

ДИНАМИКА, БАЛЛИСТИКА, УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 629.7.015

DOI: 10.34759/vst-2021-2-177-190

ВЛИЯНИЕ ЭФФЕКТА ЗАПАЗДЫВАНИЯ В ТРАКТЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ВЫСОКОАВТОМАТИЗИРОВАННОГО САМОЛЕТА НА ВЫБОР ТИПА РЫЧАГА УПРАВЛЕНИЯ И ЕГО КОМАНДНОГО СИГНАЛА

Рагулин И.А. *, Александров В.В. **

*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ,
Волоколамское шоссе, 4, Москва, 125993, Россия*

** e-mail: ilya-rag98@mail.ru*

*** e-mail: avv@mai.ru*

Статья поступила в редакцию 11.01.2021

С целью оценки влияния времени запаздывания в тракте управления и типа командного сигнала на точность пилотирования летательного аппарата были проведены эксперименты на пилотажном стенде. Сравнивались два типа командного сигнала: пропорциональный усилию и пропорциональный перемещению. Варьировалось и само время запаздывания. Помимо командного сигнала, анализировались расположение и размер ручки управления самолетом (РУС). Также было учтено влияние жесткости РУС.

Ключевые слова: ручка управления самолетом, жесткость рычага управления, боковая ручка управления, сигнал, пропорциональный усилию.

Введение

Боковая ручка управления на истребителях впервые появилась в США на самолете f-16, позже такой тип рычага появился и на европейских боевых самолетах [1]. На том же f-16 был впервые применен новый тип командного сигнала для управления – пропорциональный усилию. Также боковые ручки используются на современных гражданских самолетах. Характерной особеннос-

тью современных летательных аппаратов является большое время запаздывания в тракте управления из-за высокой степени автоматизации. Данное исследование акцентирует внимание на времени запаздывания и дополняет ранее выполненные исследования в этой области [2].

В данной статье приводятся результаты исследований:

— влияния жесткости P^x рычагов управления;

- влияния времени запаздывания τ [3];
- влияния типа командного сигнала, передаваемого от рычага управления в систему управления. Сравнивались два типа командного сигнала: пропорциональный усилиям (рычаг типа FSC) и перемещению (рычаг типа DSC);
- влияния расположения и размеров рычагов управления (центральная и боковая ручка управления) [4–6].

Все экспериментальные исследования проводились на пилотажном стенде ТЛ-39 (рис. 1),

снабженном системой моделирования усилия «МООГ».

Исследования проводились при выполнении летчиком задач компенсаторного слежения [7–9]. Объект управления в продольном канале близок к конфигурации Neal-Smith 1D [10–12]. К объекту управления добавлялось звено запаздывания $e^{-p\tau}$, где e – экспонента; p – оператор Лапласа; τ – время запаздывания. Передаточные функции ЛА были получены для высоты полета $H = 2$ км, числа Маха $M = 0.8$.



Рис. 1. Пилотажный стенд ТЛ-39

Рассматривались три значения времени запаздывания τ : 0,1; 0,17; 0,24 с. Для каждого из вариантов проводилось от трех до пяти экспериментов, результаты которых усреднялись. В исследовании оператор стремился в каждый момент времени свести ошибку к нулю. На рис. 2. приведена модель двух способов формирования летчиком управляющего сигнала, поступающего от рычага в тракт управления, где c — усилие, прикладываемое летчиком к рычагу ($c=P$), или его перемещение ($c=X$) [13, 14].

В исследовании полоса пропускания определяется как частота пересечения фазовой характеристики замкнутой системы с уровнем -90° .

Результаты экспериментальных исследований

В продольном канале эксперименты выполнялись при дисперсии входного сигнала $\sigma_i^2 = 4 \text{ см}^2$. Сначала варьировалась загрузка рычага для определения той, при которой будет наименьшая дисперсия ошибки. В зависимости от типа РУС и

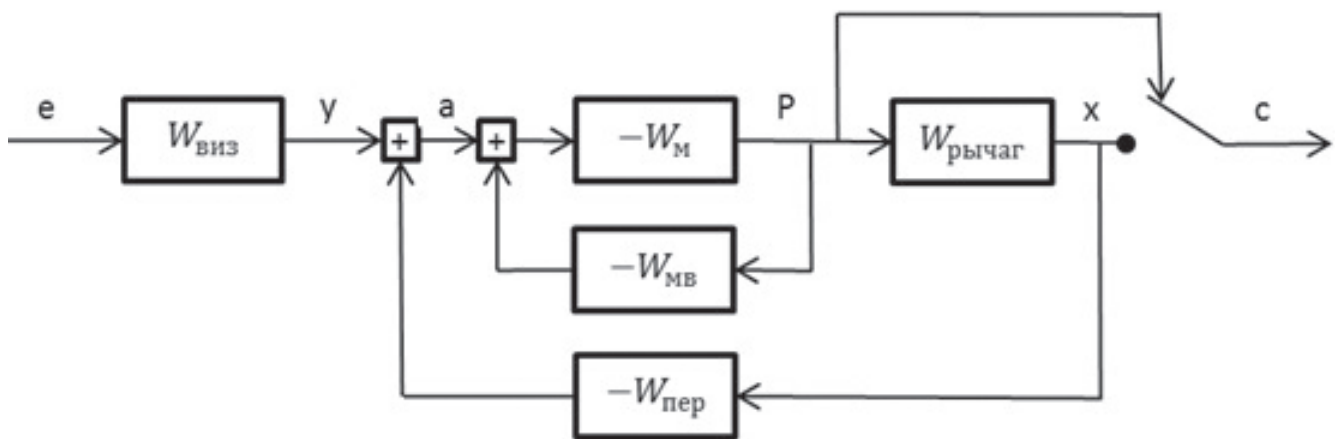


Рис. 2. Модель формирования летчиком управляющего сигнала: W_m — передаточная функция системы мышца — рука (кость); $W_{мв}$ — передаточная функция мышечного веретена; $W_{пер}$ — передаточная функция сенсора перемещения руки и рычага; $W_{виз}$ — передаточная функция визора; e — входной сигнал; y и a — преобразованные сигналы

В статье рассматриваются характеристики управляющей реакции летчика в компенсаторной системе [15]. На рис. 3 приведена схема, соответствующая такой системе.

