

ВЛИЯНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ЗАГРУЗКИ РЫЧАГА УПРАВЛЕНИЯ НА ПАРАМЕТРЫ МОДЕЛИ ЛЕТЧИКА

Зайчик Л.Е.* , Гринев К.Н., Яшин Ю.П.** , Сорокин С.А.

Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского,
ЦАГИ, ул. Жуковского, 1, Жуковский, Московской области, 140180, Россия

* e-mail: zaichik@tsagi.ru,

** e-mail: yuyash@yandex.ru

Представлены результаты недавно проведенных экспериментальных исследований влияния характеристик загрузки рычага управления, таких, как градиент загрузки и демпфирование, на параметры модели летчика. Анализ влияния проводится на основе частотных характеристик модели летчика, идентифицированных в задаче компенсаторного слежения по крену. Анализ показал, что изменение градиента загрузки влияет на частотную характеристику нейромышечной системы летчика, демонстрируя тем самым адаптацию летчика к изменению усилий на рычаге управления. Благодаря этому частота среза разомкнутой системы рука—рычаг остается постоянной для градиентов загрузки, оцениваемых летчиками как оптимальные. Демпфирование загрузки не оказывает заметного влияния на частотные характеристики системы рука—рычаг.

Ключевые слова: система загрузки, рычаги управления, градиент загрузки, демпфирование, модель летчика, система рука—рычаг, нейромышечная система.

Введение

Большинство работ, посвященных характеристикам управляемости, направлено, в конечном счете, на выбор динамических характеристик самолета. Гораздо меньшее внимание уделяется характеристикам чувствительности управления и загрузки рычагов управления (РУ), хотя роль этих характеристик в управляемости самолета и безопасности полета велика. В нормативных документах и публикациях сформулированы лишь некоторые ограничения на эти характеристики; никаких рекомендаций по выбору их оптимальных величин ни в нормативных документах, ни в известных публикациях не содержится. Выбор характеристик загрузки затруднен тем, что они зависят от характеристик чувствительности управления, которые, в свою очередь, определяются динамическими характеристиками самолета. Поэтому характеристики загрузки РУ обычно выбираются эмпирически с учетом опыта использования аналогичных рычагов и субъективных оценок летчиков.

Для объективной оценки пилотажных свойств самолета широко и успешно применяются модели летчика. В 70—90-х годах в связи с появлением дистанционных систем управления и новых рычагов управления (например, боковая ручка управления)

модели летчика получили развитие с точки зрения более детального описания в области частот, соответствующих работе нейромышечной системы человека-оператора. Несмотря на большое количество работ, появившихся в это время [1—7], ни в одной из них модель летчика не изучалась с точки зрения выбора оптимальных характеристик загрузки РУ. По всей видимости, это объясняется тем, что описываемая функция летчика по слежению за визуальным сигналом не чувствительна к изменению характеристик загрузки и не позволяет выявить какие-либо закономерности их влияния на параметры модели летчика.

Данная работа направлена на определение влияния характеристик загрузки РУ на модель летчика и ее составных компонентов, таких, как система рука—рычаг и нейромышечная система, и нахождение объективных доказательств оптимальности выбираемых летчиками характеристик загрузки.

Анализ имеющихся данных

Сложность оптимизации и выбора характеристик загрузки РУ определяется тем, что их оптимальные значения зависят от характеристик чувствительности управления, которые, в свою очередь, определяются динамическими характеристиками самолета. Это отмечается многими исследователями

[6—9]. Из-за сложного взаимовлияния этих характеристик имеющиеся публикации [3, 4, 11 и др.] ограничиваются только исследованиями предельных по управляемости величин отдельных динамических характеристик загрузки, а также изучением различий в характеристиках системы самолет—летчик при управлении РУ по усилиям или по перемещениям [2].

Теоретический подход, разработанный в конце 90-х годов [12], является в настоящее время единственным инструментом, который не только раскрывает физическую картину взаимовлияния характеристик загрузки РУ, чувствительности управления и динамических характеристик самолета, но и позволяет выбирать оптимальные величины этих характеристик. Однако этот подход основан на субъективных оценках летчика. Объективных данных, подтверждающих оптимальность этих характеристик, пока не существует.

Точность пилотирования часто пытаются использовать в качестве объективного критерия при

оценки оптимальности выбора летчиком характеристик загрузки.

