

МИНИСТЕРСТВО АВИАЦИОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ СОЮЗА ССР
ЦЕНТРАЛЬНЫЙ АЭРО-ГИДРОДИНАМИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ
им. проф. Н. Е. Жуковского

ТЕХНИЧЕСКИЕ ОТЧЕТЫ

№ 55 с. п.

ТРЕНИЕ В СИСТЕМАХ УПРАВЛЕНИЯ
САМОЛЕТОВ И ВЛИЯНИЕ ЕГО
НА ПИЛОТАЖНЫЕ СВОЙСТВА

М. Л. Миль и И. Ф. Морозов

ПОС. ЗЕМПЛЯРНЬ
ОТЧЕТ

Без права выноса с тер-
учреждения и опублик.
в открытой печати.

62.10/20

ИЗДАТЕЛЬСТВО БЮРО НОВОЙ ТЕХНИКИ

1946

666e

ТРЕНИЕ В СИСТЕМАХ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОВ И ВЛИЯНИЕ ЕГО НА ПИЛОТАЖНЫЕ СВОЙСТВА

№ 55

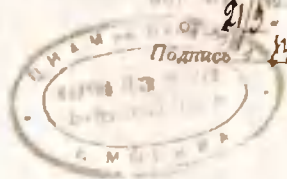
№ 86

213-1986

Подпись

Рассекр.

М. Л. МИЛЬ, П. Ф. МОРОЗОВ



Подробные исследования влияния трения на летные свойства самолета были проведены в 1940 г.¹ Эти исследования установили, что значительное трение в продольном или поперечном управлении воспринимается как уменьшение продольной или соответственно боковой устойчивости самолета и вызывает снижение оценки управляемости маневренных самолетов.

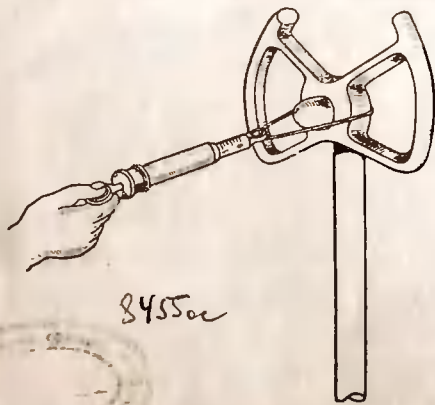
Были опубликованы рекомендации абсолютных предельных величин сил трения в системах управления самолетов различных типов, а также допустимые соотношения между величиной силы трения и градиентом нарастания усилия по отклонению ручки $\frac{\partial P}{\partial x}$, обеспечивающие нормальную управляемость самолета².

Таким образом, было найдено решение поставленных вопросов, которое оказалось действительным в течение довольно значительного промежутка времени.

Массовое применение авиации в войне и новые, более сложные условия эксплуатации материальной части обусловили новую постановку вопроса о трении в системах управления.

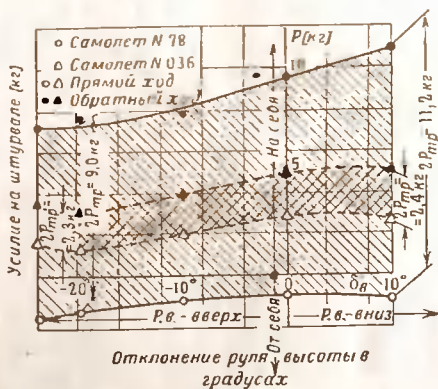
Отзывы летчиков о тяжелом управлении на том или другом самолете, входящем в подразделение однострунных самолетов, в особенности бомбардировщиков дальнего действия, потребовали анализа возможных причин этого явления. Одной из возможных причин могло явиться превышение допустимой величины сил трения.

Это предположение, далеко не очевидное, однако, для летного и технического состава (так как, передвигая ручку управления при стоянке самолета на земле, летчик практически не ощущает трения, на преодоление которого требуется усилие 2-3 кг), потребовало систематической проверки.



845500

Фиг. 1



Фиг. 2. Величина трения в системе управления рулем высоты самолета Ил-4

¹ М. Л. Миль и Л. В. Чистяков. Бюллетень авиационной промышленности № 1, 1941 г.

² „Руководство для конструкторов“, изд. 1941 г.; М. Л. Миль. Критерии управляемости самолета. ГВФ № 8, 1943 г.

Обследование большого количества самолетов непосредственно в воинских частях показало, что величина сил трения в системах управления самолетов одной и той же серии колеблется в очень широких пределах.

Так, например, для самолетов Ил-4, имеющих жесткое управление и эксплуатирующихся, как правило, без автопилота, трение в системе управления рулем высоты колебалось от 1 до 5,5 кг, а элеронами — от 1,2 до 3,5 кг. У самолетов Норт-Америкен В-25, имеющих тросовую проводку к рулям и элеронам и эксплуатирующихся, как правило, с автопилотами, сила трения в системе продольного управления равнялась, как минимум, 2,5 кг и доходила у некоторых самолетов до 10 кг, а в системе поперечного управления составляла от 2,0 до 6,5 кг.

Приведенные значения силы трения были получены с помощью динамометра и определялись как полуразность усилий, необходимых для равномерного движения рычага управления при прямом и обратном ходе при стоянке самолета на земле. На фиг. 1 показано положение динамометра при замере трения в системе продольного управления, а на фиг. 2 — график полученных результатов.

Величины сил трения в системе продольного управления 40 различных самолетов, выделяющихся по оценке их пилотажных свойств, были сопоставлены с оценкой летного состава. Полученные результаты приведены в табл. 1.

Таблица 1

Самолеты	Сила трения в системе управления рулем высоты [кг]	Количество обследованных самолетов	Оценка летчиков	Количество самолетов из числа обследованных, имевшие приведенную оценку летчика
Ил-4 (с жесткой проводкой; без автопилота)	≤ 2	7	„Легкие и приятные“ в управлении	6
	4,0—5,5	10	„Тяжелые“ в управлении	8
Норт-Америкен В-25 (с тросовой проводкой; с автопилотом)	2,5—3	11	„Легкие“ в управлении	13
	5,5—10	9	„Тяжелые“ в управлении	9

Как видно из табл. 1, величину силы трения в системе управления можно с полным основанием считать одним из существенных факторов, определяющих легкость управления самолетом.

Рассмотрим физическую сторону вопроса.

В нормальном полете при небольшой болтанке отклонения скорости на одном из самолетов Ил-4 составляли 10—12 км/час, что вызывало колебания усилия на ручке ΔP в пределах 3—4 кг. Эти усилия летчик должен был парировать примерно 20—25 раз в минуту. Естественно, что сила трения порядка 3—4 кг удваивает работу, которую летчик должен затратить для компенсации аэродинамических нагрузок.

Так, например, желая передвинуть штурвал вперед из положения, в котором усилие было уравновешено триммером, летчик при наличии такого трения должен давить на штурвал с силой, на 4 кг превышающей усилие, потребное для данного отклонения.

Для того, чтобы передвинуть штурвал в исходное положение при отсутствии трения, достаточно ослабить приложенное усилие, а при наличии трения надо приложить усилие в обратном направлении, причем при прохождение штурвалом исходного положения величина этого усилия должна быть равна силе трения.

Таким образом, диапазон дополнительных усилий составит 8 кг, а затраченная работа возрастет в несколько раз.