В качестве входного сигнала использовался полигармонический сигнал.

Результаты экспериментов были получены в Московском авиационном институте, где разработано алгоритмическое и программное обеспечение для вычисления всех характеристик с применением метода коэффициентов Фурье.

командного сигнала оператор выбирал наиболее комфортный для него коэффициент усиления [16]. В табл. 1—4 представлены зависимости дисперсии ошибки, частоты среза, полосы пропускания и резонансного пика от жесткости рычага управления при $\tau = 0,1$ с.

Управление боковой ручкой анатомически возможно двумя способами: управление за счет лучезапястного сустава или за счет в основном локтевого и плечевого сустава. При втором стиле пилотирования летчик способен работать в

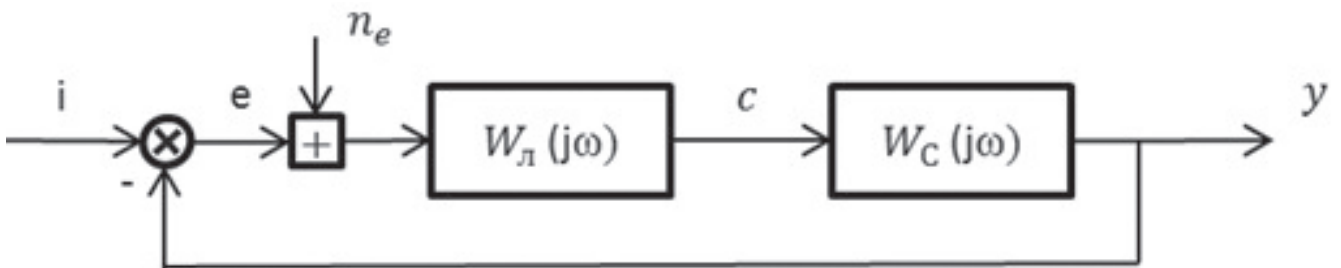


Рис. 3. Одноконтурная система самолет–летчик

Таблица 1

Зависимость характеристик системы от жесткости рычага управления для центральной ручки, сигнал по перемещению, коэффициент усиления 70

P^x	$\sigma_e^2, \text{см}^2$	$\omega_{\text{ср}}, \text{рад/с}$	$\omega_{\text{пп}}, \text{рад/с}$	pic, дБ	$\omega_{\text{pic}}, \text{рад/с}$
10	0,789	1,151	1,59	0,85	0,524
15	0,577	1,428	2,14	1,244	0,524
20	0,607	1,345	2,24	0,63	0,524
25	0,85	1,116	1,514	0,6	0,524

Таблица 2

Зависимость характеристик системы от жесткости рычага управления для центральной ручки, сигнал, пропорциональный усилию, коэффициент усиления 100

P^x	$\sigma_e^2, \text{см}^2$	$\omega_{\text{ср}}, \text{рад/с}$	$\omega_{\text{пп}}, \text{рад/с}$	pic, дБ	$\omega_{\text{pic}}, \text{рад/с}$
25	0,369	1,47	2,7	0,68	1,05
30	0,392	1,47	2,58	1,362	1,05
35	0,294	1,51	2,8	0,74	1,31
40	0,321	1,5	2,63	1,56	1

Таблица 3

Зависимость характеристик системы от жесткости рычага управления для боковой ручки, сигнал по перемещению, коэффициент усиления 140

P^x	$\sigma_e^2, \text{см}^2$	$\omega_{\text{ср}}, \text{рад/с}$	$\omega_{\text{пп}}, \text{рад/с}$	pic, дБ	$\omega_{\text{pic}}, \text{рад/с}$
10	0,577	1,23	2	1,16	0,524
15	0,524	1,25	2,166	1,31	0,524
20	0,524	1,34	2,22	-	-
25	0,38	1,53	2,56	1,416	0,524
30	0,505	1,37	2,27	0,642	0,524
40	0,432	1,4	2,32	-	-
50	0,4623	1,43	2,55	-	-

Таблица 4

Зависимость характеристик системы от жесткости рычага управления для боковой ручки, сигнал, пропорциональный усилию, коэффициент усиления 250

P^x	σ_e^2 , см ²	ω_{cp} , рад/с	$\omega_{пп}$, рад/с	pic, дБ	ω_{pic} , рад/с
10	0,298	1,8	2,7	0,85	2,618
20	0,24	2,35	2,65	3,44	2,618
30	0,232	1,55	2,7	0,65	0,524
40	0,185	1,64	3,42	0,55	0,524
50	0,246	1,55	2,8	1,2	1
70	0,286	1,5	2,9	1,3	3,14

больших диапазонах жесткости рычага управления и на более длительном участке времени. Этот способ и был применен. Далее была выбрана жесткость РУС, при которой достигается наименьшая дисперсия ошибки для каждого случая (в табл. 1—4 эти значения выделены цветом), и уже для данной конфигурации варьировалось время запаздывания. Аналогично зависимости

дисперсии ошибки, частоты среза, полосы пропускания и резонансного пика от времени запаздывания представлены в табл. 5—8.