Из рис. 2 видно, что модель летчика Y_p хорошо отражает влияние изменения коэффициента усиления (т.е. чувствительности управления) объекта управления. Видно, что с увеличением коэффициента усиления в K раз летчик изменяет свой коэффициент усиления в $1/K$ раз, чтобы удержать постоянную частоту среза системы самолет—летчик. В то же время описывающая функция летчика не чувствительна к изменению характеристик загрузки, что подтверждается недавно проведенными экспериментами [13].

На рис. 3 и 4 представлены описывающие функции летчика, идентифицированные при моделировании задачи компенсаторного слежения по крену при управлении боковой и центральной ручкой. Видно, что влияние градиента загрузки незаметно во всем рассмотренном диапазоне частот (рис. 3). Можно отметить некоторое увеличение амплитуды частотной характеристики на низких частотах для

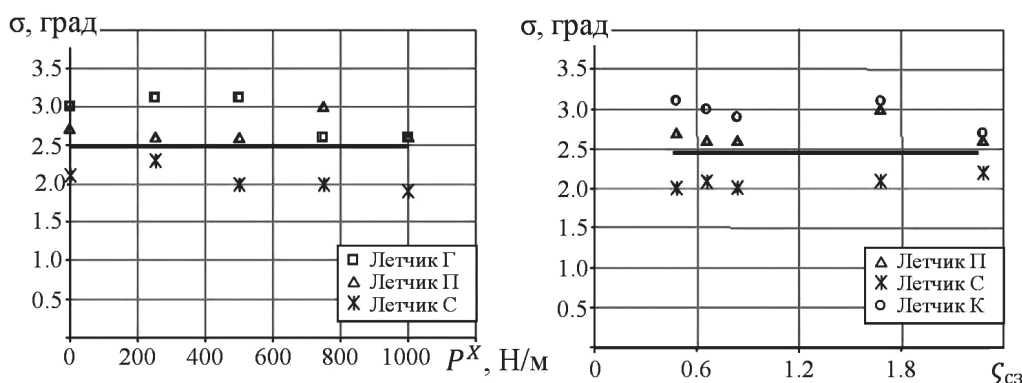


Рис. 1. Точность выполнения задачи слежения по крену в зависимости от градиента загрузки и относительного демпфирования

оценке пилотажных свойств самолета. Однако, как показывают данные на рис. 1, точность пилотирования практически не изменяется при изменении градиента загрузки и демпфирования в широком диапазоне их изменения и, значит, не может являться объективным критерием оценки их оптимальности.

Оценку влияния характеристик загрузки РУ естественно проводить с учетом нейромышечной системы модели летчика. Работа нейромышечной системы проявляется наличием ярко выраженного резонансного пика в модели летчика на частотах 16—18 рад/с. Для описания функционирования нейромышечной системы было предложено использовать более сложные математические модели летчика [2, 5, 6]. Однако применение и простых, и достаточно сложных моделей летчика с учетом работы нейромышечной системы пока не дало объяс-

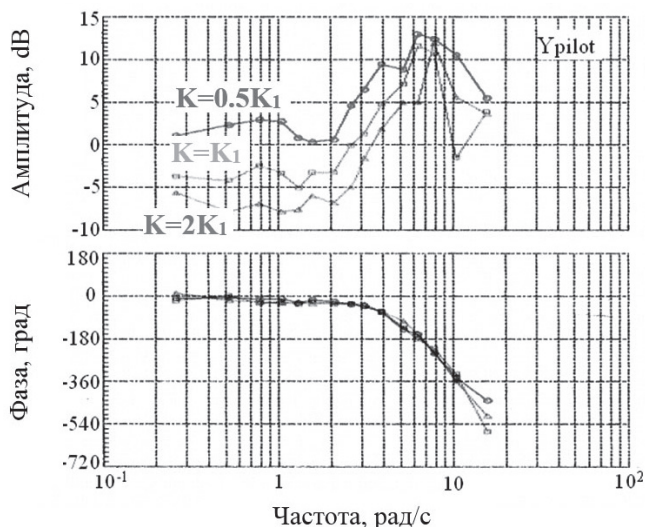


Рис. 2. Влияние коэффициента усиления объекта управления на передаточную функцию летчика при выполнении задачи слежения за визуальным сигналом