Сказанное лучше всего иллюстрируют усилия и отклонения руля высоты в функции времени, определенные ранее при пилотировании на самолете Северский 2РА-1 (дача руля высоты) при искусственно созданной силе трения в продольном управлении 4,2 кг и при силе трения 0,5 кг (фиг. 3 и 4).

Как видим, в первом случае ($P_{тр} = 4,2$ кг) имели место резкие, неуверенные движения летчика, требовавшие естественно большей затраты энергии.

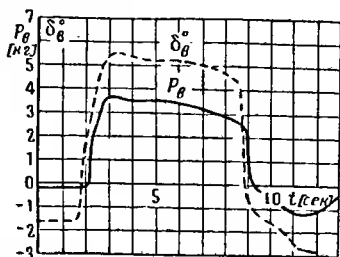
Установление одной из существенных причин „легкости“ управления данным самолетом позволило провести опыт — сделать „легкими“ в управлении все однотипные самолеты подразделения.

Такой опыт был успешно проведен на ряде самолетов Ил-4, а также на самолетах Норт-Америкен В-25.

На нескольких наиболее „тяжелых“ в управлении самолетах, в результате ряда

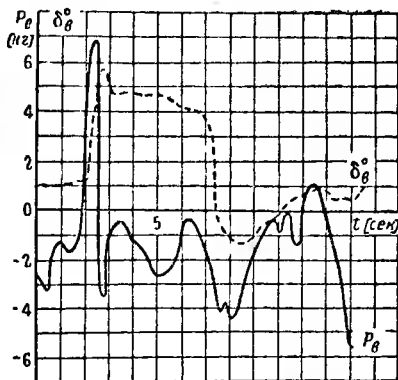
описанных ниже мероприятий, сила трения была снижена на 50–60%. Опыт показал, что даже в случае сравнительно небольшого иня самолета, не имеющего автопилота (с 5,5 до 3 кг), рядовой летчик в первом же полете отмечает, что самолет стал легче в пилотировании.

Таким образом, естественно возникает задача найти и устранить причины излишнего трения в системах управления самолетов.



Фиг. 3. Дача руля высоты на себя

$$P_{тр} = 0,5 \text{ кг}, \quad \frac{\partial P}{\partial x} = 2,1 \text{ кг/см}$$



Фиг. 4. Дача руля высоты на себя

$$P_{тр} = 4,2 \text{ кг}, \quad \frac{\partial P}{\partial x} = 2,1 \text{ кг/см}$$

ПРИЧИНЫ БОЛЬШОГО ТРЕНИЯ В СИСТЕМАХ УПРАВЛЕНИЯ И СПОСОБЫ ИХ УСТРАНЕНИЯ

Наличие значительного трения в системе управления самолетом является следствием конструктивных и производственных дефектов и неправильной эксплуатации.

После того, как на ряде самолетов, обследованных в воинских частях, были устранены недостатки, сводящиеся в основном к загрязнению подшипников, затяжке направляющих роликов, изгибу тяг и другим дефектам эксплуатации, обнаружилось, что различие в силе трения на разных самолетах определяется качеством сборки системы управления при производстве.

Возникла необходимость обследовать величину силы трения в системах управления самолетов непосредственно на заводах-поставщиках.

Результаты этой работы представлены в табл. 2.

Таблица 2

Самолет	Продольное управление		Поперечное управление		Путевое управление	
	сила трения	среднее значение силы трения	сила трения	среднее значение силы трения	сила трения	среднее значение силы трения
в к и л о г р а м м а х						
Ил-2	0,3–2,5	1,2	0,3–3,2	1,4	1,5–10,0	4,5
Пе-2	0,4–2,5	1,0	1,2–3,15	1,3	4,0–11,5	6,8
Ла-5	0,15–0,75	0,45	0,15–0,75	0,55	2,5–5,5	3,8

Измерения силы трения проводились на 100 самолетах каждого типа. В среднем самолеты, в системах управления которыми величина силы трения имела минимальное значение, составили 20–25%, имела среднее значение — составили 60–70% и имела максимальное значение — составили 10–15%.

Очевидно, что практически достижимая минимальная величина силы трения иногда в 1,5–2 раза меньше, чем среднее ее значение для выпускаемых самолетов.

К причинам, вызывающим излишнее трение, можно отнести следующие:

- 1) применение открытых подшипников (фиг. 5), часто забываемых при сборке стружкой, грязью или пылью, и неаккуратная керновка их, приводящая к заклиниванию шариков;
- 2) плохая регулировка направляющих роликов — «лягушек»; известны случаи, когда

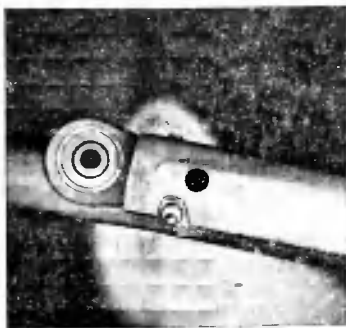
при сборке, желая уменьшить люфты в управлении (стук), затягивают регулирующие ролики;

3) перекос осей шарниров подвески рулей и элеронов.

Устранение этих дефектов, проведение ряда технологических мероприятий, разработанных заводами, введение поагрегатных норм силы трения (установлены, например, нормы



Фиг. 5



Фиг. 6

усилия, необходимого для передвижения тяги элеронов консоли крыла или величина момента трения в навеске рулей), а также установление контроля за величиной силы трения при сборке самолета позволяли установить предельную величину силы трения для указанных самолетов в 1,5–2 раза меньшую, по сравнению с ранее полученными средними ее значениями. Эффект этого мероприятия на улучшение пилотажных свойств самолетов очевиден.

Дальнейшего уменьшения трения можно добиться применением в системах управления лишь шарикоподшипников закрытого типа (фиг. 6).

Следует помнить, что даже обычное в заводских условиях засорение подшипников обуславливает до 50–60%

общей величины силы трения в управлении, что неоднократно доказывалось измерениями трения после промывки подшипников бензином.

Применение открытых подшипников в конструкции следует решительно запретить. Здесь уместно отметить, что на всех современных английских и американских самолетах открытых подшипников нет.

Снижения трения можно добиться и на находящихся в эксплуатации самолетах, имеющих в системе управления открытые подшипники.

Приведем пример. На нескольких самолетах Ил-4, имеющих жесткую проводку управления, открытые ориентирующиеся шарикоподшипники были закрыты шайбами из фетра или толстого шинельного сукна, под которыми была набита смазка. Крупные коренные неориентирующиеся подшипники колонки штурвала, засорение которых очень сильно увеличивает трение, закрывались шайбами, вырезанными из тонкого листа дурала, а направляющие ролики — чехлами на шнуровке, сделанными из перкала. Как показал опыт эксплуатации, в результате этих мероприятий сила трения остается в допустимых пределах в течение 50 летних часов, в то время как инструкция для серийных самолетов, не оборудованных описанными устройствами, требует для обеспечения малого трения просмотра и промывки управления через каждые 10 летних часов. Сравнительно просто был, таким образом, разрешен вопрос об уменьшении трения в системах управления, имеющих жесткую проводку.