Анализ экспериментов показывает, что переход на боковую ручку делает зависимости дисперсии ошибки от жесткости менее выраженной. Для управляющего сигнала по усилию на жесткости в 50 Н/см оператор начинает испытывать диском-

Таблица 5

Зависимость характеристик системы от времени запаздывания для центральной ручки, сигнал по перемещению, коэффициент усиления при $P^x = 15$ Н/см

τ	σ_e^2 , см ²	ω_{cp} , рад/с	$\omega_{пп}$, рад/с	pic, дБ	ω_{pic} , рад/с
0,1	0,577	1,428	2,14	1,244	0,524
0,17	0,795	1,1333	1,522	-	-
0,24	0,854	1,36	1,53	0,6	0,524

Таблица 6

Зависимость характеристик системы от времени запаздывания для центральной ручки, сигнал, пропорциональный усилию, при $P^x = 35$ Н/см

τ	σ_e^2 , см ²	ω_{cp} , рад/с	$\omega_{пп}$, рад/с	pic, дБ	ω_{pic} , рад/с
0,1	0,294	1,51	2,8	0,74	1,31
0,17	0,428	1,46	2,5	0,99	0,53
0,24	0,487	1,44	2,29	1,167	0,5

Таблица 7

Зависимость характеристик системы от времени запаздывания для боковой ручки, сигнал по перемещению при $P^x = 25$ Н/см

τ	σ_e^2 , см ²	ω_{cp} , рад/с	$\omega_{пп}$, рад/с	pic, дБ	ω_{pic} , рад/с
0,1	0,38	1,53	2,56	1,416	0,524
0,17	0,435	1,44	2,37	0,944	0,524
0,24	0,533	1,3	2,23	1,13	0,524

Таблица 8

Зависимость характеристик системы от времени запаздывания для боковой ручки, сигнал, пропорциональный усилию, при $P^x = 40$ Н/см

τ	σ_e^2 , см ²	ω_{cp} , рад/с	$\omega_{пп}$, рад/с	pic, дБ	ω_{pic} , рад/с
0,1	0,185	1,64	3,42	0,55	0,524
0,17	0,27	1,5	2,6	1,1	0,524
0,24	0,29	1,5	2,43	1,5	2,618

форт при полном отклонения ручки от себя, при 70 Н/см дискомфорт начинает проявляться при полном отклонении ее на себя.

Во всех экспериментах (в продольном канале и в боковом) резонансный пик слабо выражен и практически не зависит от варьируемых в данном исследовании параметров, а при переходе от центрального рычага к боковому и при переходе от управляющего сигнала по перемещению к пропорциональному усилию возрастают частота среза и полоса пропускания. Ремнанта остаётся примерно на одном уровне, и прямой зависимости шума от загрузки и времени запаздывания в данном исследовании не выявлено.

Зависимость дисперсии ошибки зависит от времени запаздывания нелинейно. На определенном участке зависимость проявляется менее ярко. Это возможно благодаря тому, что общая динамика объекта + РУС при определенном времени запаздывания позволяет летчику ввести опережение, с помощью которого он частично компенсирует увеличенное время запаздывания в системе, но лишь до определенного момента. Эксперименты вне рамок данного исследования показали значительный рост дисперсии ошибки при дальней-

шем увеличении времени запаздывания. Переход на управляющий сигнал, пропорциональный усилию, как для центральной, так и для боковой ручки управления приводит к уменьшению зависимости дисперсии ошибки от времени запаздывания. Полоса пропускания и частота среза при переходе к боковой ручке FSC заметно возрастают.

Сравнение дисперсий ошибок при управлении центральной и боковой ручками для двух командных сигналов приведено на рис. 4.

При переходе на боковую ручку управления, а также при переходе на командный сигнал, пропорциональный усилиям, оператор стремится уменьшить расходы ручки и работать в меньшем диапазоне отклонений.

Дисперсия ошибки при управлении боковой ручкой на 40% меньше для обоих типов сигнала. Это обусловлено в первую очередь тем, что с боковой ручкой оператору легче дозировать усилия и перемещения, он также способен быстрее достигать полного отклонения рычага управления за счет меньшего его хода.

В боковом канале дисперсия входного сигнала $\sigma_i^2 = 160$ см² была подобрана таким образом,