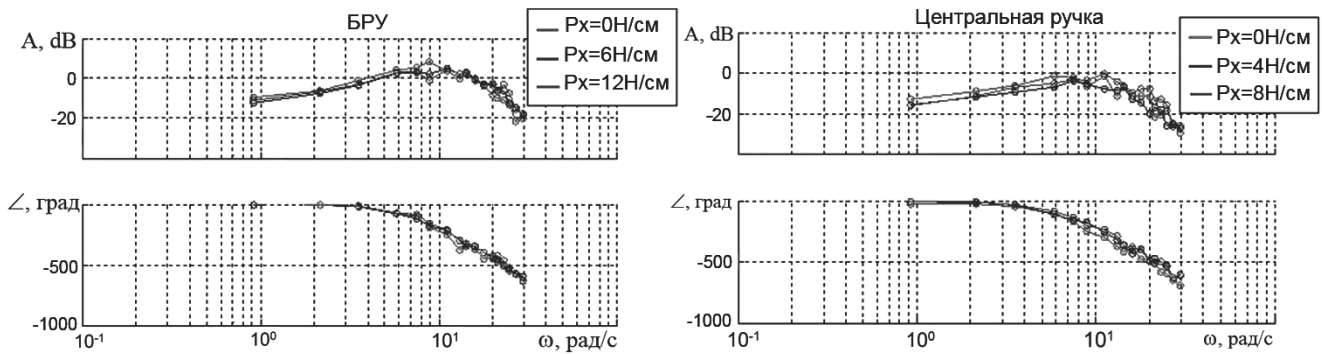


Рис. 3. Влияние градиента загрузки на частотные характеристики модели летчика при управлении центральной и боковой ручкой управления

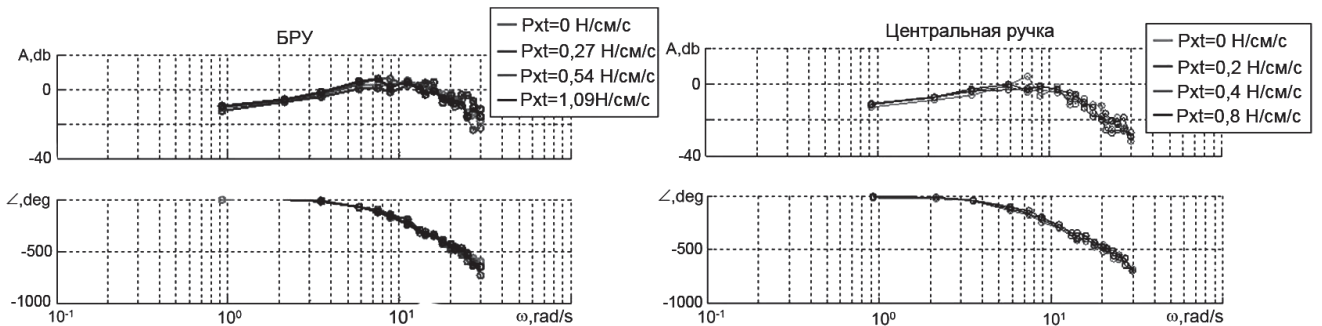


Рис. 4. Влияние демпфирования на частотные характеристики модели летчика при управлении центральной и боковой ручкой управления

градиента, меньшего оптимального диапазона (для боковой и центральной ручки этот диапазон располагается в районе 4—6 Н/см). Это можно объяснить тем, что с уменьшением градиента загрузки движение рычага управления становится более размашистым и коэффициент усиления летчика повышается. С увеличением градиента сверх оптимального диапазона коэффициент усиления немного уменьшается из-за возрастающих усилий на РУ. На высоких частотах никакой закономерности во влиянии градиента загрузки на частотную характеристику летчика не наблюдается.

Как видно из рис. 4, несмотря на изменение в широком диапазоне, демпфирование рычага управления никак не влияет на частотные характеристики модели летчика во всем диапазоне частот. Дело в том, что на частотах активного пилотирования введение дополнительного демпфирования не приводит к заметному увеличению общих усилий на РУ и поэтому не ощущается летчиком и не отражается на его оценке пилотажных свойств самолета.

