4 через тягу, входную качалку 2 (входное звено РП) связан с командным рычагом (колонкой, штурвалом, педалями) жесткой одинарной

проводкой, а шток 7 (выходное звено РП) с рулевой поверхностью 8. При такой схеме управления (необратимая бустерная система) рулевой привод (бустер) полностью воспринимает усилие от шарнирного момента $M_{ш}$ аэродинамических сил рулевой поверхности и не передает усилие на колонку, штурвал и педали.

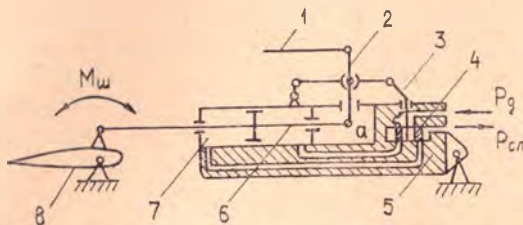


Рис. 1. Схема необратимой бустерной системы управления рулевой поверхностью:
 1 — тяга управления; 2 — входное звено рулевого привода (качалка); 3 — рычаг и валик управления золотниковым распределителем; 4 — золотник гидравлического распределителя; 5 — корпус рулевого привода (бустера); 6, 7 — шток и цилиндр рулевого привода; 8 — рулевая поверхность

Рассмотрим работу системы бустерного управления (рис. 1). Перемещение тяги управления 1 вызывает поворот входного звена 2 относительно точки a и через тягу перемещение золотника гидравлического распределителя РП. Рабочая жидкость под давлением P_d поступит в соответствующую полость цилиндра 7. Движение штока вызовет отклонение руля и одновременно возврат золотника в нейтральное положение.

Для имитации усилий на командных рычагах от аэродинамических сил, действующих на рулевые поверхности, в проводку управления введены пружинные механизмы загрузки (загружатели), обеспечивающие пилоту «чувство управления».

С увеличением скорости полета (скоростного напора) возрастает эффективность рулей, т. е. уменьшается необходимая величина отклонения рулей на единицу перегрузки. Поэтому для исключения возможности непреднамеренного вывода самолета на опасные перегрузки, превышающие максимально допустимые эксплуатационные значения, предусмотрено подключение в систему управления РВ и РН на всех этапах полета, кроме взлета и посадки, дополнительного силового упора — полетного загрузателя, обеспечивающего резкое увеличение усилий на командных рычагах при отклонении их на большие углы (рис. 2). В установившихся режимах полета усилие обжатия пружинных механизмов

загрузки (командные рычаги отклонены от нейтрального положения) в определенном диапазоне углов отклонения рулевых поверхностей может быть снято механизмом триммерного эффекта (МЭТ).

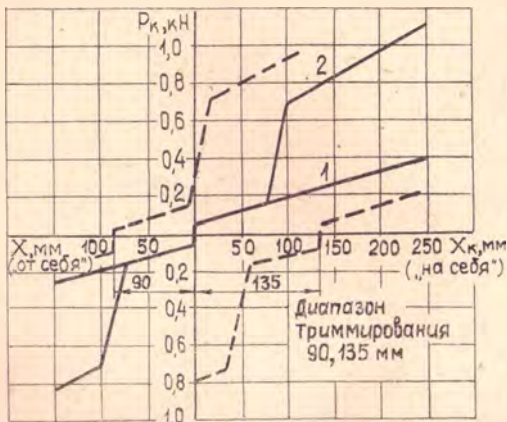


Рис. 2. Изменение усилий на колонке управления от ее перемещений при включении взлетно-посадочного (1) и полетного (2) загрузителей

В систему основного управления входит автоматическая бортовая система управления АБСУ-154. Она предназначена для улучшения характеристик устойчивости и управляемости, автоматического поддержания заданного режима полета (стабилизация барометрической высоты, скорости, угла тангажа, крена и курса), автоматического пилотирования самолета по сигналам самолетных и наземных устройств (вывод самолета на заданную траекторию пути; заход на посадку до высоты 16...30 метров; полет по радиомаякам; уход на второй круг). Исполнительным органом АБСУ является электрогидравлический рулевой агрегат (РА), который включен в проводку управления при помощи дифференциальной качалки. Такое подключение обеспечивает независимость управления входным звеном РП от командного рычага и от РА, работающего по сигналам АБСУ.

Командные рычаги, связанные жесткой проводкой с РП, образуют контур ручного управления. Рулевые агрегаты и РП — контур автоматического управления. Последний служит не только для автоматического (без вмешательства пилота) управления самолетом, но и, что весьма существенно, для улучшения характеристик устойчивости и управляемости самолета. Улучшение ха-

рактических характеристик устойчивости осуществляется работой АБСУ-154 в режиме демпфирования, когда для быстрого затухания переходного процесса (рис. 3) используется отклонение рулевой поверхности в сторону, препятствующую развитию вращения самолета.

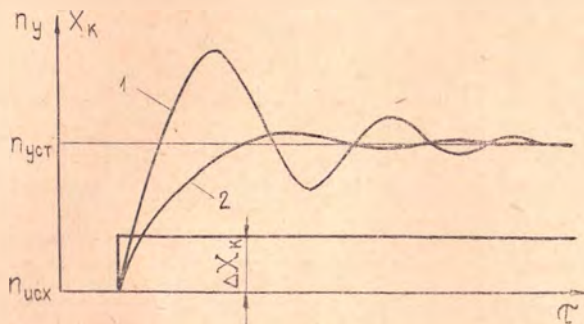


Рис. 3. Изменение перегрузки n_y во времени при отклонении штурвальной колонки на ΔX_k : 1 — с выключенной системой демпфирования; 2 — с включенной системой демпфирования; $n_{исх}$ — исходное значение перегрузки; $n_{уст}$ — установившееся значение перегрузки

Для обеспечения высокой надежности системы основного управления РП выполнены трехкамерными. Каждая камера (гидроцилиндр с золотниковым распределительным устройством) подключена к одной из трех независимых гидросистем. Трехкратно резервирована и АБСУ-154. Работоспособность системы управления обеспечивается при отказе одного из трех каналов гидроуправления и с определенными ограничениями режимов полета при отказе двух каналов гидроуправления (например, отказ в работе 2 гидросистем).

В системах продольного и поперечного управления самолетом в случае выхода из строя РП (например, заклинивание распределительных устройств или штока РП) обеспечивается отклонение другой половины руля высоты (элерона) за счет установки в проводке управления каждой половиной руля и элерона пружинных тяг.

Вспомогательное управление — управление механизацией крыла и углом установки стабилизатора. Механизация крыла включает трехшелевые раздвижные закрылки, предкрылки, расположенные вдоль передней кромки крыла, четыре секции средних и две секции внутренних интерцепторов.

Закрылки (внутренние и внешние) отклоняются на этапах взлета и посадки на углы соответственно 28 и 45°. Система перемещения закрылка (СПЗ-1А) электрогидромеханическая, следящего типа. Механическая система с гидроприводом обеспечивает синхронное отклонение секций закрылка на углы 0...45°. Система СПЗ-1А может работать в трех режимах. В автоматическом режиме (основной режим работы) СПЗ-1А обеспечивает отклонение закрылка на углы, задаваемые пилотом по лимбу рукоятки управления. Режим ручного управления используется при отказе автоматического режима работы. Режим синхронизации исключает возможность установки секций закрылка каждого полукрыла на разные углы в случаях разрушений трансмиссии механической системы.

СПЗ-1А дважды резервирована по электрическим и гидравлическим каналам управления. При отказе одного канала управления сохраняется работоспособность системы, но при этом увеличивается продолжительность выпуска (уборки) закрылка.

Система управления предкрылком электромеханическая и включает электропривод вращательного движения, трансмиссию и винтовые подъемники. Дистанционная электрическая система управления положением предкрылка дважды резервирована по электрическим каналам управления. В случае отказа одного канала управления работоспособность системы сохраняется, но при этом увеличивается продолжительность выпуска (уборки) предкрылка.