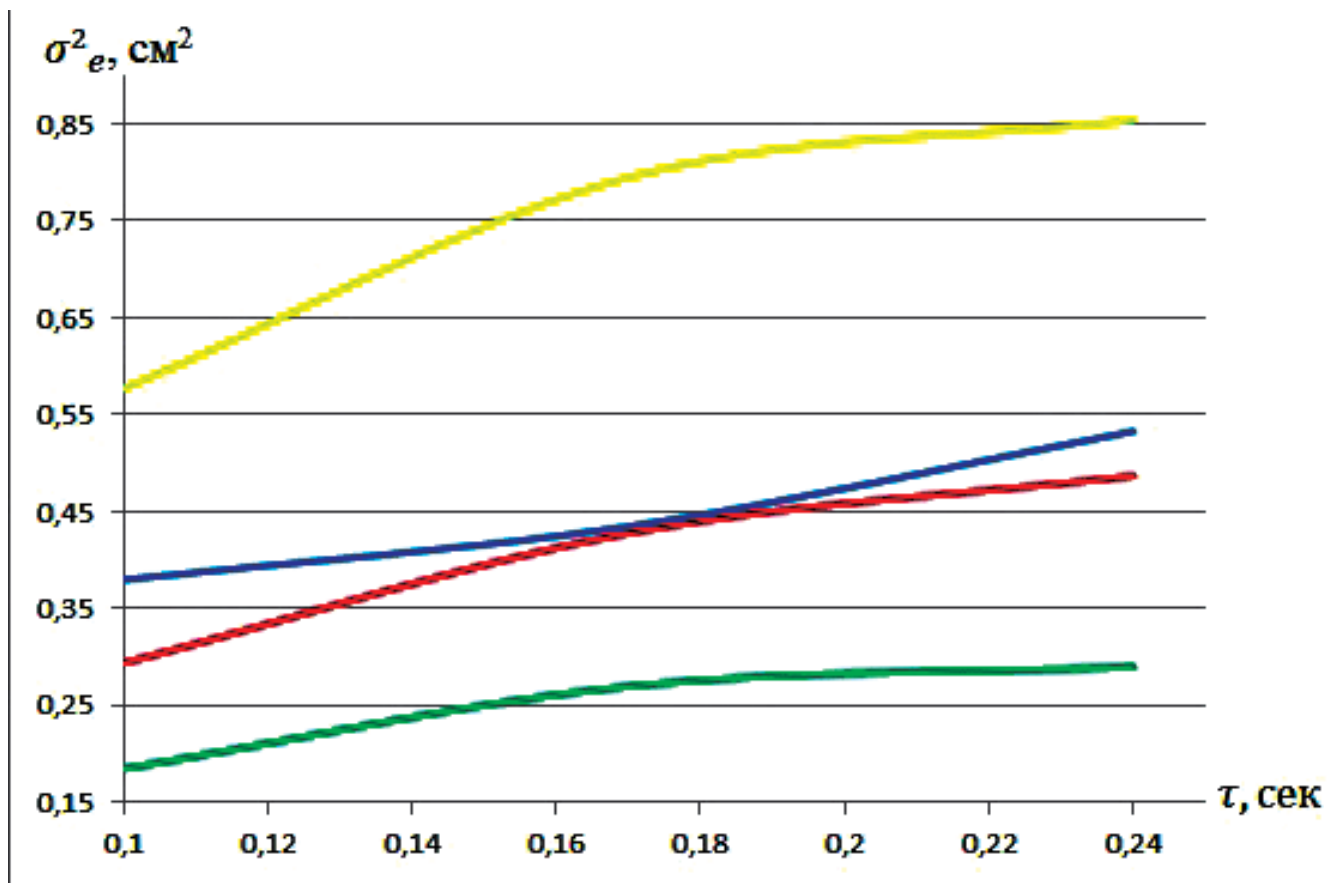


Рис. 4. Сравнение дисперсии ошибки для продольного канала: желтая линия – центральная ручка DSC; красная – центральная FSC; синяя – боковая DSC; зеленая – боковая FSC

чтобы максимальное отклонение по краю индикатора равнялось амплитуде отклонения в продольном канале. Для интерпретации результатов дисперсия ошибки в экспериментах управления по крену была поделена на 40.

Аналогично с продольным каналом для управления по крену. Сначала варьировалась нагрузка рычага для определения той, при которой будет наименьшая дисперсия ошибки. В зависимости от типа РУС и командного сигнала оператор выбирал наиболее комфортный для него коэффициент усиления. В табл. 9–12 представлены зависимости дисперсии ошибки, частоты среза, полосы пропускания и резонансного пика от жесткости рычага управления при $\tau = 0,1$ с.

Аналогично управление боковой ручкой анатомически возможно двумя способами: управление за счет лучезапястного сустава или за счет в основном плечевого сустава. В первом случае оператору становится некомфортно супинировать кисть при жесткости уже в 10 Н/см, данный стиль пилотирования приводит к быстрой утомляемости. При втором способе пилотирования летчик

способен работать в больших диапазонах жесткости рычага управления и на более длительном участке времени. Изначально первый способ кажется более комфортным, но в ходе исследования выяснилось, что второй способ лучше. Он и был применен. Для более удобного пилотирования ручка имела наклон в $3,3^\circ$ внутрь кабины.

Далее была выбрана жесткость РУС, при которой достигается наименьшая дисперсия ошибки для каждого случая (в табл. 9–12 эти значения выделены цветом), и уже для данной конфигурации варьировалось время запаздывания. Аналогично зависимости дисперсии ошибки, частоты среза, полосы пропускания и резонансного пика от времени запаздывания представлены в табл. 13–16.

Переход на управляющий сигнал по усилию как для центральной, так и для боковой ручки управления приводит к уменьшению зависимости дисперсии ошибки от времени запаздывания.

На рис. 5 представлено сравнение дисперсий ошибок при управлении центральной и боковой ручкой для двух командных сигналов.