ТРЕНИЕ В СИСТЕМАХ УПРАВЛЕНИЯ С ТРОСОВОЙ ПРОВОДКОЙ К РУЛЯМ И ЭЛЕРОНАМ

Нежесткая, тросовая проводка в системах управления все чаще встречается в конструкции самолетов. На современных американских самолетах всех типов, начиная от истребителей (Аэркобра) и кончая тяжелыми бомбардировщиками (Либерейтор, Боинг В-29), она полностью вытеснила жесткую проводку. На отечественных самолетах Ла-7, Як-9 осуществлено тросовое управление рулем направления, а на Ил-2 также и элеронами.

Величина силы трения в таких системах управления зависит от степени натяжения тросов и от правильности регулировки натяжения во всей системе.

С целью выяснить влияние силы натяжения тросов на величину силы трения, а также найти причины „тяжелого“ управления на некоторых самолетах Норт-Америкен В-25 были обследованы три самолета этого типа. Два самолета относились по оценке летного и технического состава к категории „тяжелых“ в управлении, а один имел удовлетворительную оценку легкости управления.

Сила трения, определявшаяся как усилие, потребное для равномерного отклонения штурвала или педалей, измерялась (так же, как и в системе управления с жесткой проводкой) динамометром, а сила натяжения тросов — с помощью тензометра (фиг. 7). Желая выяснить непосредственно изменение силы трения в управлении от натяжения тросов, при первых измерениях система автопилота, присоединенного тросами к общей проводке, была выключена.

Кроме того, при измерениях от системы управления рулями высоты отключался пружинный компенсатор, устанавливаемый для увеличения устойчивости самолета со свободным управлением и улучшения его управляемости, так как компенсатор также является

Зависимость силы трения $P_{тр}$ от натяжения тросов N в управлении рулями высоты на самолетах с выключенным автопилотом и отсоединенным компенсатором представлена на фиг. 8. Фиг. 9 и 10 иллюстрируют изменение трения в системе элеронов и рулей направления в зависимости от натяжения тросов. Сила натяжения тросов изменялась равномерно во всей системе.

Как видим из графиков, сила трения прямопропорциональна силе натяжения и может быть выражена следующим образом:

$$P_{тр} = P_{тр0} + aN.$$

Экстраполяция кривых фиг. 8 до нулевого натяжения убеждает в существовании небольшой, не зависящей от степени натяжения тросов величины силы трения $P_{тр0}$, которая представляет постоянное трение в шарнирах колонки управления, в навеске рулей и др.

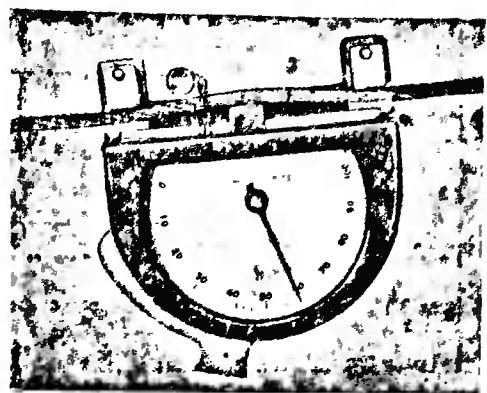
Для приведенных на фиг. 8 данных $P_{тр0} = 0,5 \div 0,6$ кг составляющая силы трения, пропорциональная эксплуатационной силе натяжения тросов $N = 75$ кг, равна 2 кг на „легком“ и 4,5 кг на наиболее „тяжелом“ в управлении самолете.

Таким образом, величина a , представляющая коэффициент трения системы направляющих роликов, изменяется на этих трех самолетах от 0,013 до 0,03.

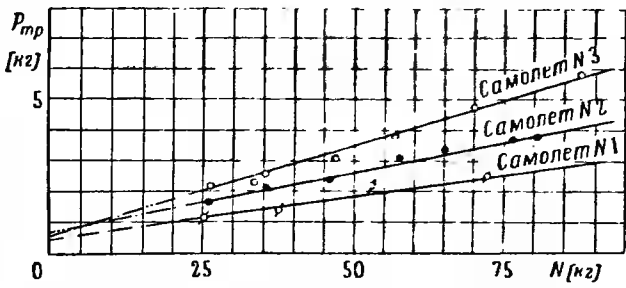
Естественно причиной колебания значения этого коэффициента, а следовательно, величины прироста силы трения от натяжения тросов, нужно считать состояние проводки, т. е. степень износа канавок роликов, наличие перекосов, вызывающих трение троса о стенку канавки роликов, загрязнение и заершение тросов, могущее вызвать защемление троса в ролике.

Прирост величины силы трения от включения в систему управления автопилота и пружинного компенсатора не зависит от силы натяжения тросов.

В табл. 3 приведены составляющие полной силы трения в продольном управлении.



Фиг. 7

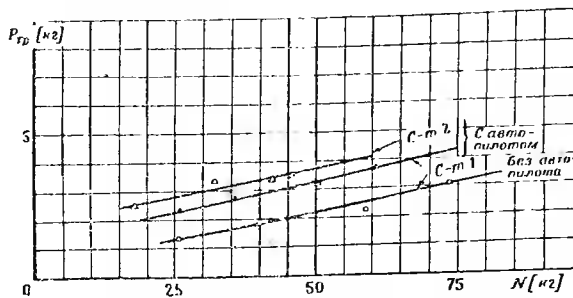


Фиг. 8. Усилие трения на штурвале в зависимости от натяжения основных тросов для руля высоты с отключенным компенсатором и системой автопилота

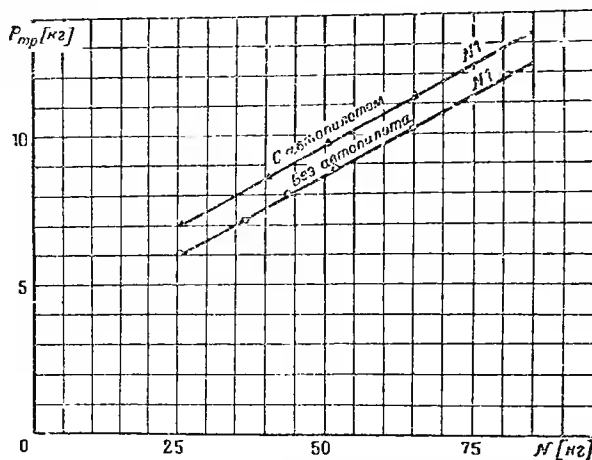
Таблица 3

Самолет	№ 1	№ 2	№ 3
Оценка легчиков	Легкий	Тяжелый	Тяжелый
Начальная сила трения в системе [кг]	0,5	0,75	0,6
Сила трения в системе тросов и роликов [кг]	2,0	2,8	4,5
Сила трения, возникающая при включении компенсатора [кг]	0,9	1,9	2,0
Сила трения, возникающая при включении автопилота [кг]	1,2	1,9	1,9
Суммарная сила трения [кг]	4,6	7,35	9,0

Величина силы трения, возникающая при включении автопилота, зависит от трения в рулевых машинках, определяемого затяжкой сальников, составом гидросмеси, засоренностью камер и др., а также от степени натяжения тросов в системе включения автопилота.



Фиг. 9. Усилие трения на штурвале в зависимости от натяжения основных тросов элеронов ($\mathcal{E}^{16''}$) внутри фюзеляжа



Фиг. 10. Усилие трения на беделях в зависимости от натяжения основных тросов ($\mathcal{E}^{16''}$) руля направления

Величина трения в компенсаторе зависит от качества его монтажа и обеспеченности смазкой.