Для подтверждения этого на рис. 5 и 6 приведены данные, полученные в предыдущих работах ЦАГИ [13]. На рис. 5 представлены оценки двух летчиков в зависимости от относительного демпфирования загрузки штурвала в пределах изменения от 0.3 до 1.2. Видно, что, несмотря на довольно

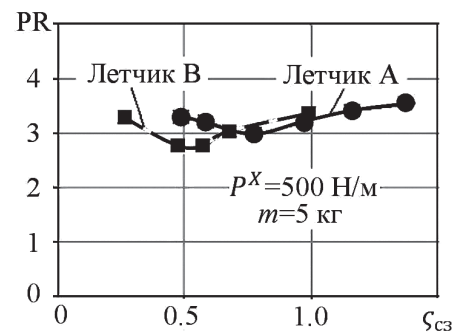


Рис. 5. Оценки летчика в зависимости от относительного демпфирования загрузки (штурвал, канал крена)

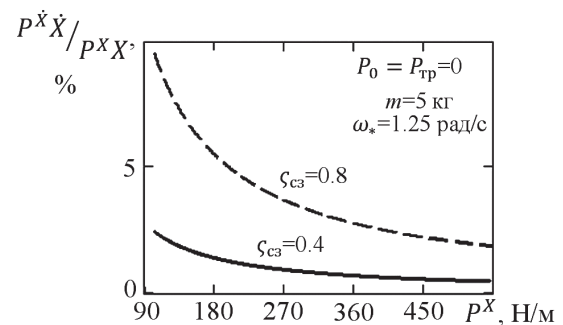


Рис. 6. Вклад усилий от демпфирования в общий уровень усилий на РУ (штурвал, канал крена)

большой диапазон изменения демпфирования, оценки летчиков изменяются незначительно. Рис. 6 показывает относительный (в процентах)

вклад усилий от демпфирования в общие усилия на РУ. Видно, что, во-первых, вклад демпфирования в общие усилия очень мал и, во-вторых, с увеличением градиента загрузки этот вклад снижается.

Таким образом, несмотря на изменение характеристик загрузки в широких пределах, никаких заметных изменений в описывающей функции летчика обнаружено не было. Тем не менее, летчик при оценке характеристик загрузки вполне определенно выделяет их оптимальные значения. Это означает, что показатели оптимальности надо искать не в полной модели летчика, а в модели системы рука—рычаг.

Оптимальными настройками объекта управления летчик считает такие, которые создают для него наиболее комфортный режим управления. Критериями оптимальности при этом считаются параметры (или параметр), которые остаются постоянными в пределах компенсаторных возможностей летчика, как, например, в критерии Нила—Смита [14]. При снижении компенсаторных возможностей летчика постоянство этих критериальных параметров нарушается, и оценка летчика ухудшается.

Эта гипотеза предопределила данную работу.

Методика проведения эксперимента

Характеристики загрузки включают в себя градиент загрузки P^x , размерное $P^{\dot{x}}$ или относительное ζ_{cs} демпфирование, усилия предварительного затыга P_0 и трения $P_{тр}$. Из этих характеристик градиент загрузки и демпфирование представляют наибольший исследовательский интерес. Предварительный затыг и трение можно считать заданными параметрами в связи с тем, что трение, как правило, считается вредным фактором, и его стараются снизить до минимума, а предварительный затыг выбирается таким образом, чтобы компенсировать имеющееся трение (для обеспечения центрирования РУ) и предотвратить произвольное перекрестное вмешательство при управлении в каналах крена и тангажа.

Таким образом, целью экспериментальных исследований явилось определение влияния градиента загрузки и демпфирования РУ на параметры модели летчика.

Работа проводилась на пилотажном стенде ПСПК-102 ЦАГИ. Рассматривались два типа РУ, используемых в настоящее время на пассажирских самолетах, — штурвал и боковая ручка управления (БРУ). Движение рычага управления под воздействием усилий от летчика воспроизводилось с помощью электромеханической системы загрузки

фирмы MOOG в соответствии со следующим уравнением:

$$m\ddot{X} + P^{\dot{x}}\dot{X} + P^x X + P_0 \text{sign}(X) + P_{тр} \text{sign}(\dot{X}) = P_{л}.$$

В экспериментах варьировался градиент загрузки и демпфирование (табл. 1 и 2); масса РУ, предварительный затыг и трение в экспериментах не изменялись и составляли: масса штурвала $m = 2.5$ кг, масса БРУ $m = 3.5$ кг, $P_0 = P_{тр} = 0$. Величины варьируемых параметров выбирались таким образом, чтобы гарантированно охватить область оптимальных с точки зрения летчиков характеристик загрузки.