Таблица 9

Зависимость характеристик системы от жесткости рычага управления для центральной ручки, сигнал по перемещению, коэффициент усиления 3

P^x	$\sigma_e^2, \text{см}^2$	$\omega_{\text{ср}}, \text{рад/с}$	$\omega_{\text{пп}}, \text{рад/с}$	рiс, дБ	$\omega_{\text{pic}}, \text{рад/с}$
5	1,04825	1	1,33	2,85	1,05
10	0,75775	1,28	1,44	2,85	1,05
15	0,71975	1,31	1,45	1,77	1,31
25	0,84875	1,56	1,43	0,98	1,31

Таблица 10

Зависимость характеристик системы от жесткости рычага управления для центральной ручки, сигнал, пропорциональный усилию, коэффициент усиления 3,5

P^x	$\sigma_e^2, \text{см}^2$	$\omega_{\text{ср}}, \text{рад/с}$	$\omega_{\text{пп}}, \text{рад/с}$	рiс, дБ	$\omega_{\text{pic}}, \text{рад/с}$
5	0,57625	1,47	1,67	2,55	1,31
10	0,55025	1,42	1,72	1,43	1,05
15	0,568	1,42	1,6	1,02	1,31
20	0,502	1,4	1,7	1,07	1,05
30	0,933925	1,19	1,43	0,524	1,31

Таблица 11

Зависимость характеристик системы от жесткости рычага управления для боковой ручки, сигнал по перемещению, коэффициент усиления 20

P^x	$\sigma_e^2, \text{см}^2$	$\omega_{\text{ср}}, \text{рад/с}$	$\omega_{\text{пп}}, \text{рад/с}$	рiс, дБ	$\omega_{\text{pic}}, \text{рад/с}$
10	1,06125	1,19	1,44	2,36	1,57
15	0,8505	1,25	1,47	3	1,05
20	0,80425	1,37	1,57	2,15	1,05
30	0,815	1,3	1,5	2,3	1,05
40	0,75625	1,27	1,47	2,21	1,31
70	0,682	1,31	1,49	0,83	1,05
150	0,80925	1,04	1,5	1,04	0,524

Таблица 12

Зависимость характеристик системы от жесткости рычага управления для боковой ручки, сигнал, пропорциональный усилию, коэффициент усиления 40

P^x	σ_e^2 , см ²	ω_{cp} , рад/с	$\omega_{пп}$, рад/с	рiс, дБ	ω_{pic} , рад/с
15	0,511	1,51	1,87	1,67	1,31
30	0,39525	1,53	1,87	1,523	1,31
50	0,45025	1,5	1,77	1,6	1,05
100	0,5555	1,44	1,75	1,27	1,05
150	0,61275	1,4	1,63	1,25	1,31
200	200*	1,4	1,72	1,1	1,57

Таблица 13

Зависимость характеристик системы от времени запаздывания для центральной ручки, сигнал по перемещению, коэффициент усиления при $P^x = 10$ Н/см

τ	σ_e^2 , см ²	ω_{cp} , рад/с	$\omega_{пп}$, рад/с	рiс, дБ	ω_{pic} , рад/с
0,1	0,75775	1,28	1,44	2,85	1,05
0,17	0,96025	1,2	1,37	2,4	1,05
0,24	1,11	1,22	1,38	3,1	1,31

Таблица 14

Зависимость характеристик системы от времени запаздывания для центральной ручки, сигнал, пропорциональный усилию, при $P^x = 10$ Н/см

τ	σ_e^2 , см ²	ω_{cp} , рад/с	$\omega_{пп}$, рад/с	рiс, дБ	ω_{pic} , рад/с
0,1	0,55025	1,42	1,72	1,43	1,05
0,17	0,6735	1,2	1,37	2,4	1,05
0,24	0,7145	1,32	1,46	3,1	1,05

Таблица 15

Зависимость характеристик системы от времени запаздывания для боковой ручки, сигнал по перемещению при $P^x = 20$ Н/см

τ	$\sigma_e^2, \text{см}^2$	$\omega_{\text{ср}}, \text{рад/с}$	$\omega_{\text{пл}}, \text{рад/с}$	pic, дБ	$\omega_{\text{pic}}, \text{рад/с}$
0,1	0,80425	1,37	1,57	2,15	1,05
0,17	0,8765	1,28	1,46	2,14	1,05
0,24	0,90375	1,27	1,46	2,42	1,57

Таблица 16

Зависимость характеристик системы от времени запаздывания для боковой ручки, сигнал, пропорциональный усилию, при $P^x = 30$ Н/см

τ	$\sigma_e^2, \text{см}^2$	$\omega_{\text{ср}}, \text{рад/с}$	$\omega_{\text{пл}}, \text{рад/с}$	pic, дБ	$\omega_{\text{pic}}, \text{рад/с}$
0,1	0,39525	1,53	1,87	1,523	1,31
0,17	0,41175	1,5	1,73	1,5	1,57
0,24	0,6305	1,46	1,72	2,15	1,05