Как показывает табл. 3, выпадающие по величине трения „тяжелые“ самолеты получают в том случае, когда все составляющие трения имеют увеличенное значение.

При проведении настоящей работы нам встречались в действующих авиационных частях самолеты Норт-Америки В-25, списанные или подлежащие списанию в школы или запасные полки из-за невозможности их эксплуатировать в боевых условиях из-за очень „тяжелого“ управления.

Как указалось выше, эти самолеты имели трение в рулях высоты, достигавшее 8—10 кг, и в большинстве после уменьшения его описанными средствами были возвращены в строй.

Графики фиг. 8, 9 и 10 показывают резкое увеличение силы трения с возрастанием силы натяжения тросов. Таким образом, необходимость нормирования и контроля натяжения тросов для сохранения малого трения становится очевидной.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ НЕОБХОДИМОГО ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО НАТЯЖЕНИЯ ТРОСОВ

Величина предварительного натяжения тросов N в системах управления может быть определена из условий передачи без люфта с учетом изменения натяжения при изменении температуры наружного воздуха.

На фиг. 11 условно изображена замкнутая тросовая система управления, в которой при отклонении ручки от себя растянут только верхний трос (если отсутствует предварительное натяжение), а при приложении обратного усилия — только нижний.

Условием отсутствия люфта в управлении в момент перемены знака приложенного усилия является

$$N_0 \geq 0,$$

где N_0 — предварительное натяжение тросов.

Если построить приложенное к ручке или штурвалу усилие в функции удлинения троса, поместив начало координат в точке, соответствующей некоторому предварительному удлинению, вызванному усилием P_0 , получим график, представленный на фиг. 12.

Деформации системы тросов в зависимости от приложенного усилия выражаются ломаной линией $ABCD$.

В пределах $P \leq 2P_0$ при передаче усилия работают оба троса, и, таким образом, в этом участке деформации системы имеют вдвое меньшее значение, чем на участке $P > 2P_0$, т. е. деформации системы получают вдвое меньшим, чем при отсутствии предварительного натяжения.

Удлинение тросов под заданной нагрузкой N можно найти по формулам:

$$\Delta l = \frac{Nl}{2EF} \quad \text{при } N = N_0,$$

$$\Delta l = \frac{N_0 l}{2EF} + \frac{(N - N_0)l}{EF} \quad \text{при } N > N_0,$$

где N — натяжение троса,
 N_0 — предварительное натяжение.

Опыт эксплуатации больших транспортных самолетов показывает, что потеря хода троса за счет деформации конструкции, поддерживающей ролики, примерно равна деформации самого троса.

• Величина деформации тросов приобретает значение лишь тогда, когда полная деформация системы превышает допустимую.

Нормы американского военно-морского флота требуют, чтобы за счет деформаций терялось не более 20% полного хода рулей.

Принимаемые в расчет нагрузки — нормальные эксплуатационные, так как при высоких нагрузках, например, при пикировании, не могут иметь места полные отклонения рулей.

В США принимаются следующие расчетные нагрузки:

- на ручке управления 22 кг,
- на ободе штурвала 36 кг,
- на педали руля направления 81 кг,

причем предварительное натяжение троса не должно быть меньше половины усилия в тросе, возникающего при этих нагрузках.

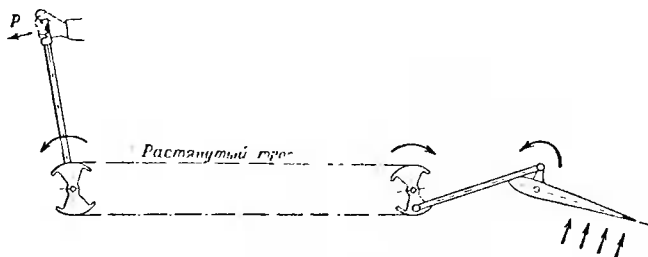
Если предварительное натяжение N_0 мало, то в случае замкнутой тросовой системы обратный трос будет провисать уже при небольших нагрузках (когда натяжение работающего троса будет $> 2N_0$ при одинаковых тросах). При этом будет ощущаться «вялость» управления и «люфты» при резком маневрировании и при болтанке. Если предварительное натяжение велико, то грине в системе будет увеличено.

Другим условием, определяющим выбор предварительного натяжения тросов, является обеспечение отсутствия люфта в управлении при возможных колебаниях температуры наружного воздуха.

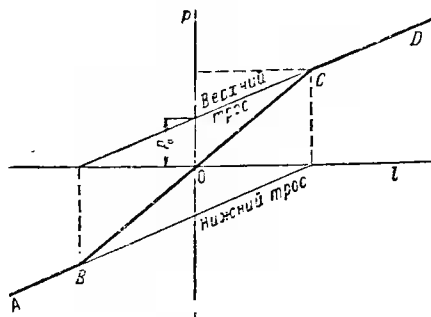
Коэффициенты линейного расширения тросов проводки управления и материала конструкции самолета, как правило, различны, что приводит к изменению натяжения тросов с изменением температуры. Так, для дюрала, служащего обычно материалом конструкции, коэффициент линейного расширения $\alpha = 22 \cdot 10^{-6}$, что существенно больше его значения для тросов из углеродистой стали, для которых $\alpha = 12 \cdot 10^{-6}$. Таким образом, при понижении температуры (например, с подъемом на высоту; конструкция из дюрала) фюзеляж или крыло сокращается в линейных размерах больше, чем трос, что приводит к ослаблению натяжения троса. С повышением температуры, наоборот, натяжение тросов будет возрастать. При изменении температуры на Δt° трос, имеющий коэффициент линейного расширения α_t , натянутый в конструкции, имеющей коэффициент линейного расширения α_k , должен изменить длину на

$$\Delta l = (\alpha_k - \alpha_t) \Delta t l;$$

соответственно изменятся и напряжения в нем, а следовательно, и усилие, что в свою очередь изменит деформацию опор и передаточных рычагов. Таким образом, действительную деформацию троса с учетом упругости опор мы найдем с помощью коэффициента k ,



Фиг. 11



Фиг. 12

представляющего отношение полной деформации тросовой системы к деформации самого троса. Тогда деформация троса будет:

$$\Delta l_t = \frac{(z_k - z_r) \Delta t^2 l}{k}$$

Пользуясь соотношением для напряжения $\sigma = \frac{\Delta l}{l} E$ и для усилия $N = \sigma F$, можно определить возникающее приращение натяжения по формуле:

$$\Delta N = \frac{1}{k} (z_k - z_r) \Delta t^2 E F. \quad (1)$$

Если достаточная жесткость управления может быть обеспечена при работе одиночного троса (как это обычно имеет место в случае пожного управления одноместного истребителя), то единственным и безусловным требованием, определяющим предварительное натяжение тросов, будет условие отсутствия люфта при перемене знака усилия $N \geq 0$. Тогда необходимое и достаточное предварительное натяжение определится как

$$N_0 = \Delta N \quad (2)$$

и может быть подсчитано по формуле (1), если в ней перепад температур Δt представить как разность температуры t_0 в момент регулировки натяжения и температуры $t_{N=0}$, соответствующей экстремальному режиму:

$$\Delta t = t_0 - t_{N=0}$$

Коэффициент k можно определить экспериментально, измерив деформацию системы на самолете и отнеся ее к деформации, подсчитанной лишь по вытяжке тросов. Для большого транспортного самолета при хорошо выполненной конструкции креплений роликов можно полагать $k=2$, т. е. считать, что деформация опор создает такое же отклонение рулей под нагрузкой, как и деформация тросов. В ножном управлении истребителей значение коэффициента k ближе к единице.