Таблица 1

Варьируемые параметры для БРУ

| P^x , Н/м (при $P^{\dot{x}} = 70$ Н/м/с) | $P^{\dot{x}}$, Н/м/с (при $P^x = 500$ Н/м) |
|---|--|
| 0 | 40 |
| 250 | 55 |
| 500 | 70 |
| 750 | 110 |
| 1000 | 140 |
| — | 190 |

Таблица 2

Варьируемые параметры для штурвала

| P^x , Н/м (при $P^{\dot{x}} = 27$ Н/м/с) | $P^{\dot{x}}$, Н/м/с (при $P^x = 203$ Н/м) |
|---|--|
| 0 | 0 |
| 203 | 27 |
| 400 | 45 |
| 800 | — |

В экспериментах участвовали три оператора и два летчика-испытателя. Каждая конфигурация загрузки «облётывалась» не менее трех раз. Регистрировались отзывы летчиков и точность выполнения задачи слежения.

Идентификация параметров модели летчика производилась в задаче компенсаторного слежения за визуальной ошибкой по крену. Динамика объекта управления в экспериментах не менялась и описывалась изолированным движением крена с постоянной времени 0.7 с, что соответствует динамике пассажирского самолета.

Структура модели летчика в задаче компенсаторного слежения представлена на рис. 7. Для иден-

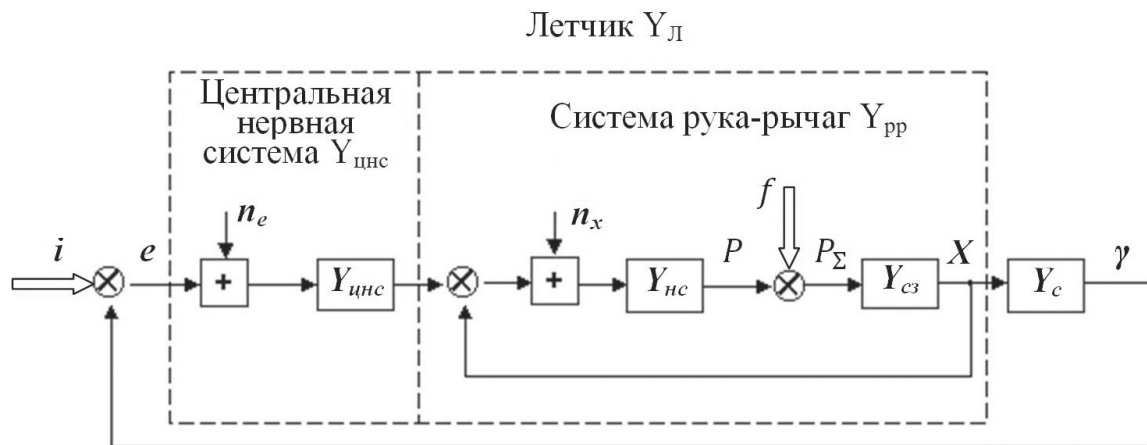


Рис. 7. Структура модели летчика в задаче компенсаторного слежения по крену

тификации всех подсистем модели летчика, т.е. центральной нервной системы $Y_{цнс}$, системы рука—рычаг $Y_{рп}$ и модели летчика в целом Y_L , дополнительно к визуальному входному сигналу $i(t)$ вводился входной сигнал по усилию $f(t)$. Входные сигналы $i(t)$ и $f(t)$ представляли собой сумму синусоид с различными частотными спектрами (рис. 8).

Проверка корректности работы программы велась на основе сравнения идентифицированных и известных частотных характеристик системы загрузки и объекта управления (модели самолета).

Пример полученных частотных характеристик приведен на рис. 9.