Следящая электрогидравлическая система управления положением средних интерцепторов обеспечивает отклонение интерцепторов на углы 0...45° пропорционально положению рукоятки управления. Исполнительным механизмом каждой секции интерцепторов является однокамерный рулевой привод, входное звено которого соединено с рукояткой управления тросовой проводкой управления.

Система управления внутренними интерцепторами — электрогидравлическая. Исполнительным механизмом каждой секции является гидроцилиндр. Синхронизация отклонений секций интерцепторов каждого полукрыла обеспечивается путем подачи одинакового количества рабочей жидкости в гидроцилиндры.

Изменение угла установки стабилизатора осуществляется винтовым подъемником и приводом от электромеханизма. Электромеханизм имеет два независимых канала управления и позволяет устанавливать стабилизатор на углы —1,5...—7° относительно строительной горизонтали фюзеляжа (СГФ).

Для упрощения работы экипажа предусмотрено совмещенное управление закрылками, предкрылками, стабилизатором и меха-

низмами включения (выключения) полетных загрузателей. Совмещенное (автоматическое) управление осуществляется по командам системы СПЗ-1А.

1.2. СИСТЕМА ОСНОВНОГО УПРАВЛЕНИЯ

В систему основного управления входят: управление рулем высоты (РВ), рулем направления (РН) и элеронами с элеронами-интерцепторами.

Основными агрегатами системы управления являются командный рычаг (штурвал, штурвальная колонка, педали ножного управления), пружинные загрузатели, механизм электротриммирования, рулевой агрегат РА-56 и рулевой привод, связанные между собой жесткой одинарной проводкой.

Основное управление самолетом сдвоенное, т. е. позволяет осуществлять управление как первым, так и вторым пилотом.

Командные рычаги, пружинные загрузатели, механизмы электротриммирования расположены в кабине экипажа, рулевые приводы связаны непосредственно с РВ, РН, элеронами и элерон-интерцепторами. Проводка управления в фюзеляже проложена под полом пилотской и пассажирской кабины вдоль левого борта фюзеляжа в общих роликовых направляющих, на поводках и качалках.

Ограничение предельных углов отклонений командных рычагов производится регулируемыми упорами качалок управления РВ, РН и элеронами на шпангоуте № 8, а углов отклонений рулей и элеронов — регулируемыми упорами, расположенными на переднем лонжероне киля (для качалок управления РВ и РН) и на заднем лонжероне крыла под полом пассажирской кабины у дифференциальной качалки. Маркировка тяг выполняется черной краской на обоих концах тяг. Тяги маркируются нанесением колец черного цвета: тяги РВ — три кольца, тяги РН — два кольца, тяги элеронов — одно кольцо.

Рассмотрим работу системы управления на примере продольного управления самолетом. При отклонении штурвальной колонки 1 (рис. 4) от нейтрального положения перемещаются штоки взлетно-посадочного 4 и полетного 2 загрузателей, сжимая их пружины, и на командном рычаге создается усилие, пропорциональное углу отклонения руля высоты или штурвальной колонки. Взлетно-посадочный загрузатель, схема которого показана на рис. 5, постоянно подключен к рычагам вала колонок и вала загрузателей и обеспечивает взлетно-посадочную силовую характеристику управления (рис. 2, зависимость 1). Полетный загрузатель включается в систему загрузки штурвальной колонки механизмом

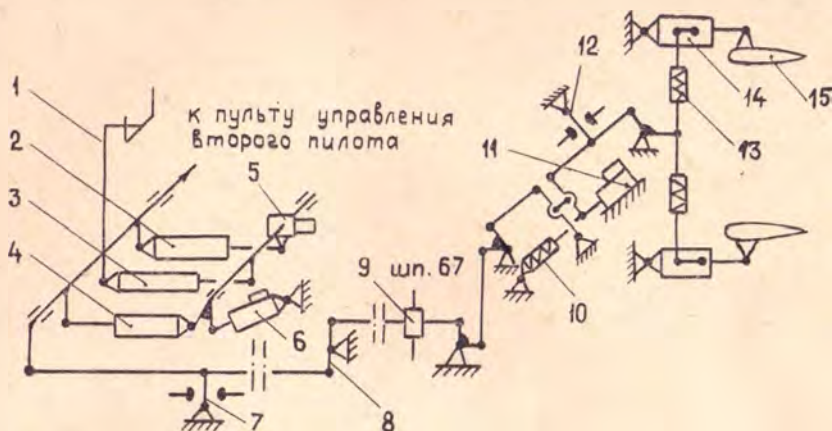


Рис. 4. Схема управления рулем высоты: 1 — колонка управления; 2 — полетный загрузатель; 3 — следящая тяга; 4 — взлетно-посадочный загрузатель; 5 — механизм включения полетного загрузателя; 6 — механизм триммирования; 7 — качалка с ограничителями отклонения; 8 — коромысловая качалка; 9 — узел герметизации; 10 — центрирующая тяга РА; 11 — рулевой агрегат РА-56; 12 — качалка с ограничителями отклонения; 13 — пружинная тяга; 14 — рулевой привод РП-56; 15 — руль высоты

включения и создает дополнительное усилие на колонке при отклонении РВ на углы более $\pm 8^\circ$ ((75 ± 5) мм по ходу штурвальной колонки). В диапазоне меньших углов отклонений полетный загрузатель не препятствует отклонению колонки за счет наличия свободного хода рычага устройства включения загрузателя. Исполнительным органом механизма включения полетного загрузателя служит электромеханизм перемещения МП-100. Управление механизмом включения полетного загрузателя производится трехпозиционным переключателем «Полетный загрузатель РВ и РН», расположенным на козырьке средней приборной доски летчиков. В положении «Автомат» полетный загрузатель автоматически включается при уборке закрылков и отключается при их выпуске. В двух других положениях «Полет» или

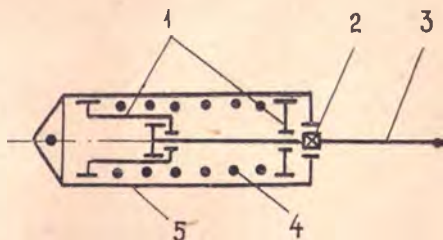


Рис. 5. Схема взлетно-посадочного загрузателя: 1 — плунжер; 2 — упор штока; 3 — шток; 4 — пружина; 5 — цилиндр

«Взлет-посадка» производится принудительное включение (выключение) полетного загрузителя. О положении механизма включения полетного загрузителя сигнализирует световое табло «Взлет-посадка» рис. 6, позиция 8), которое горит при отключенном полетном загрузителе.

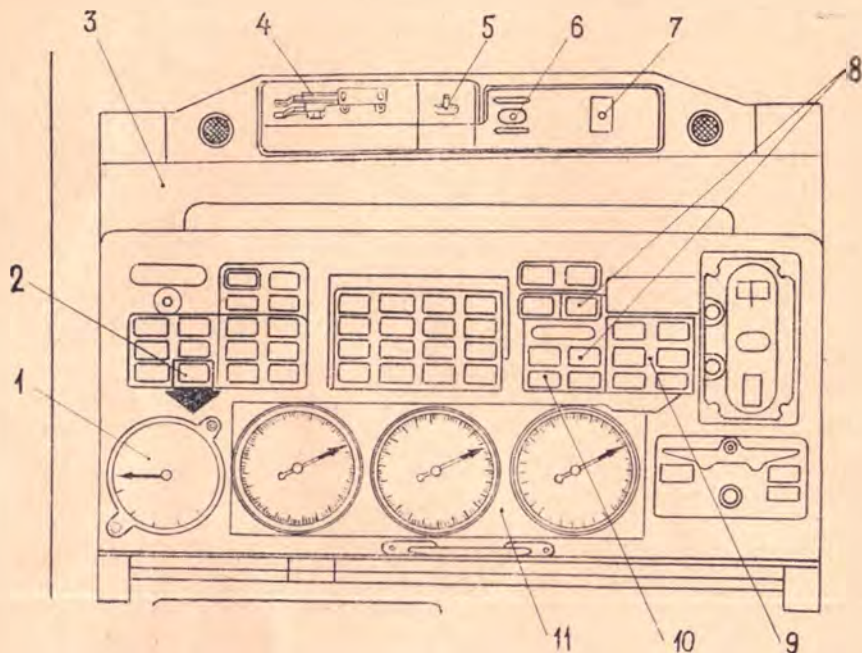


Рис 6. Средняя приборная доска пилотов:

1 — указатель положения стабилизатора; 2 — световое табло «Стабилизатор включен»; 3 — козырек средней приборной доски; 4 — переключатель управления положением стабилизатора; 5 — нажимной переключатель включения МЭТ элеронов; 6 — нажимной переключатель включения МЭТ руля направления; 7 — трехпозиционный переключатель «Полетный загрузчик РВ и РН»; 8 — световое табло, сигнализирующее взлетно-посадочный режим загрузки управления РВ и РН; 9 — световое табло, сигнализирующее положение замков средних и внутренних интерцепторов; 10 — световое табло «Нейтр. курс», «Нейтр. тангаж», «Нейтр. крен»; 11 — указатели частоты вращения двигателей НК-8-2

Для снятия усилия со штурвальной колонки в установившемся режиме полета в систему управления включен электромеханизм триммерного эффекта 6 (см. рис. 4). При включении электромеханизма МЭТ-45 его шток через рычаг поворачивает вал загрузителей и уменьшает величину обжатия пружин загрузителей.

Механизм триммирования позволяет снимать усилие со штурвальной колонки в диапазоне (135 ± 6) мм (на себя) и (90 ± 4) мм (от себя) хода колонки (см. рис. 2). Управление триммированием производится двумя нажимными кнопками на штурвалах колонок управления и нажимным переключателем (аварийное управление) на среднем пульте летчиков. Нейтральное положение механизма триммирования контролируется световым табло 10 «Нейтр. тангаж» на средней приборной доске (рис. 6).

Отклонение штурвальной колонки системой тяг и качалок передается двум рулевым приводам РП-56, отклоняющим каждую половину руля высоты (см. рис. 4).

В проводке управления РВ на заднем лонжероне стабилизатора установлены две пружинные тяги. Они обеспечивают управление одной половиной руля при заклинивании другой или выходе из строя РП-56. При заклинивании половины РВ пилот дополнительным усилием на колонке будет обжимать пружинную тягу.

Строенный электрогидравлический агрегат РА-56 В-1 присоединен к проводке управления РВ с помощью дифференциальной качалки. Такое подключение позволяет отклонять РВ либо от колонки, либо от РА-56. К штоку РА-56 подключена пружинная центрирующая тяга 10, которая служит для постановки штока в нейтральное положение при выключенной АБСУ или отказе РА, чем обеспечивается согласованное положение колонок управления и РВ.

Работа системы управления РН аналогична. Отличие заключается в том, что управление осуществляется с пульта ножного управления перемещением педалей 1 (рис. 7). Для удобства управления предусмотрено регулирование положения педалей. Устройство регулирования 8 представляет собой винтовую пару с приводом от электродвигателя, управление которым осуществляется переключателями, расположенными на бортовых панелях кабины экипажа. При включении электромеханизма происходит перемещение качалки относительно вертикального вала 9 и поворот педалей относительно осей шарнирных опор.

Силовая характеристика управления по каналу курса представлена на рис. 8. При отключенном полетном загрузателе максимально возможному отклонению РН на $\pm 25^\circ$ соответствует усилие на педалях 450 Н (~ 45 кгс). Подключение полетного загрузателя приводит к резкому, на 600 Н (~ 60 кгс), увеличению усилий на педалях при отклонении РН на угол более $7,5^\circ$ (соответствует перемещению педалей на 37,5 мм от нейтрального положения), что воспринимается пилотом как «упор» и исключает вывод самолета на опасные, с точки зрения прочности, углы скольжения.

Управление элеронами производится поворотом штурвала колонки на углы $0 \dots 125^\circ$ от нейтрального положения. Вращение штурвала через цепную передачу и тросовую проводку передается секторной качалке пульта управления и далее тяге управления.

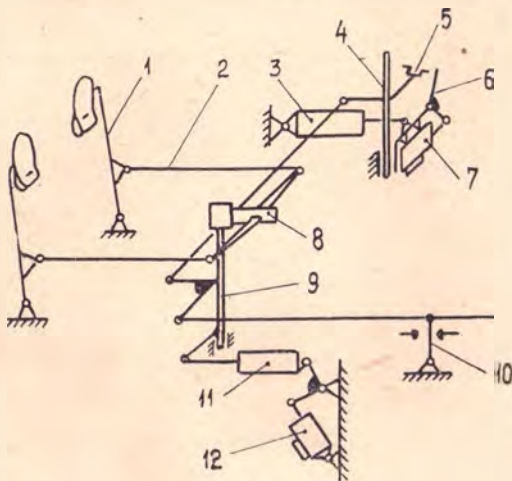


Рис. 7. Схема управления рулем направления в кабине пилотов:

1 — педали управления; 2 — тяги; 3 — полетный загрузатель; 4 — вертикальный вал; 5 — секторная качалка; 6 — рычаг стопора; 7 — электромеханизм включения полетного загрузателя; 8 — механизм регулирования педалей по росту летчика; 9 — вертикальный вал левого пульта управления; 10 — качалка с ограничителями; 11 — взлетно-посадочный загрузатель; 12 — механизм триммирования

Для загрузки штурвала при его отклонении применяется только один загрузатель, обеспечивающий линейную зависимость усилий на штурвале от углов отклонений элеронов (рис. 9). В качестве силового привода для отклонения элеронов используется рулевой привод РП-55, отличающийся от РП-56 тем, что три камеры (цилиндр с поршнем) подключены к элерону параллельно (в РП-56 они включены последовательно).

Элерон-интерцептор отклоняется только вверх при отклонении элерона на угол более $1,5^\circ$.

При отклонении элерона вверх на 20° элерон-интерцептор отклоняется на 45° . Отклонение элерон-интерцептора осуществляется «следящими» гидроприводами РП-58 (два привода) и РП-57,



Рис. 8. Изменение усилий на педалях P_n от их перемещения X_n

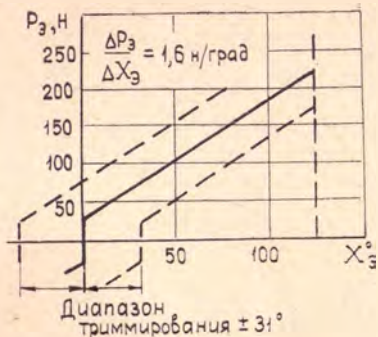


Рис. 9. Изменение усилий P_3 на штурвале при его отклонении на угол X_3^0

которые через систему тяг и качалок получают входное перемещение непосредственно от элерона при отклонении его вверх на углы свыше $1,5^\circ$. Для сохранения работоспособности системы управления элеронами при отказах в системе управления элерон-интерцепторами (например, заклинивание РП) в линии проводки управления элерон-интерцепторами установлены две пружинные тяги.

Трехкамерные рулевые приводы и рулевые агрегаты основного управления подключены к трем независимым гидросистемам самолета через электромагнитные краны ГА-165. Управление кранами осуществляется тремя выключателями «Бустерное управление», установленными под предохранительной крышкой на верхнем электрощитке пилотов (рис. 10, поз. 2).

1.3. СИСТЕМЫ ВСПОМОГАТЕЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ

Управление закрылками. Управление положением закрылка осуществляется системой СПЗ-1А, которая обеспечивает: перемещение закрылка на углы, задаваемые положением рукоятки управления, выдачу управляющих электросигналов на управление предкрылками, стабилизатором и полетными загрузителями. Исполнительным механизмом механической системы служит реверсивный гидропривод 15 (рис. 11) вращательного движения (РП-60-1), выходной вал которого через трансмиссию 17 соединен с винтовыми подъемниками 14 закрылка. Каждый закрылок перемещается двумя подъемниками.