Найдем для примера необходимое натяжение стального троса ТОГ-4 диаметром 4,2 мм на дуралевом бомбардировщике, имеющем практический потолок 10 000 м.

Полагая температуру регулировки $t_0 = +20^\circ\text{C}$, а возможную температуру при эксплуатации в средней полосе в зимних условиях на максимальной высоте $t_{N=0} = -50^\circ\text{C}$, при $k=2$, найдем:

$$N_0 = \frac{(22 - 12) 10^6}{2} 70 \cdot 1,8 \cdot 10^4 \cdot 0,081 = 50,5 \text{ кг}$$

Такое натяжение следует дать тросам в том случае, если условие жесткости управления удовлетворяется (при наименьшей температуре) при работе одиночного троса, т. е. и без предварительного натяжения. В противном случае к этому натяжению следует добавить

$$\Delta N_0 = \frac{N_2}{2},$$

где N_2 — усилие по тросу от нормальной эксплуатационной нагрузки (в качестве первого приближения можно принимать N_2 за 25% разрушающей нагрузки на рычаги управления).

С указанной силой N_0 следует натягивать трос при температуре $t = 20^\circ\text{C}$. Если же температура в помещении, где происходит регулировка, отличается от указанной, то, естественно, должно измениться и натяжение, так как при более высокой температуре оно окажется недостаточным, а при более низкой (например, зимой в полевых условиях) — излишне большим, что приведет к неоправданному увеличению трения.

График, которым следует пользоваться для определения необходимого натяжения тросов в зависимости от температуры воздуха при регулировке, может быть рассчитан по формуле:

$$N = N_0 - \frac{(z_k - z_r)}{k} (t - t_{N=0}) E F.$$

Если в этой формуле величину $t_{N=0}$ заменить на значение температуры в данный момент, а величину t — на температуру, при которой проведена регулировка предварительного натяжения N_0 , то она может служить для определения действующего натяжения в тросах.

Необходимость в этих данных возникла при эксплуатации самолетов Норт-Америкен В-25 зимой, когда регулировку тросов приходилось проводить в полевых условиях при отрицательных температурах:

Подсчитанные нам, таким образом, данные были распространены и успешно использованы в авиационных частях.

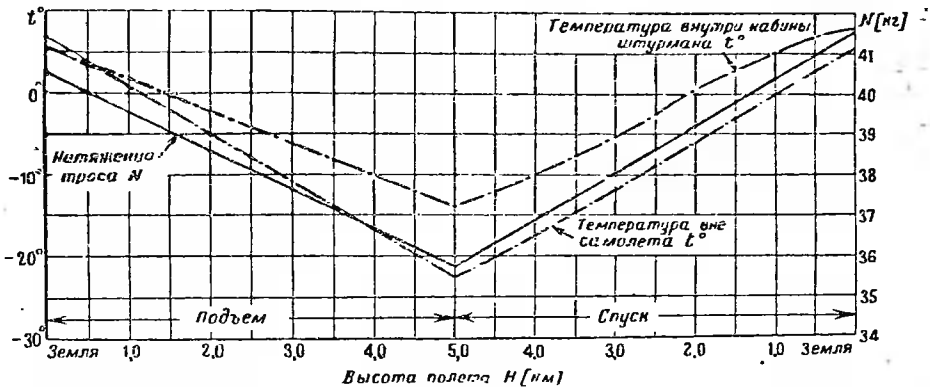
Понизить предварительное натяжение можно, лишь применяя тросы с коэффициентом линейного расширения, более близким по своей величине аналогичному коэффициенту для дурала. Так, например, тросы из нержавеющей стали имеют $\alpha = 15 \cdot 10^{-6}$, а изготовляемые в США специальные тросы с алюминиевым покрытием — еще более высокие значения этого коэффициента.

Для уменьшения трения в системе управления самолетов данного типа можно понизить натяжение, введя так называемую сезонную регулировку тросов. Тогда для расчета натяжения определяющими будут крайние температуры сезона (например, зимы и лета). Возможна также регулировка степени натяжения, исходя из условий работы в определенном районе; так, например, летом на дуралевых самолетах можно дать меньшее предварительное натяжение, а зимой или в арктических районах — большее. Так и поступают при эксплуатации истребителей, имеющих тросовую проводку к рулям высоты и элеронам.

Для того, чтобы получить необходимые данные для выбора предварительного натяжения тросов в деревянных конструкциях из переклеенного шпона, была проведена следующая работа.

На самолете Ил-2, хвостовая часть которого выполнена из переклеенного шпона, зависимость натяжения тросов от изменения наружной температуры была определена экспериментально.

Измеренные в полете по мере подъема на высоту значения температуры и натяжения тросов ножного управления (стальной трос ТОГ-3,5) приведены на фиг. 13. Как видим, стальной трос, натянутый в конструкции из переклеенного шпона, с понижением



Фиг. 13. Натяжение тросов руля направления и температуры воздуха в полете; фюзеляж из переклеенного шпона, трос стальной ТОГ-3,5

температуры ослабевает, следовательно, коэффициент линейного расширения для переклеенного шпона больше, чем для простого стального троса. Эти результаты были подтверждены измерениями силы натяжения тросов при различных температурах (днем и ночью, в течение нескольких недель) на 20 самолетах этого типа на земле. Уменьшение силы натяжения с понижением температуры составило в этом случае $0,35 \text{ кг/}1^\circ\text{C}$, в то время как летный эксперимент дал $\frac{dN}{dT} = 0,22 \text{ кг/}1^\circ\text{C}$.

Разница в результатах может быть объяснена неравномерным распределением температур внутри самолета в полете.

Эти же результаты могут быть перенесены на другие конструкции из того же материала в случае одинаковой жесткости опор и промежуточных качалок тросовой проводки.

Принимая в расчет $\frac{dN}{dT} = 0,35 \text{ кг/}1^\circ\text{C}$, пользуясь формулой (3) и полагая $F = 0,06 \text{ см}^2$, а $E = 1,8 \cdot 10^6$, найдем для конструкции из шпона и для стального троса:

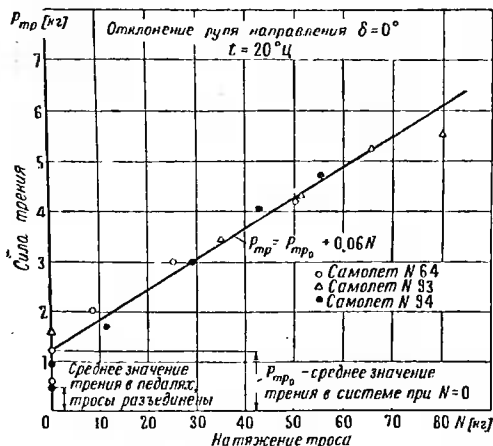
$$\Delta \alpha = \frac{\alpha_{\text{шп}} - \alpha_{\text{т}}}{k} = 3,3 \cdot 10^{-6}$$

Предполагая для данного самолета возможной работу при температуре -60°C , найдем необходимую начальную силу натяжения:

$$N_0 = 3,3 \cdot 10^{-6} \cdot 80 \cdot 1,8 \cdot 10^6 \cdot 0,06 = 28,6 \text{ кг.}$$

На основании этого расчета было принято $N_0 = 35 \text{ кг}$ (при 20°C), что для самолетов этого типа совершенно достаточно. Между тем в практике заводов, выпускающих эти самолеты, а также в условиях эксплуатации сила натяжения тросов ножного управления достигала $80-100 \text{ кг}$.