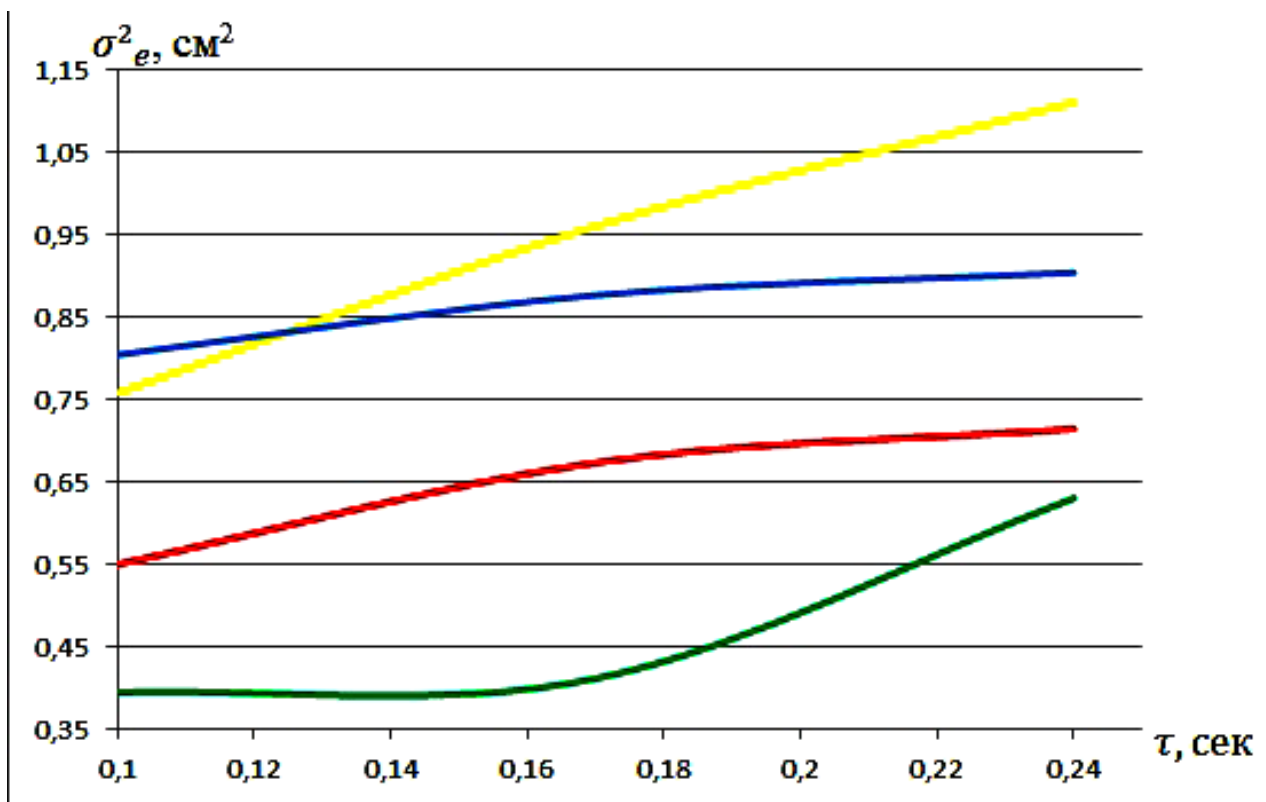


Рис. 5. Сравнение дисперсии ошибки для бокового канала: желтая линия – центральная ручка DSC; красная – центральная FSC; синяя – боковая DSC; зеленая – боковая FSC

При переходе на боковую ручку управления, а также при переходе на командный сигнал, пропорциональный усилию, расходы ручки уменьшаются, а также уменьшается дисперсия ошибки.

В отличие от продольного канала, переход на боковую ручку требовал от оператора периода адаптации 2—3 часа. Переход на боковую ручку DSC субъективно усложнял задачу компенсаторного слежения. При переходе на FSC расходы ручки уменьшаются, аналогично продольному каналу. Во всех экспериментах резонансный пик слабо выражен и практически не зависит от варьлируемых в данном исследовании параметров.

Выводы

Использование командного сигнала, пропорционального усилию, совместно с боковой ручкой управления самолетом позволяет значительно повысить точность пилотирования для высокоавтоматизированных летательных аппаратов.

В продольном канале для центральной ручки управления переход с DSC на FSC приводит к уменьшению дисперсии ошибки на 50%, а для боковой ручки на 45%. Дисперсия ошибки для боковой ручки на 40% ниже, чем для центральной для обоих типов сигнала. Переход на сигнал FSC как для центральной, так и для боковой ручки управления приводит к уменьшению зависимости дисперсии ошибки от времени запаздывания.

Управление боковой ручкой делает зависимость дисперсии ошибки от жесткости менее выраженной. Эффект сохраняется во всем диапазоне $\tau = 0,1 \div 0,24$ с.

При времени запаздывания $\tau = 0,24$ с переход с центральной ручки DSC на боковую FSC приводит к уменьшению дисперсии ошибки втрое, увеличению полосы пропускания на 60—70%, частоты среза на 10—30%, запасы по амплитуде и по фазе при $\tau = 0,17; 0,24$ не изменяются. Расходы ручки для управляющего сигнала FSC меньше на 40%.

Оператор оценивает объект управления по шкале Купера—Харпера на 3—3.5 PR при центральной ручке DSC. При управлении боковой ручкой DSC оценка 2.5—3.0 PR. Переход на сигнал, пропорциональный усилию, дает улучшение оценки для центральной ручки на 0.5 балла и на 1 балл для боковой ручки управления [17, 18].

В боковом канале для центральной ручки управления переход с DSC на FSC приводит к уменьшению дисперсии ошибки на 35%, а для боковой ручки на 45%. Дисперсия ошибки для

боковой ручки примерно на 40% ниже, чем для центральной. Переход с центральной ручки управления с сигналом по перемещению на боковую с сигналом по усилию приводит к уменьшению дисперсии ошибки вдвое, увеличению частоты среза на 10%, росту полосы пропускания на 25%. Расходы ручки для управляющего сигнала по усилию значительно меньше. Эффект сохраняется во всем диапазоне $\tau = 0,1 \div 0,24$ с.

Оператор оценивает объект управления по шкале Купера—Харпера на 4.0—4.5 при центральной ручке управления с сигналом по перемещению. При управлении боковой ручкой с сигналом по перемещению оценка 4.5—5. Переход на сигнал, пропорциональный усилию, дает улучшение оценки для центральной ручки на 0.5 балла и существенное улучшение на 2.5—3.0 балла для боковой ручки управления [19, 20].