Гидропривод РП-60 состоит из двух гидродвигателей, понижающего дифференциального редуктора и двух фрикционных

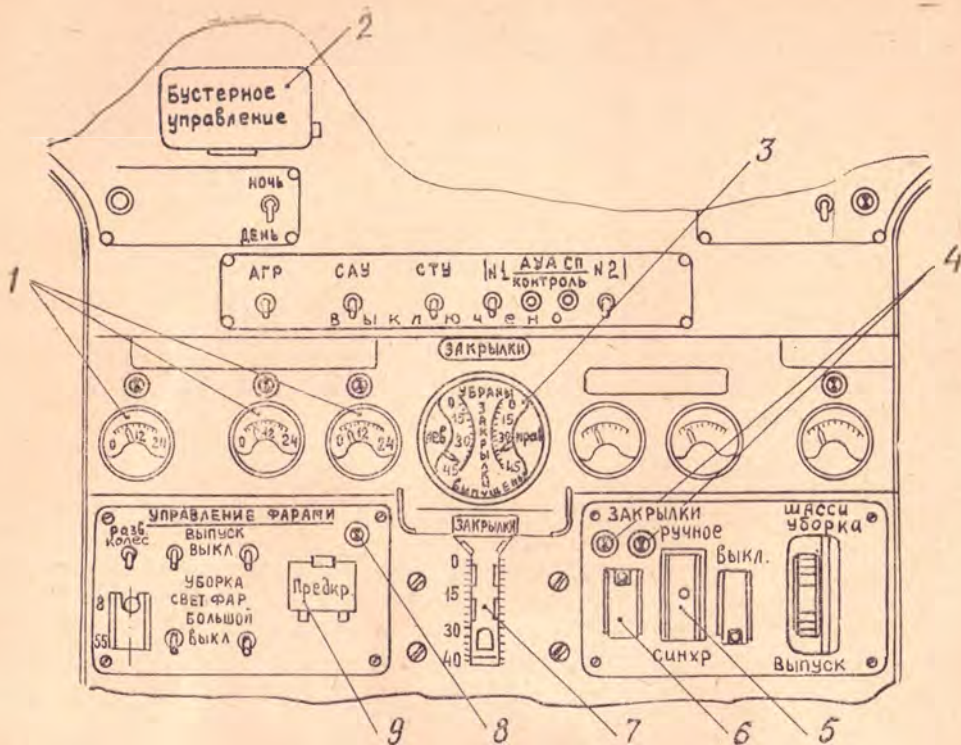


Рис. 10. Верхний электрощиток пилотов:

1 — указатели манометров I, II и III гидросистем; 2 — включатели бустерного управления; 3 — указатель положения закрылков; 4 — лампы сигнализации работы I и II каналов системы СПЗ-1А; 5 — переключатель выбора режима работы СПЗ-1А; 6 — включатель «Питание» системы СПЗ-1А; 7 — рукоятка управления положением закрылка (МКВ-43А); 8 — сигнальная лампа работы системы управления предкрылками; 9 — переключатель ручного управления предкрылками

тормозных устройств, осуществляющих стопорение выходного вала РП-60 при выключенной системе СПЗ. Каждый гидродвигатель через электромагнитный золотниковый распределитель подключен к двум независимым гидросистемам самолета (к I и II гидросистемам) и снабжен регулятором расхода рабочей жидкости. Благодаря регулятору расхода частота вращения выходного вала РП-60 поддерживается постоянной, равной 212 об/мин и не зависит от величины нагрузки на валу. При отказе одного канала управления частота вращения выходного вала уменьшается в два раза (за счет работы дифференциального редуктора) с сохранением крутящего момента (200 Н·м).

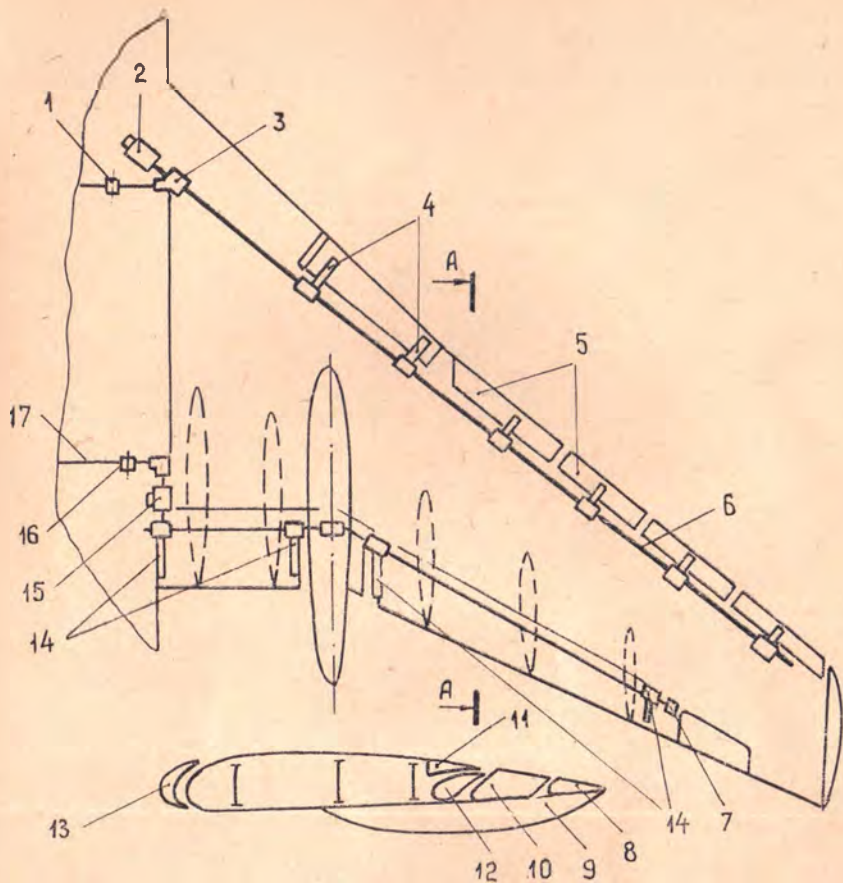


Рис. 11. Схема проводки управления предкрылками и закрылками: 1, 16 — узел герметизации; 2 — электромеханизм ЭПВ-3П; 3 — угловой редуктор; 4 — винтовые подъемники предкрылка; 5 — секция предкрылка; 6 — валы трансмиссии; 7 — механизм концевых выключателей МКВ-41; 8 — хвостик закрылка; 9 — балка-опора закрылка; 10 — средняя часть закрылка; 11 — интерцептор; 12 — дефлектор закрылка; 13 — предкрылок; 14 — винтовые подъемники закрылка; 15 — гидропривод РП-60; 17 — трансмиссия закрылка

Система СПЗ-1А имеет три режима: автоматический, ручной и режим синхронизации. Автоматический (основной) режим работы осуществляется электроавтоматикой СПЗ, которая обеспечивает установку закрылка на угол, соответствующий положению рукоятки управления (задатчика механизма концевых выключателей МКВ-43А). При изменении положения ручки механизма МКВ-43А возникает электрический сигнал рассогласования

$\Delta U = U_1 - U_2$ (рис. 12) между напряжениями с потенциометра Π_1 задатчика и Π_2 МКВ-42, определяющего положение закрылка. Элемент сравнения ЭС и усилитель У блока автоматики

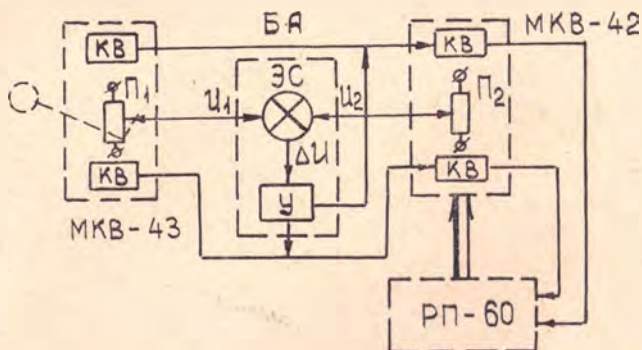


Рис. 12. Функциональная блок-схема автоматической части системы СПЗ-1А

БА выдают сигнал на включение РП-60. Происходит выпуск или уборка закрылка (в зависимости от знака напряжения рассогласования) до тех пор, пока $\Delta U = 0$.