На фиг. 14 показана определенная экспериментально на самолете Ил-2 зависимость между силами трения и натяжения. Как видим, снижение предварительного натяжения с 80 до 35 кг может уменьшить трение на $2,5 \text{ кг}$.



Фиг. 14 Зависимость трения в системе тросовой проводки руля направления от величины натяжения тросов на серийных самолетах Ил-2

Расчетная формула:

$$P_{тр} = P_0 + A_0 N, A_0 = 0,06; P_0 \cong 1,25 \text{ кг}$$

Сравнительное рассмотрение фиг. 3 и 4 с очевидностью показывает, как при наличии значительного трения искажается линейная зависимость между мускульным усилием и отклонением рычага управления, столь необходимая для координации движений, в особенности на маневренных истребителях.

Летчик, управляя самолетом, пользуется не только зрительным, но и мускульным ощущением; он реагирует на изменение движения самолета по изменению усилий на рычагах управления.

Для того, чтобы летчик мог ощущать достаточно малые изменения нагрузок на рули, необходимо, как это было ранее показано нами¹, обеспечить определенное соотношение между силой трения и градиентом изменения усилий по отклонению ручки $\frac{dP}{dx}$.

Вследствие существенного запаздывания реакции человека на внешние раздражения, для обеспечения спокойного прямолинейного полета является необходимой собственная устойчивость системы рулей. Это условие, т. е. способность ручки управления вернуться к нейтральному положению, несмотря на трение, также обеспечивается выполнением указанного соотношения.

Необходимое соотношение между силой трения $P_{тр}$ и градиентом $\frac{dP}{dx}$ было определено в полете путем оценки управляемости самолета при изменении обоих этих параметров.

Критическим режимом являлась минимальная скорость, при которой градиент $\frac{dP}{dx}$ имел минимальное значение.

Летные испытания подтвердили полную допустимость снижения силы начального натяжения до 35 кг .

В результате формирования и контроля натяжения сила трения в системе ножного управления, составлявшая для этих самолетов $4,5-7 \text{ кг}$ (при нейтральном положении педалей), снизилась до $3-3,5 \text{ кг}$ (по измерениям на 100 самолетах).

ПРЕДЕЛЬНО ДОПУСТИМАЯ СИЛА ТРЕНИЯ В СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ

Необходимость удовлетворить требованиям жесткости, а также учесть температурные колебания при выборе предварительного натяжения тросов может привести, особенно на тяжелых самолетах, при не совсем удачных конструкциях систем управления к очень большим силам трения. В таком случае может оказаться необходимым рассмотрение уже не только вопроса утомляемости летчика, но и самой возможности нормального управления.

¹ Бюллетень авиационной промышленности № 1, 1941 г.

Предельные соотношения для величины трения определяются условиями:

$$P_{тр.н} \approx 2 \frac{dP_n}{dx_n} \Delta x_n, \quad P_{тр.з} \approx 5 \frac{dP_z}{dx_z} \Delta x_z,$$

где $\Delta x = 1$.

Таким образом, требовалось, чтобы сила трения, ощущаемая на ручке управления, не была больше усилия, создаваемого шарнирным моментом при отклонении ручки, на 2 см в продольном и на 5 см — в поперечном направлении.

Аналогичные требования, опубликованные в 1914 г. фирмой Локхид¹, сводятся к тому, что летчик должен ощущать по усилию на ручке изменение отклонения рулей или элеронов на 2'.

Легко показать, что эти условия практически совпадают: так как обычно передаточное отношение для рулей $\frac{di}{dx_{см}} = 1$, а для элеронов $\frac{di^{\circ}}{dx_{см}} = 2$, то 2' отклонения соответствуют 2 см продольного и 4 см поперечного перемещения ручки управления.

Если эти требования в отношении влияния трения на устойчивость и управляемость самолета удовлетворены, то, оценивая абсолютную величину трения на данном типе самолета с точки зрения влияния его на утомляемость летчика, следует иметь в виду и такие факторы как назначение самолета, степень устойчивости — «плотность сидения самолета в воздухе» и наличие автопилота.

При сравнении приведенных выше данных для двух самолетов — Ил-4 с жестким управлением и Норт-Американ В-25 с тросовым управлением — обращает внимание вдвое большее трение на самолетах последнего типа. Однако по отзывам летчиков эти самолеты не являются более тяжелыми в управлении. Они обладают положительной статической устойчивостью и пилотирование их в болтанку менее напряженное; в отличие от первых, они все оборудованы автопилотами и имеют меньшую продолжительность полета. Этим в основном и объясняется то обстоятельство, что большее трение в управлении самолетов В-25 (для «средних» самолетов) остается терпимым. Естественно, однако, что внутри определенной группы однотипных самолетов колебание величины трения относительно среднего его значения определяет сравнительную «легкость» управления.

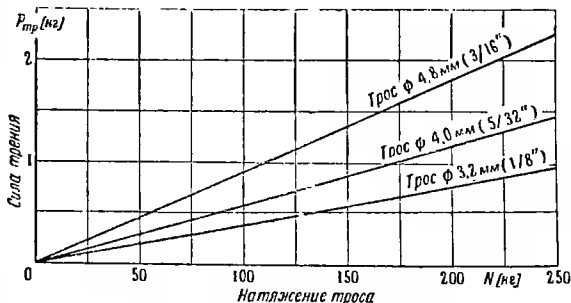
Для того, чтобы не встретиться с необходимостью на больших самолетах уменьшать аэродинамическую компенсацию и увеличивать градиент $\frac{dP}{dx}$, т. е. утяжелять управление с целью обеспечить требования управляемости, конструктор должен принять все возможные меры к уменьшению трения.

ДААННЫЕ ДЛЯ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ТРОСОВОГО УПРАВЛЕНИЯ

Трение в системе тросового управления складывается в основном из внутреннего трения в тросе, трения от смещения троса по отношению к ролику и трения в подшипниках движущихся деталей.

Внутреннее трение в тросе, представляющее собой расход энергии на изгиб отдельных проволок и на преодоление трения между ними внутри пряди и между отдельными прядями вследствие их относительного перемещения при изгибе, зависит от диаметра, структуры и покрытия троса. Так, например, внутреннее трение в оцинкованных тросах значительно больше, чем в тросах из нержавеющей стали. Кроме того, оно естественно возрастает с увеличением диаметра составляющих проволок и диаметра самого троса.

На фиг. 15 показано по данным фирмы Локхид внутреннее трение гибкого троса (7 прядей по 19 проволок) в зависимости от диаметра троса. Трение измеряется как увеличение нагрузки вдоль троса, необходимой для перемещения его под заданной начальной нагрузкой.