Библиографический список

1. *Yilmaz D., Jump M., Linghai L., Jones M.* Aircraft and Rotorcraft Pilot Couplings – Tools and Techniques for Alleviation and Detection. ACPOGA-2010-266073 Deliverable No. D2.3 State-of-the-art pilot model for RPC prediction report, 2011.
2. *Efremov A.V., Aleksandrov V.V., Efremov E.V., Vukolov M.V.* The influence of different types of inceptors and their characteristics on the pilotaircraft system // IFAC-PapersOnLine. 2019. Vol. 51. No. 34, pp. 372-377. DOI: 10.1016/j.ifacol.2019.01.013
3. *Smith R.E.* Effects of control system dynamics on Fighter approach and Landing longitudinal flying qualities. Vol.1. AFFDL-TR-78-122, 1978.
4. *Magdaleno R.E., McRuer D.T.* Effects of Manipulator Restraints on Human Operator Performance. AFFDL-TR-66-72. 1966.
5. *Mitchell D.G., Aponso B.L., Klyde D.H.* Effects of Cockpit Lateral Stick Characteristics on Handling Qualities and Pilot Dynamics. — NASA CR4443, 1992. — 208 p.
6. *Самсонович С.Л., Макарин М.А., Ларин А.П.* Разработка боковой ручки управления самолетом на основе электромеханических силовых мини-приводов // Вестник Московского авиационного института. 2015. Т. 22. № 4. С. 7-20.
7. *Ефремов А.В., Оглоблин А.В., Родченко В.В., Предтеченский А.Н.* Летчик как динамическая система. — М.: Машиностроение, 1992. — 330 с.
8. *Bjorkman E.* Flight test evaluation of to predict longitudinal pilot-induced oscillation. Ph.D. Thesis, 1996.
9. *Hess R.A.* Structural model of the adaptive human pilot // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 1979. Vol. 3. No. 5, pp. 416-423. DOI: 10.2514/3.56015

10. *Ефремов А.В.* Система самолет—летчик. Закономерности и математические модели поведения летчика. — М.: Изд-во МАИ, 2017. — 194 с.
11. *Klyde D.H., Liang C.-Y.* Approach and Landing Flight Evaluation of Smart-Cue and Smart-Gain Concepts // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 2009. Vol. 32. No. 4, pp. 1057-1070. DOI: 10.2514/1.43157
12. *Efremov A.V., Aleksandrov V.V., Koshelenko A.V., Tjaglik M.S., Tzyan T.V.* Development of pilot modeling and its application to manual control tasks // 27th International Congress of the Aeronautical Sciences ICAS (Sept. 2010; Nice, France). URL: http://www.icas.org/icas_archive/icas2010/papers/213.pdf
13. *Johnston D.E., McRuer D.T.* Investigation of Interactions Between Limb-Manipulator Dynamics and Effective Vehicle Roll Control Characteristics. — NASA CR-3983, 1986. — 57 p.
14. *Efremov A.V., Tjaglik M.S., Tiumentzev Yu.V., Wenqian T.* Pilot behavior modeling and its application to manual control tasks // *IFAC-PapersOnLine*. 2016. Vol. 49. No. 32, pp. 159-164. DOI: 10.1016/j.ifacol.2016.12.207
15. *Ashkenas J.* Pilot modeling application. AGARD Lecture Series No. 157. AGARD-LS-157. May-June 1988.
16. *Zaychik L.E., Grinev K.N., Yashin Y.P., Sorokin S.A.* Effect of Feel System Characteristics on Pilot Model Parameters // 1st IFAC Conference on Cyber-Physical & Human-System (Dec. 2016; Florianopolis, Brasil). DOI: 10.1016/j.ifacol.2016.12.208
17. *Mitchell D.G., Doman D.B., Key D.L., et al.* Evolution, revolution and challenges of handling qualities // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 2004. Vol. 27. No. 1, pp. 12-28. DOI: 10.2514/1.3252
18. Flying qualities of piloted aircraft. MIL-STD-1797. - Department of defense interface standard, 2004. — 849 p.
19. *Dillow J.D.* The Paper-Pilot - a digital computer program to predict pilot rating for the hover task. Air Force Flight Dynamics Laboratory, 1971. Report Number: AFFDL TR 70-40. — 98 p.
20. *Hess R.* Unified theory for aircraft handling qualities and adverse aircraft pilot coupling // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 1977. Vol. 20. No. 6, pp. 1141-1148. DOI: 10.2514/2.4169

LAG EFFECT IMPACT IN THE CONTROL SYSTEM CHANNEL OF HIGHLY AUTOMATED AIRCRAFT ON THE CONTROL LEVER TYPE SELECTION AND ITS COMMAND SIGNAL

Ragulin I.A. *, Aleksandrov V.V.**

Moscow Aviation Institute (National Research University), MAI,
4, Volokolamskoe shosse, Moscow, 125993, Russia

* e-mail: ilya-rag98@mail.ru

** e-mail: avv@mai.ru

Abstract

The presented work studied the impact of the stick type (side stick or central stick) and parameters (stiffness and time delay). The difference between the “command signal by the displacement” control, and the “command signal by the force” control was studied for each variable as well. Each study was being conducted on the stationary simulator, when the operator performed the task of pitch and tilt control. The main part of the studies is being conducted with account of the sensory system characteristics (the force gradient) and the gain of the controlled element (the control stick sensitivity), which is being selected according to the operator’s judgment. The study was emphasized enough on revealing the difference between the control signal transmission type to the flight control system for both control types, namely by the displacement and by the force. The major portion of the study related to the error dispersion dependence revealing associated with by the stick type (side stick or central stick) and command signal (DSC or FSC).

Switching from the command signal by the displacement to the signal proportional to the force reduces the error dispersion by 30–50%.