При ручном режиме управления «следящая» система СПЗ-1А не работает и выпуск (уборка) закрылка осуществляется срабатыванием конечных выключателей (КВ) в МКВ-43, по сигналу которых непосредственно включается гидропривод. Для выпуска (уборки) требуется установить рукоятку управления МКВ-43 в соответствующие крайние положения, в которых происходит срабатывание конечных выключателей. Перевод рукоятки в любое промежуточное положение выключает из работы гидропривод. При достижении закрылком крайних значений углов установки (0 и 45°) привод РП-60 выключается КВ механизма МКВ-42А.

Режим синхронизации — режим автоматического слежения за величиной угла рассогласования между закрылками левого и правого крыла.

Рассогласование является следствием нарушения кинематической связи закрылков левого и правого крыла (разрушение трансмиссии). В режиме синхронизации СПЗ-1А устанавливают работоспособный закрылок на тот же угол, что и отказавший. Разница в углах установки при этом не превышает 2°55'.

Режим работы СПЗ-1А устанавливается положением переключателя 5 (см. рис. 10), имеющего три положения: «Ручное», «Автомат» и «Синхронизация». В нейтральном положении («Автомат») переключатель закрыт предохранительным колпачком.

Сигнализация работы каналов управления СПЗ-1А осуществляется зелеными лампами 4. Лампы горят при работе каналов. Положение закрылка (правого и левого полукрыла) контролируется по указателю 3.

Управление предкрылками. Предкрылки выпускаются на взлете и посадке на угол $18,5^\circ$. Перемещение предкрылка осуществляется электроприводом 2 (см. рис. 11) типа ЭПВ-8П, который через трансмиссию 6 вращает винтовые подъемники 4 каждой секции предкрылка. Электропривод ЭПВ-8П снабжен двумя реверсивными электродвигателями переменного тока, каждый из которых имеет электромагнитные муфты сцепления (торможения) и автономные цепи питания. Муфты торможения стопорят трансмиссию и предкрылок при выключенной системе управления. Система управления положением предкрылка электрическая, дважды резервирована и позволяет осуществлять уборку и выпуск предкрылков в двух режимах работы. Режим автоматического управления задается обжатием штоков двух конечных выключателей, установленных под защитным колпачком (см. рис. 10) переключателя ручного управления. Когда колпачок закрыт (обжаты конечные выключатели, переключатель находится в положении «Выкл.»), управление положением осуществляется от системы СПЗ-1А. Ручной режим управления (колпачок открыт) осуществляется постановкой переключателя в положения «Уборка» или «Выпуск». Независимо от режима работы системы управления электропривод выключается в крайних положениях предкрылка 0 и $18,5^\circ$ конечными выключателями в МКВ-40А, установленными на левом угловом редукторе трансмиссии.

Контроль работы системы и положения предкрылка осуществляется лампочкой 8 (см. рис. 10). При убранных предкрылках лампа не горит, при выпущенных — горит, при уборке и выпуске — мигает.

Управление стабилизатором. Выпуск предкрылков и закрылков приводит к увеличению пикирующего момента за счет смещения центра давления крыла назад на величину X (рис. 13). При этом балансировка самолета при малых скоростях полета и передней центровке отклонением руля высоты на большие углы вверх недопустима из-за необходимости обеспечения требуемого запаса хода РВ для совершения маневра.

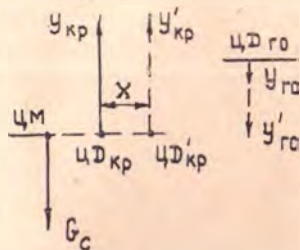


Рис. 13. Вертикальные силы, действующие на самолет, в горизонтальном полете:

($У_{кр}$, $У_{го}$ — подъемная сила крыла, горизонтального оперения; G_c — масса самолета; $ЦД_{кр}$, $ЦД_{го}$, $ЦМ$ — соответственно центр давления крыла, горизонтального оперения и массы самолета)

Поэтому самолет Ту-154 оборудован переставным стабилизатором. В горизонтальном полете с убранной механизацией угол установки стабилизатора при положении РВ, близком к нейтральному, равен $-1,5^\circ$ (согласованное положение стабилизатора), а при посадке, в зависимости от положения центра масс самолета, $-3 \dots -7^\circ$ относительно СГФ.

Угол установки стабилизатора изменяется механизмом управления стабилизатором (МУС-3 ПТВ). В состав МУС-3 ПТВ входят винтовой подъемник и электропривод, оснащенный двумя электродвигателями 3-фазного переменного тока. Управление механизмом осуществляется переключателем 4 (см. рис. 6) (ручной режим управления), который может быть установлен в положение «Кабрир.», «Пикир.» и «Автомат». В положении «Автомат» управление МУС-3 ПТВ осуществляется от системы управления закрылками (автоматический режим). Контроль положения стабилизатора осуществляется по указателю 1 и световому табло 2 «Стабилизатор включен». Световое табло горит при работающем механизме МУС-3 ПТВ. В крайних положениях стабилизатора цепь управления выключается концевыми выключателями механизма МКВ-40, установленного на приводе. При отключенной системе управления стабилизатор фиксируется тормозными муфтами и самотормозящейся винтовой парой подъемника.

Управление интерцепторами. Средние интерцепторы (воздушные тормоза) используются на этапе снижения для увеличения крутизны траектории и уменьшения времени снижения на послепосадочном пробеге.

Система управления средними интерцепторами электрогидравлическая, следящая и обеспечивает линейную зависимость угла отклонения интерцепторов от положения рукоятки управления. Перемещение рукоятки через тросовую проводку передается на золотниковые распределительные устройства необратимых гидроприводов РП-59, установленных по одному на каждой секции интерцепторов. В убранном положении средние интерцепторы фиксируются механическими замками РП-59, открытое положение которых сигнализируется четырьмя табло 9 красного цвета «Средн. I», «Средн. II» (см. рис. 6). Для выпуска средних интерцепторов необходимо снять рукоятку управления со стопора и переместить ее на требуемый угол. При этом срабатывает концевой выключатель и включается электромагнитный кран ГА-158 подачи рабочей жидкости к РП-59 и происходит выпуск интерцепторов на заданный угол. Уборка интерцепторов производится постановкой рукоятки в положение «Убраны», при этом кран ГА-158 остается включенным от концевиков РП-59 до момента погасания всех четырех световых табло положения замков средних интерцепторов.

Внутренние интерцепторы отклоняются на угол 50° не только для увеличения лобового сопротивления, но и, в первую очередь, для снижения подъемной силы крыла. В трехточечном положении самолета (главные стойки шасси обжаты) выпуск интерцепторов приводит к резкому уменьшению C_y самолета со значения 1,1 до 0,3 (рис. 14), увеличению нагрузки на колеса шасси, что позволяет эффективно использовать тормозные колесные устройства для уменьшения длины пробега.