Фиг. 15. Внутреннее трение троса в зависимости от размеров троса: ролик $\varnothing 102$ мм; угол обхвата 30°

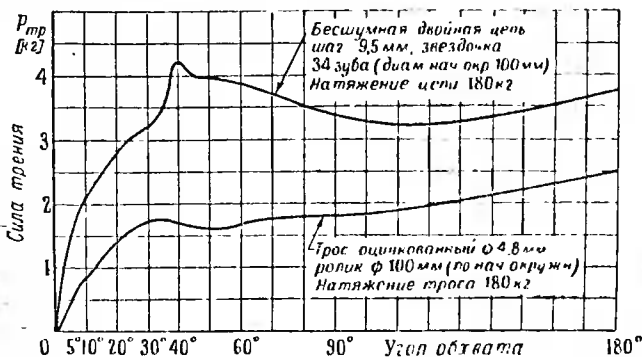
¹ K. D. Remington and F. A. Matthews. „Reducing friction in Cable Control Systems“. „Aero Digest“ № 3, 1914, p. 74—76; 197—202.

На фиг. 16 показана зависимость силы трения от угла обхвата, для троса и ролика, а также для двойной бесшумной цепи и звездочки того же диаметра начальной окружности.

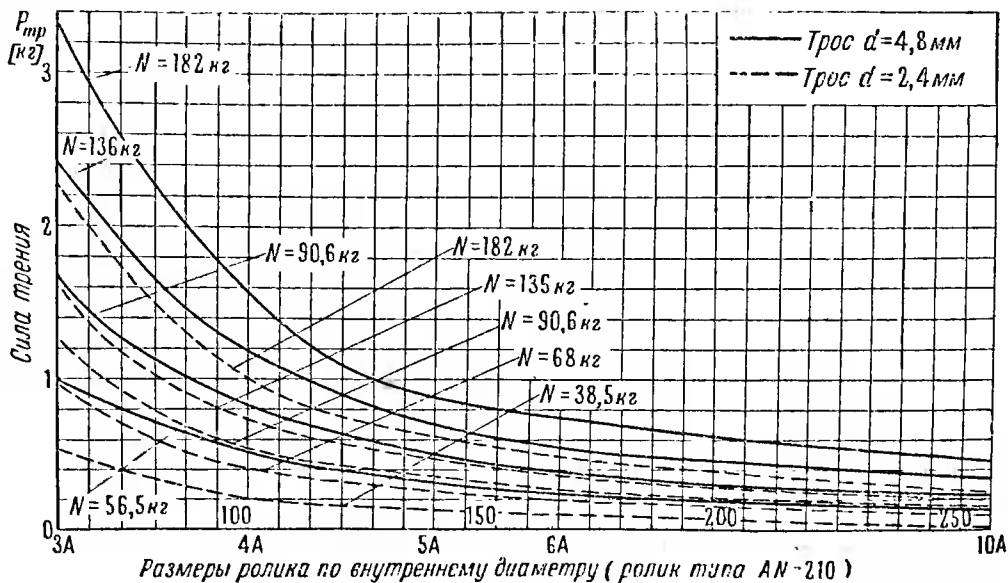
На фиг. 17 показана величина трения в зависимости от диаметра ролика для жесткого и гибкого тросов.

Обозначение роликов соответствует американскому стандарту 210А, причем ролики 3А, 4А, 6А и 10А имеют диаметры начальных окружностей соответственно 63, 102, 165 и 254 мм (2, 5, 4, 6, 5 и 10"). Принимая во внимание соображения веса, применение роликов диаметром более 165 мм практически не оправдывается.

Приведенные данные могут быть использованы для предварительного расчета сил трения в системе управления.



Фиг. 16. Зависимость трения от угла обхвата



Фиг. 17. Изменение трения в зависимости от размера ролика при угле обхвата 30°

Внимание к вопросам трения при конструировании систем управления, исключительное применение закрытых шарикоподшипников, нормирование величины силы трения и натяжения тросов и систематический контроль за их величинами при производстве и в эксплуатации необходимы для существенного улучшения пилотажных качеств самолетов.

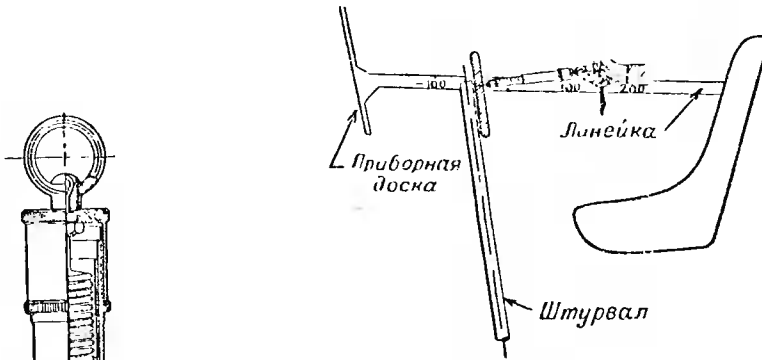
ИНСТРУКЦИЯ ПО КОНТРОЛЮ ТРЕНИЯ В СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ

Контроль величины трения в управлении на самолете проводится с помощью пружинного динамометра (см. фиг. 1).

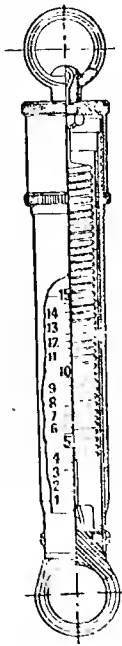
Величина силы трения определяется как полуразность усилий, необходимых для равномерного передвижения штурвала или ручки при прямом и обратном ходе. Ввиду того, что сила трения может быть переменной в зависимости от угла отклонения рулей или элеронов, отсчеты производятся при прохождении штурвалом или ручкой в ту и другую сторону какой-либо определенной точки.

1. Замер трения в системе рулей высоты

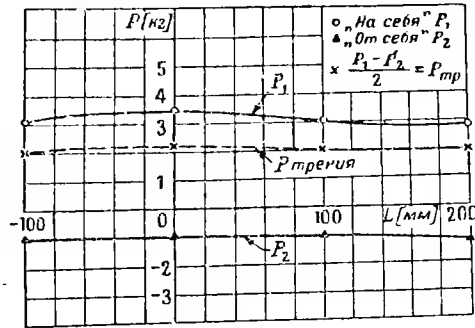
Для проведения замеров трения следует изготовить деревянную линейку, которая должна фиксироваться в кабине таким образом, чтобы она находилась на высоте центра штурвала или середины баранки ручки и была расположена параллельно продольной оси самолета (см. фиг. 2).



Фиг. 2



Фиг. 1



Фиг. 3

На линейке следует нанести деления: нулевое, соответствующее нейтральному положению рулей, 2 деления через каждые 50 мм в направлении „от себя“ и 4 деления „на себя“.

Линейку следует установить так, чтобы удобно было производить отсчет по динамометру, фиксируя прохождение какой-либо точки штурвала (ребра штурвала или же специально надетой на баранку стрелочки) мимо определенного деления.

Динамометр, прикрепленный к штурвалу на высоте приложения руки летчика и направленный под углом 90° к колонке штурвала или ручки, медленно тянут „на себя“ до момента начала движения ручки. При этом последовательно берут отсчет на шкале динамометра в то время, когда колонка штурвала или ручка проходит мимо определенного деления линейки. Движение ведется от крайнего переднего положения „от себя“ и до крайнего положения „на себя“. Отсчеты берутся через каждые 100 мм линейки.