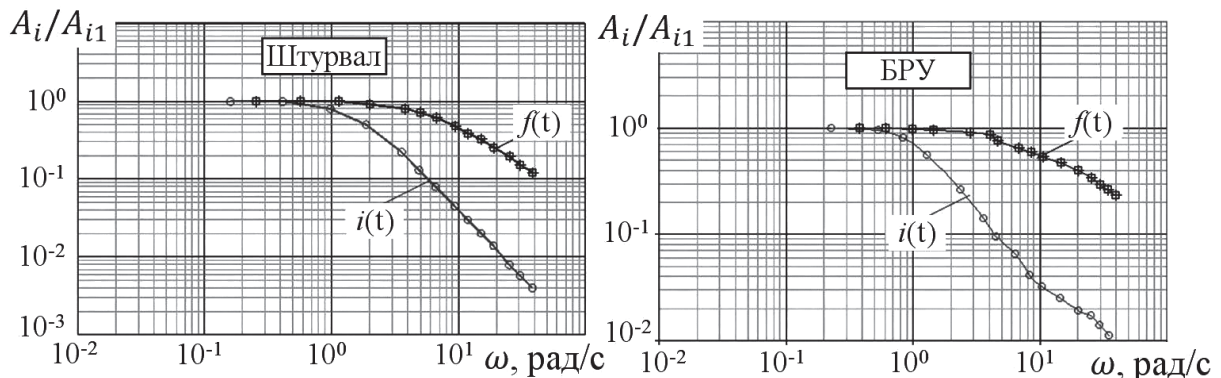


Рис. 8. Визуальный $i(t)$ сигнал и сигнал по усилию $f(t)$, используемые в задаче слежения по крену, соответственно для штурвала и БРУ

Идентификация частотных характеристик различных компонент модели летчика проводилась по специально разработанной программе, идея которой изложена в работах [15, 16]. Частотные характеристики в программе рассчитывались по взаимным спектральным плотностям.

Например, для модели летчика в целом

$$Y_L(j\omega) = \frac{S_{xi}}{S_{ei}};$$

для замкнутой системы рука—рычаг

$$Y_{рп}(j\omega) = \frac{S_{xi}S_{ei}S_{ff} - S_{xf}S_{ii}S_{P_{\Sigma}i}}{S_{xi}S_{ei}S_{ff}}.$$

Анализ полученных данных

Анализ влияния характеристик загрузки РУ показал следующее:

1. *Общие наблюдения.* Все выявленные закономерности в качественном отношении одинаковы для штурвала и боковой ручки управления.

2. *Модель летчика в целом.* Как можно видеть из частотных характеристик, модель летчика характеризуется наличием двух пиков на частотах в районе 6—8 рад/с и 18—20 рад/с. Наличие этих пиков обусловлено, по-видимому, работой системы рука—рычаг. В связи с этим общепринятое описание модели летчика должно быть дополнено следующим образом:

$$Y_L(s) = Ke^{-\sigma t} \frac{T_L s + 1}{T_1 s + 1} \cdot \frac{1}{T_1^2 s^2 + 2\zeta_1 T_1 s + 1} \cdot \frac{1}{T_2^2 s^2 + 2\zeta_2 T_2 s + 1},$$