Система управления внутренними интерцепторами электрогидравлическая с гидравлической синхронизацией положений правого и левого интерцепторов. Управление выпуском интерцепторов осуществляется вручную кнопкой, расположенной в рукоятке управления средними интерцепторами, или автоматически при переводе рычага управления реверсом тяги боковых двигателей из выключенного положения на угол более 70° . Выпуск интерцепторов вручную возможен только при снятии рукоятки управления средними интерцепторами с защелки убранных положения и перемещении ее на 15...20 мм при обжатых амортистойках главных ног шасси (срабатывании концевых выключателей при обжатии стоек). Наличие блокировки по обжатую стоек исключает случайный, непреднамеренный выпуск внутренних интерцепторов в полете. В обоих случаях включается электро-

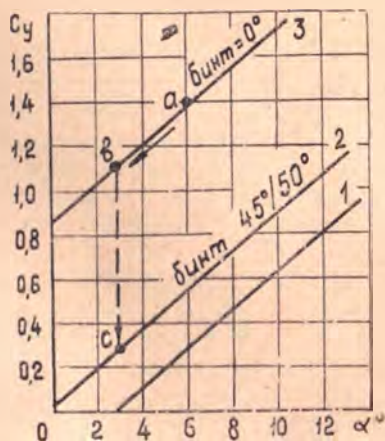


Рис. 14. Зависимость коэффициента подъемной силы C_y от угла атаки крыла α° для полетной 1 и посадочной 2, 3 конфигурации с учетом влияния земли (точка a — касание самолета, b — трехточечное положение; c — трехточечное положение с выпущенными средними и внутренними интерцепторами)

магнитный кран ГА-142 и в гидроцилиндры поступает рабочая жидкость под давлением из первой гидросистемы через регулятор расхода ГА-57 на выпуск интерцепторов. Время выпуска внутренних интерцепторов на угол 50° не превышает 3 с, и угол рассогласования секций при выпуске (уборке) не более 5° . Для уборки внутренних интерцепторов необходимо переместить рукоятку управления средними интерцепторами в положение «Убраны» или выключить реверс тяги двигателей. При этом кран ГА-142 переключится на уборку интерцепторов и будет находиться в этом состоянии до момента постановки секций внутренних интерцеп-

торов на замки убранного положения — погасания двух световых габло «Внутр.», расположенных на средней приборной доске летчиков (см. рис. 6).

2. ПРОВЕРКА ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

2.1. ПОДГОТОВИТЕЛЬНЫЕ РАБОТЫ

Подготовительные работы проводятся с целью приведения самолетных систем в состояние готовности и включают в себя выполнение следующих операций:

наружный осмотр самолета и самолетной стоянки;

проверка исходного положения органов управления в кабине самолета;

подключение наземных источников электроэнергии и гидропитания к бортовым приемникам (ШРАП-500, ШРАП-400, бортовые разъемные гидроклапаны I, II и III гидросистем) самолета;

подключение и проверка работоспособности самолетного переговорного устройства (СПУ) для связи кабины самолета с наблюдающим на стоянке.

Наружным осмотром необходимо убедиться, что:

под колеса основного шасси установлены тормозные колодки;

отсутствует подтекание топлива, масла и АМГ-10 из отсеков фюзеляжа, крыла и мотогондол двигателей;

на крыле и хвостовом оперении отсутствуют посторонние предметы;

стремянки и другое наземное оборудование не препятствуют отклонению рулей, элеронов, предкрылков и закрылков;

стоянка самолета оборудована противопожарными средствами.

Перед подключением к самолетной сети источников электрогидропитания необходимо убедиться, что:

автоматы защиты сети на левой и правой панелях АЗС находятся в выключенном (нижнем) положении;

рукоятка управления закрылками находится в положении 0° по лимбу;

переключатели на верхнем электрощитке пилотов закрыты предохранительными колпачками.

После осмотра кабины подключить наземные источники электроэнергии и гидропитания к бортсети самолета.

При наличии электропитания включить в верхней части левой панели АЗС автоматы защиты цепей управления: «Предкрылки», «Закрылки», «Стабилизатор», «Мотор I и II», «Интерцепторы», «Триммирование» и «Загружатели», а в нижней части панели

«Закрылки» и «Указатель стабилизатора». Соответственно в верхней части правой панели включить АЗС «Сигнализация», «Сеть от аккумулят.», а в средней части — «Гидросистема» и АЗС шасси «Сигнализация».

Проверить величину давления рабочей жидкости в I, II, III гидросистемах по указателям на пульте бортинженера и верхнем электрошитке пилотов (см. рис. 10). Давление должно быть равным 21 МПа (210 кгс/см²).

Заключительным этапом подготовительных работ является подключение самолетных переговорных устройств для обеспечения связи лиц, обслуживающих управление самолетом на земле и в кабине самолета. Проверить работоспособность связи по СПУ, для чего надеть гарнитуры, нажать на кнопку включения микрофона (кнопки расположены на левом роге штурвала под трафаретом «Радио») и установить двухстороннюю связь.

2.2. ПРОВЕРКА РАБОТЫ РУЛЕВЫХ ПРИВОДОВ И СООТВЕТСТВИЯ ОТКЛОНЕНИЙ РУЛЕВЫХ ПОВЕРХНОСТЕЙ ПЕРЕМЕЩЕНИЯМ КОМАНДНЫХ РЫЧАГОВ

1. Включить на верхнем электрошитке пилотов (см. рис. 10) три переключателя «Бустерное управление» подключения кранов питания рулевых приводов.

2. Выполнить 2—3 плавных и полных отклонения рулей и элеронов со временем перекладки командных рычагов не менее 20...30 с. Затем выполнить перекладку командных рычагов за время 2—3 с. Визуально по перемещению колонки управления, педалей, штурвала и рулевых поверхностей проверить:

а) соответствие отклонений элеронов, РВ и РН отклонениям командных рычагов управления. При вращении штурвала по часовой стрелке правый элерон отклоняется вверх, левый вниз. Элерон-интерцептор должен отклоняться при отклонении элеронов вверх на углы более $1^{\circ}30' \pm 1^{\circ}$. Отклонением колонки управления от себя (на себя) руль высоты отклоняется вниз (вверх). При отклонении правой педали от себя руль направления отклоняется вправо, левой педали — влево;

б) что отклонения командных рычагов и рулевых поверхностей происходят плавно, без рывков, остановок и вибраций.

3. Поочередно проверить отклонение РВ, РН, элеронов и элерон-интерцепторов отдельно от I, II и III гидросистем, соответственно включая I, II и III каналы бустерного управления.

4. Включить все три канала бустерного управления и закрыть колпачком переключатели. При этом должно погаснуть световое табло «Бустера».

2.3. ПРОВЕРКА РАБОТЫ МЕХАНИЗМОВ ТРИММИРОВАНИЯ И ВКЛЮЧЕНИЯ ПОЛЕТНЫХ ЗАГРУЖАТЕЛЕЙ

1. Переместить двухпозиционную кнопку управления механизма триммерного эффекта (МЭТ-4Б-45) руля высоты (кнопка расположена на левом роге штурвала) в положение «Пикир.» («Кабрир.»), убедиться, что колонка управления перемещается вперед (назад). Установить механизм триммирования РВ в нейтральное положение, контролируя его по загоранию на средней приборной доске пилотов светового табло «Нейтр-тангаж». Убедиться, что руль высоты занимает нейтральное положение.

2. Отклонить на козырьке средней приборной доски переключатель «Триммирование элеронов» (рис. 6) влево (вправо) и убедиться, что штурвал колонки управления плавно поворачивается против часовой стрелки (по часовой стрелке). Установить механизм триммерного эффекта в нейтральное положение, контролируя его по загоранию табло «Нейтр. крен».

3. Отклонить на козырьке средней приборной доски переключатель «Триммирование РН» влево (вправо) и убедиться, что левая педаль отклоняется вперед (назад). Установить переключателем «Триммирование РН» педаль в нейтральное положение, контролируя по загоранию светового табло «Нейтр. курс».

4. Выполнить позиции 1, 2, 3 и замерить секундомером время работы механизмов триммирования от нейтрального до крайних положений. Момент достижения крайнего положения фиксировать на «слух» по выключению МЭТ. Результаты измерений занести в протокол (приложение 1).

5. Проверить работу механизма включения полетного загрузчика, для чего:

а) убедиться, что на козырьке средней приборной доски переключатель управления загрузчиком находится в положении «Взлет-посадка» и горит световое табло «Взлет-посадка»;

б) отклонить из нейтрального в крайние положения штурвальную колонку и педали, зафиксировав при этом характер изменения усилий на колонке и педалях;

в) установить переключатель в положение «Полет», проконтролировать погасание табло «Взлет-посадка» и снова отклонить штурвальную колонку и педали. Убедиться, что при их отклонении на некоторый угол от нейтрального положения величина усилий резко возрастает;

г) установить переключатель в положение «Взлет-посадка», убедиться, что горит световое табло «Взлет-посадка». Вновь отклонить штурвальную колонку и педали и убедиться в уменьшении усилий при их отклонении.