Таким же образом производятся отсчеты при обратном движении штурвала (ручки) „от себя“.

Замеры прямого („на себя“) и обратного („от себя“) ходов повторяются не менее двух раз и их среднее значение для каждого отсчета заносится в журнал по форме № 1.

¹ Динамометр в зависимости от пружины имеет шкалы на 10 кг или из 3 кг максимального измеряемого усилия. На заводах, выпускающих пружинели, должен применяться динамометр со шкалой для максимального усилия $P=3$ кг.

ПРИМЕР ЗАПОЛНЕНИЯ ФОРМЫ № 1

Замер трения в управлении рулем высоты

Деления линейки [мм]	-100	0	100	200
P_1 „на себя“ [кг]	3,1	3,1	3,0	2,8
P_2 „от себя“ [кг]	1,0	-1,0	-1,0	-1,2
$P_{тр} = \frac{P_1 - P_2}{2}$ [кг]	2,05	2,2	2,0	2,0

Знак усилий принято считать:

а) усилие по динамометру „на себя“ — положительное (динамометр при отсчете находится между ручкой и сиднем летчика),

б) усилие по динамометру „от себя“ — отрицательное (в этих случаях динамометр при отсчете находится между ручкой и приборной доской).

По получении нагрузки строят график прямого и обратного ходов; $P = f(l)$, как показано на фиг. 3. Полуразность усилий прямого и обратного ходов дает абсолютную величину трения в зависимости от положения штурвала (ручки).

2. Замер трения в системе элеронов

Замер трения в системе управления элеронами, если на самолете стоит ручка, а не штурвал, проводится аналогично замеру трения в системе управления рулем высоты. Линейку для замера, аналогичную изображенной на фиг. 4, на ряде самолетов удобно фиксировать по борту кабины. На линейке помимо нулевого деления нанесены 1 деление через 100 мм влево и 1 деление на 100 мм вправо от нейтрального. Замеры заносятся в журнал по форме № 2.

ПРИМЕР ЗАПОЛНЕНИЯ ФОРМЫ № 2

Замер трения в управлении элеронами

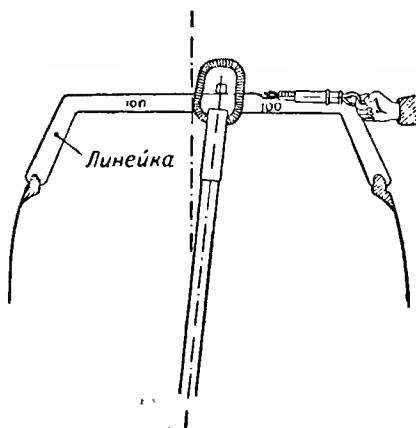
Замер	Ручка влево 100 мм	Нейтрально	Ручка вправо 100 мм
P_1 [кг] „слева направо“	1,3	1,0	1,2
P_2 [кг] „справа налево“	-1,2	-0,3	-1,3
$P_{тр} = \frac{P_1 - P_2}{2}$ [кг]	1,15	0,95	1,25

Положительный знак имеет усилие по динамометру, направленное слева направо; усилие, направленное справа налево, — отрицательный знак.

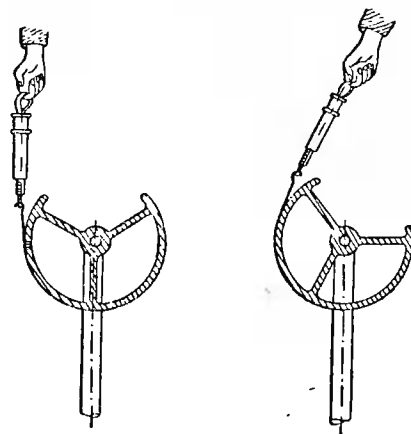
Штурвальная система управления элеронами

Динамометр прикрепляется к баранке штурвала при помощи шнурка и крючка. Тянуть динамометр следует медленно и плавно.

При повороте штурвала ось динамометра должна быть направлена по касательной к ободу (см. фиг. 5).



Фиг. 4



Фиг. 5

Штурвал отклоняется до отказа влево, динамометр крепится слева и направляется вверх. Берутся три отсчета:

- 1) при трогании с места (нижнее положение),
- 2) при прохождении нейтрального положения,
- 3) при крайнем положении (верхнее положение).

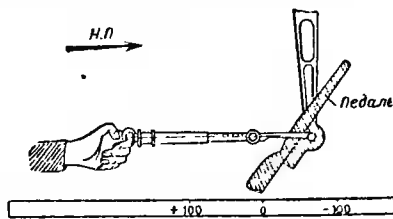
Затем элероны отклоняются до отказа вправо, динамометр крепится справа вверх, и отсчеты повторяются. Трение определяется как полусумма отсчетов, согласно форме № 3.

ПРИМЕР ЗАПОЛНЕНИЯ ФОРМЫ № 3
Замер трения в системе управления элеронами
(штурвальное управление)

Динамометр слева P_1 [кг]	П о л о ж е н и е		
	нижнее	нейтральное	верхнее
	1,6	1,0	1,2
Динамометр справа P_2 [кг]	П о л о ж е н и е		
	верхнее	нейтральное	нижнее
	1,1	1,1	1,3
$P_{тр} = \frac{P_1 + P_2}{2}$	1,35	1,05	1,25

3. Замер трения в системе управления рулем направления

Линейку с нанесенными, как показано на фиг. 6, делениями (3 деления через 100 мм) укладывают вдоль кабины таким образом, чтобы положение педали удобно фиксировалось какой-либо ее деталью (например,



Фиг. 6

пяткой) относительно деления линейки. Нулевое деление линейки должно соответствовать центральному положению педалей.

Динамометр крепится к левой педали, которая дается до отказа «от себя»; затем плавно тянут динамометр «на себя» и во время прохождения педалью делений берутся отсчеты. То же самое проделывается с правой педалью.

Результаты замеров заносятся в журнал по форме № 4. Усилие «на себя» считается положительным.

ПРИМЕР ЗАПОЛНЕНИЯ ФОРМЫ № 4
Замер трения в управлении рулей направления

Левая педаль деления линейки P_1 [кг]	О т с ч е т		
	- 100 мм	0	100 мм
	5	4,8	5,2
Правая педаль деления линейки P_2 [кг]	О т с ч е т		
	100	0	- 100 мм
	5,10	4,6	5,0
$P_{тр} = \frac{P_1 + P_2}{2}$ [кг]	5,05	4,7	5,1

4. Условия эксплуатации динамометра

1. Динамометр периодически, через 3 месяца, тарируется с помощью обычного разновеса. После каждой тарировки строится график $P = f(l)$ (делений шкалы динамометра). При тарировке берется прямой и обратный ход. Разница в нагрузке (затирание) не должна превышать 50 г.
2. Перед пользованием динамометр устанавливается на нуль с помощью регулировочных гаек.

Отв. редактор А. А. Горяинов

Подписано к печати 30/VIII 1945 г.

Объем 2/4 печ. л., 42 880 зн. в печ. л.

Учетно-авторских листов 2,4

Г.1924



тип. изд-ва ВНТ

Зак. № 1071