For the longitudinal channel, switching from the DSC stick to the FSC one leads to the three times error dispersion reduction, the throughput band increase by 60-70%, and cut-off frequency increase by 10-30%.

The operator evaluates the control object by the Cooper-Harper scale at the level of 3-3.5 PR employing the central DSC stick. When working with the DSC side stick, the estimation is 2.5-3.0 PR. Switching to the signal proportional to the force leads to the estimation improvement for the central stick by 0.5 points and by one point for the side control stick.

For the lateral channel, switching from the DSC stick to the FSC one leads to the two times error dispersion reduction, the throughput band increase by 25%, and cut-off frequency increase by 10%.

The operator evaluates the control object by the Cooper-Harper scale at the level of 4-4.5 PR, steering with the central DSC stick “control by the displacement”. When steering with the DSC side stick, the estimation is 4.5-5.0 PR. Switching to the signal proportional to the force leads to the estimation improvement for the central stick by 0.5 points and by 2.5-3.0 point for the side control stick.

Keywords: aircraft control stick, control lever stiffness, side control stick, signal proportional to the force.

References

1. Yilmaz D., Jump M., Linghai L., Jones M. *Aircraft and Rotorcraft Pilot Couplings – Tools and Techniques for Alleviation and Detection*. ACPOGA-2010-266073 Deliverable No. D2.3 State-of-the-art pilot model for RPC prediction report, 2011.
2. Efremov A.V., Aleksandrov V.V., Efremov E.V., Vukolov M.V. The influence of different types of inceptors and their characteristics on the pilotaircraft system. *IFAC-PapersOnLine*, 2019, vol. 51, no. 34, pp. 372-377. DOI: 10.1016/j.ifacol.2019.01.013
3. Smith R.E. *Effects of control system dynamics on Fighter approach and Landing longitudinal flying qualities*, 1978, vol. 1. AFFDL-TR-78-122.
4. Magdaleno R.E., McRuer D.T. *Effects of Manipulator Restraints on Human Operator Performance*, 1966. AFFDL-TR-66-72.
5. Mitchell D.G., Aponso B.L., Klyde D.H. *Effects of Cockpit Lateral Stick Characteristics on Handling Qualities and Pilot Dynamics*. NASA CR4443, 1992, 208 p.
6. Samsonovich S.L., Makarin M.A., Larin A.P. Design of an aircraft side-stick controller based on electromechanical power mini drives. *Aerospace MAI Journal*, 2015, vol. 22, no. 4, pp. 7-20.
7. Efremov A.V., Ogloblin A.V., Rodchenko V.V., Predtechenskii A.N. *Letchik kak dinamicheskaya sistema* (The pilot as a dynamic system), Moscow, Mashinostroenie, 1992, 330 p.

8. Bjorkman E. *Flight test evaluation of to predict longitudinal pilot-induced oscillation*. Ph.D. Thesis, 1996.
9. Hess R.A. Structural model of the adaptive human pilot. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1979, vol. 3, no. 5, pp. 416-423. DOI: 10.2514/3.56015
10. Efremov A.V. *Sistema samolet-letchik. Zakonomernosti i matematicheskie modeli povedeniya letchika* (Airplane-pilot system. Regularities and mathematical models of pilot behavior), Moscow, MAI, 2017, 194 p.
11. Klyde D.H., Liang C.-Y. Approach and Landing Flight Evaluation of Smart-Cue and Smart-Gain Concepts. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2009, vol. 32, no. 4, pp. 1057-1070. DOI: 10.2514/1.43157
12. Efremov A.V., Aleksandrov V.V., Koshelenko A.V., Tjaglik M.S., Tzyan T.V. Development of pilot modeling and its application to manual control tasks. *27th International Congress of the Aeronautical Sciences ICAS (Sept. 2010; Nice, France)*. URL: http://www.icas.org/icas_archive/icas2010/papers/213.pdf
13. Johnston D.E., McRuer D.T. *Investigation of Interactions Between Limb-Manipulator Dynamics and Effective Vehicle Roll Control Characteristics*. NASA CR-3983, 1986, 57 p.
14. Efremov A.V., Tjaglik M.S., Tiumentzev Yu.V., Wenqian T. Pilot behavior modeling and its application to manual control tasks. *IFAC-PapersOnLine*, 2016, vol. 49, no. 32, pp. 159-164. DOI: 10.1016/j.ifacol.2016.12.207
15. Ashkenas J. *Pilot modeling application. AGARD Lecture Series No. 157. AGARD-LS-157*. May-June 1988.
16. Zaychik L.E., Grinev K.N., Yashin Y.P., Sorokin S.A. Effect of Feel System Characteristics on Pilot Model Parameters. *1st IFAC Conference on Cyber-Physical & Human-System (Dec. 2016; Florianopolis, Brasil)*. DOI: 10.1016/j.ifacol.2016.12.208
17. Mitchell D.G., Doman D.B., Key D.L., et al. Evolution, revolution and challenges of handling qualities. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2004, vol. 27, no. 1, pp. 12- 28. DOI: 10.2514/1.3252
18. *Flying qualities of piloted aircraft. MIL-STD-1797*. Department of defense interface standard, 2004, 849 p.
19. Dillow J.D. *The Paper-Pilot - a digital computer program to predict pilot rating for the hover task*. Air Force Flight Dynamics Laboratory, 1971. Report No. AFFDL TR 70-40, 98 p.
20. Hess R. Unified theory for aircraft handling qualities and adverse aircraft pilot coupling. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1977, vol. 20, no. 6, pp. 1141-1148. DOI: 10.2514/2.4169