2.4. ПРОВЕРКА РАБОТЫ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ПРЕДКРЫЛКАМИ

1. Открыть на верхнем электрощитке пилотов (см. рис. 10) предохранительный колпачок, перевести переключатель в положение «Выпуск» и отклонить предкрылки. При выпуске предкрылков проконтролировать следующее:

движение предкрылков происходит плавно, без вибраций, рывков и резких звуков;

прерывисто горит сигнальная лампа;

в выпущенном положении лампа горит постоянно.

Измерить время выпуска, которое не должно превышать 15 с.

2. Произвести уборку предкрылков, переводя переключатель в положение «Убрано». Убедиться, что уборка происходит плавно, без вибраций, рывков и посторонних звуков, лампа сигнализации горит прерывисто; в убранном положении лампа сигнализации не горит.

Измерить время уборки предкрылков, которое не должно превышать 15 с.

3. Проверить работу системы управления предкрылками при работе одного из электродвигателей механизма ЭПВ-8, для чего:

а) выключить на левой панели АЗС «Мотор 1» («Мотор 2»);

б) выпустить и убрать предкрылки, как указано в п.п. 1 и 2;

в) измерить время выпуска и уборки предкрылка, которое не должно превышать 30 с;

г) включить на панели АЗС «Мотор 1» («Мотор 2»).

4. Результаты измерений занести в протокол.

2.5. ПРОВЕРКА РАБОТЫ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ЗАКРЫЛКАМИ

1. На верхнем электрощитке пилотов (см. рис. 10) установить выключатель «Питание» в положение «Вкл.» и переключатель выбора режима работы СПЗ-1А в положение «Ручное».

2. Отключить совмещенное управление предкрылками и стабилизатором, для чего открыть предохранительный колпачок ручного управления предкрылками и установить переключатель выбора режима управления стабилизатором в положение «Ручное».

3. Последовательно устанавливая рукоятку управления закрылками на верхнем электрощитке пилотов на фиксаторы 45 и 0°, произвести полный цикл выпуска и уборки закрылка. Убедиться, что движение закрылков происходит плавно, без рывков и остановок, вибраций и резкого металлического звука. Лампы сигнализации работы I и II подканалов системы СПЗ-1А должны гореть в процессе движения закрылков и гаснуть после их останова.

Измерить продолжительность выпуска и уборки закрылков на угол 0 и 45°. Время выпуска и уборки не должно превышать 23 с.

Положение закрылков контролировать по указателю, расположенному на верхнем электрощитке пилотов.

4. Проверить работу системы СПЗ-1А в автоматическом режиме, для чего:

установить переключатель выбора режима работы в положение «Автомат» (нейтральное положение переключателя);

последовательно устанавливая рукоятку управления положением закрылка на различные углы, убедиться, что при достижении заданного рукояткой угла перемещение закрылков прекращается. Угол отклонения закрылков контролировать по указателю положения закрылка.

5. Проверить работу системы СПЗ-1А при работе одного канала управления.

Для проверки необходимо:

а) выключить на левой панели АЗС СПЗ-1А и «Подканал 1» («Подканал 2»);

б) произвести выпуск и уборку закрылков соответственно на угол 45° и 0° и измерить продолжительность работы СПЗ-1А. Время выпуска и уборки закрылков не должно превышать 46 с;

в) включить АЗС «Подканал 1» и «Подканал 2».

6. Проверить работу системы сигнализации неправильного положения закрылков при взлете самолета, для чего необходимо:

а) установить рычаги управления двигателями в положение «Большой газ» и убедиться, что сработала звуковая сигнализация (сирена);

б) рукояткой управления положением закрылков начать выпуск закрылков. При выпуске закрылков на углы $25 \dots 31^\circ$ звуковая сигнализация должна выключиться;

в) перевести рычаги управления двигателями в положение «Малый газ» и убрать закрылки.

7. Результаты измерений занести в протокол.

2.6. ПРОВЕРКА РАБОТЫ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ СТАБИЛИЗАТОРОМ

1. Установить на козырьке средней приборной доски (см. рис. 6) переключатель выбора режима управления стабилизатором в положение «Ручное», если он не был установлен ранее.

2. Переводя переключатель управления стабилизатором в положение «Кабрир» («Пикир.»), контролировать по указателю положения стабилизатора увеличение (уменьшение) угла установки стабилизатора.

При работе системы управления положением стабилизатора его движение должно происходить плавно, без заеданий и скрипов. В процессе изменения угла установки стабилизатора должно

гореть световое тало «Стабилиз. включ.», расположенное на средней приборной доске летчиков.

3. Измерить продолжительность перекладки стабилизатора с нулевого (по указателю) угла до угла $5^{\circ}30'$ при работе двух электродвигателей механизма управления стабилизатором МУС-3 ПТВ. Время перекладки стабилизатора не должно превышать 27,5 с.

4. Выключить на левой панели АЗС соответствующий автомат защиты «Мотор 1» («Мотор 2») и измерить время перекладки стабилизатора. Оно не должно превышать 55 с. Установить стабилизатор на нулевой угол по указателю.

5. Включить на панели АЗС автоматы защиты каналов управления «Мотор 1» и «Мотор 2».

6. Результаты измерений занести в протокол.

2.7. ПРОВЕРКА РАБОТЫ СОВМЕЩЕННОГО УПРАВЛЕНИЯ ЗАКРЫЛКАМИ, СТАБИЛИЗАТОРОМ, ПРЕДКРЫЛКАМИ И ПОЛЕТНЫМИ ЗАГРУЖАТЕЛЯМИ

1. Убедиться по указателям, что закрылки, стабилизатор и предкрылки находятся в полетном положении (нулевые значения углов, лампа сигнализации положения предкрылков не горит) и не горит световое табло «Взлет-посадка» контроля положения механизмов включения полетных загрузателей.

2. Проверить, что предохранительный колпачок переключателя управления предкрылками закрыт, переключатели выбора режима управления СПЗ, стабилизатором и включении полетных загрузателей РВ и РН находятся в положении «Автомат».

3. Установить рукоятку управления закрылками на угол 28° . При этом закрылки должны отклониться на угол 28° , стабилизатор переставится в положение -3° по указателю. Движение стабилизатора контролировать по указателю и загоранию табло «Стабилизатор включен». При выпуске предкрылков сигнальная лампа на верхнем электрошитке пилотов мигает, а по окончании выпуска постоянно горит.

4. Установить рукоятку управления закрылками на угол 45° . При этом закрылки должны выпуститься на угол 45° , а стабилизатор занять посадочное положение $-5^{\circ}30'$ по указателю. Дать выдержку в течение 1 мин.

5. Установить рукоятку управления закрылками из положения 45° в положение 28° . Закрылки должны начать перемещаться на уборку и остановиться в положении 28° . Стабилизатор должен при этом устанавливаться в положение -3° по указателю.

6. Установить рукоятку управления закрылками в положение 0° по лимбу МКВ-43 и измерить значения углов закрылка, при которых стабилизатор и предкрылки начнут перемещаться в полетное положение 0° по указателю.

7. Проверить отключение системы управления предкрылками и стабилизатором при переходе на режим ручного управления. Для этого установить рукоятку управления закрылками из 0° в положение 40° и при движении закрылков на выпуск (контролировать по указателю закрылков) открыть колпачок переключателя управления предкрылками на верхнем электрощитке пилотов. При этом предкрылки должны остановиться, а закрылки продолжать выпускаться на угол, заданный рукояткой управления закрылками.

Закрывать колпачок переключателя управления предкрылками и убедиться, что предкрылки продолжают движение на выпуск. После достижения закрылками предкрылками заданного угла выдержать их в выпущенном положении в течение примерно одной минуты. Затем рукоятку управления закрылками перевести в положение 0° и в процессе уборки закрылков поставить рычаг блокировки выключателя ручного управления стабилизатором в положение «Ручное». При этом стабилизатор должен остановиться, а закрылки продолжать движение на уборку. Убедившись в отключении стабилизатора, перевести рычаг блокировки в положение «Автомат» и проверить изменение угла установки стабилизатора.

2.8. ПРОВЕРКА РАБОТЫ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ СРЕДНИМИ ИНТЕРЦЕПТОРАМИ

1. Переместить рукоятку управления средними интерцепторами назад до упора и проверить по загоранию на средней приборной доске пилотов светового табло «Замки интерцепторов открыты» синхронность срабатывания замков рулевых приводов РП-59. Допустимая несинхронность загорания лампочек на световых табло не более 2 с при непрерывном перемещении рукоятки на полный ход за время $3 \text{ с} \pm 1 \text{ с}$.

2. Переместить рукоятку управления интерцепторами вперед до постановки ее на фиксатор за время $3 \text{ с} \pm 1 \text{ с}$ и проверить по потуханию световых табло «Замки интерцепторов открыты» время уборки интерцепторов, которое не должно превышать 7 с.

При отклонениях секций интерцепторов необходимо убедиться, что рукоятка и интерцепторы перемещаются без рывков, остановок и вибраций.

2.9. ПРОВЕРКА РАБОТЫ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ВНУТРЕННИМИ ИНТЕРЦЕПТОРАМИ

1. Нажать кнопку управления внутренними интерцепторами и снять рукоятку управления средними интерцепторами с защелки

убранного положения, переведя ее «на себя» на 15—20 мм. При этом внутренние интерцепторы должны отклониться вверх одновременно, без рывков, остановок и вибраций, а на световых табло средней приборной доски пилотов должны загореться транспоранты «Средн. I», «Сред. II» и «Внутр.».

2. Проверить автоматический выпуск внутренних интерцепторов, для чего:

а) перевести рычаг реверса тяги двигателей Ии 3 из выключенного положения на угол $70^\circ \pm 1^\circ$. При этом внутренние интерцепторы должны отклониться на угол $50^\circ \pm 1^\circ$;

б) установить рычаги реверса в выключенное положение, убедиться, что интерцепторы убрались и вписываются в контур профиля крыла.

2.10. ЗАКЛЮЧИТЕЛЬНЫЕ РАБОТЫ

После окончания проверки систем основного и вспомогательного управления самолетом выполнить следующие работы:

1. Установить переключатели включения различных систем самолета, расположенные на верхнем электрощитке пилотов, в положение выключено. Включатели «Бустерное управление» должны быть закрыты колпачком.

2. Выключить все автоматы защиты на панелях АЗС.

3. АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ПРОВЕРКИ

Проверка правильности функционирования управления самолета проводится путем сравнения величин измеренных параметров с их значениями, оговоренными техническими условиями. В случаях отклонения измеренных параметров от нормы управление считается неработоспособным и необходимо проведение регулировочных работ или работ по замене отказавших агрегатов. По результатам сравнения делается заключение о функционировании систем управления.

1. СОДЕРЖАНИЕ ОТЧЕТА

1. Кинематическая схема одной из систем основного управления с указанием назначения агрегатов системы.

2. Состав и краткое содержание выполняемых проверок.

3. Протокол испытания.

4. Выводы.

КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Назначение взлетно-посадочного загрузателя.
2. Назначение полетного загрузателя.
3. Чем ограничиваются предельные углы отклонений командных рычагов и рулевых поверхностей?
4. Причины увеличения продолжительности времени выпуска (уборки) средств взлетно-посадочной механизации крыла при работе одного канала управления.
5. Как контролируется нейтральное положение командных рычагов управления самолетом?
6. Назначение механизмов МЭТ-45.
7. Режимы работы систем основного и вспомогательного управления.
8. Последовательность проверки системы управления закрылками.
9. Назначение средних интерцепторов. Состав и назначение элементов системы управления.
10. Чем объясняется необходимость в управляемом стабилизаторе?
11. Состав гидромеханической системы управления закрылками. Назначение элементов.
12. Режимы работы СПЗ-1А.
13. Поясните, почему при включении в процессе проверки управления механизмов триммирования отклоняются командные рычаги?
14. Функции АБСУ-154.
15. Состав электромеханической системы управления предкрылками. Режим работы системы управления предкрылками.

ПРОТОКОЛ

ИСПЫТАНИЯ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ _____

от _____ 198__ г.

№ п/п	Наименование операций	Параметр		Примечание
		по Т. Т.	изм.	
1.	Соответствие отклонений рулевых поверхностей и командных рычагов			
2.	<i>Триммирование</i>			
	Продолжительность работы МЭТ-45:			
	управление РН, с	5 ± 0,75		
	управление РВ, с			
	вверх	18 ± 1		
	вниз	12 ± 1		
	управление элеронами, с	6 ± 1		
3.	<i>Предкрылки</i>			
	Время выпуска (уборки)			
	от 2 эл. моторов, с	15		
	от 1 эл. мотора, с	30		
4.	<i>Закрылки</i>			
	Время выпуска (уборки)			
	от 2 гидромоторов, с	23		
	от 1 гидромотора, с	46		
	Угол отключения «сирены»	25 ... 31°		
5.	<i>Стабилизатор</i>			
	Продолжительность перестановки			
	от 2 эл. моторов, с	27,5		
	от 1 эл. мотора, с	55		
6.	<i>Параметры совмещенного управления</i>			
	Угол закрылка начала движения			
	предкрылка	14° ± 1°		
	стабилизатора	25° ± 1°		
	включ. (выкл.) загрузателя	1° ± 1°		

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Тараканов Л. М. Самолет Ту-154. М.: Машиностроение, 1979, 176 с.
2. Лигум Т. И., Скрипченко С. Ю., Шишмарев А. В. Аэродинамика самолета Ту-154 Б. М.: Транспорт, 1985, 263 с.

СОДЕРЖАНИЕ

1. Краткие сведения о конструкции и работе систем управления самолетом Ту-154	1
1.1. Общие сведения	1
1.2. Система основного управления	6
1.3. Система вспомогательного управления	11
2. Проверка функционирования системы управления	18
2.1. Подготовительные работы	18
2.2. Проверка работы рулевых приводов и соответствия отклонений рулевых поверхностей перемещениям командных рычагов	19
2.3. Проверка работы механизмов триммирования и включения полетных загрузателей	20
2.4. Проверка работы системы управления предкрылками	21
2.5. Проверка работы системы управления закрылками	21
2.6. Проверка работы системы управления стабилизатором	22
2.7. Проверка работы совмещенного управления закрылками, стабилизатором, предкрылками и полетными загрузателями	23
2.8. Проверка работы системы управления средними интерцепторами	24
2.9. Проверка работы системы управления внутренними интерцепторами	24
2.10. Заключительные работы	25
3. Анализ результатов проверки	25
4. Содержание отчета	25
5. Контрольные вопросы	26

Составители: *Николай Николаевич Игонин,*
Юрий Михайлович Морозов

**ПРОВЕРКА ПРАВИЛЬНОСТИ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ
СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ Ту-154**

Редактор Т. К. Кретьина
Техн. редактор Н. М. Каленюк
Корректоры Н. С. Куприянова, А. П. Захардяева

Сдано в набор 29.01.87 г. Подписано в печать 5.03.87 г.
Формат 60 × 84 1/16. Бумага оберточная белая.
Печать высокая. Гарнитура литературная.
Усл. п. л. 1,63. Уч.-изд. л. 1,6. Т. 500 экз.
Заказ 109. Бесплатно.

Куйбышевский ордена Трудового Красного Знамени
авиационный институт им. академика С. П. Королева,
г. Куйбышев, ул. Молодогвардейская, 151.

Тип. ЭОЗ КуАИ, г. Куйбышев, ул. Ульяновская, 18