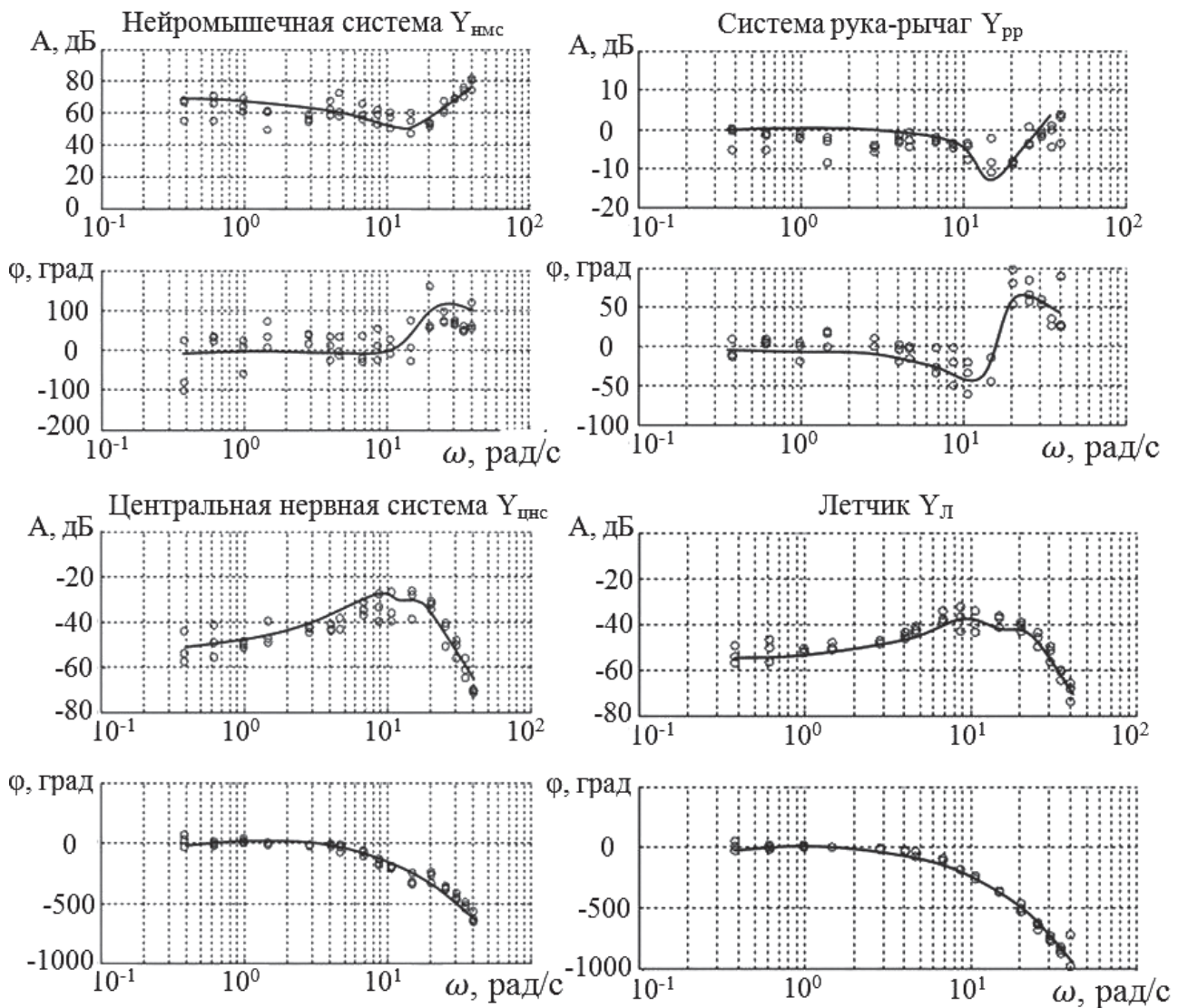


Рис. 9. Пример идентифицированных частотных характеристик различных компонент модели летчика (сплошная линия показывает осредненные значения)

где τ , T_L , T_I — определяют работу центральной нервной системы по отслеживанию входного визуального сигнала. Эти параметры определяются динамическими характеристиками объекта управления; для самолета с постоянной времени крена $T_{кр} = 0.7$ с они могут быть приняты равными $\tau = 0.2$ с $T_L = 1.0$ с, $T_I = 0.05$ с;

$T_1, T_2, \zeta_1, \zeta_2$ — определяются функционированием системы рука—рычаг. Однако изменения в этих величинах, обусловленные изменением градиента загрузки, демпфирования и типом рычага управления, выражены слабо и находятся в следующих пределах:

$$T_1 = 0,11 \div 0,14 \text{ с}; T_2 = 0,055 \div 0,065 \text{ с};$$

$$\zeta_1 = 0,45 \div 0,5; \zeta_2 = 0,2 \div 0,3.$$

3. *Нейромышечная система.* В качественном отношении вид частотной характеристики нейромыш-

ечной системы модели летчика одинаков и для различных типов РУ, и для различных величин градиента загрузки и демпфирования. Необходимо отметить, что полученная в данной работе частотная характеристика аналогична по своему виду полученным ранее в работах других исследователей, например [6].

Амплитудно-частотная характеристика (АЧХ) имеет выраженный провал между частотами 6 и 25 рад/с, т.е. на частотах резонансного пика в частотной характеристике системы загрузки. С увеличением P^x глубина этого провала увеличивается (рис. 10). Другими словами, поведение АЧХ нейромышечной системы на этих частотах подобно фильтру-пробке, который компенсирует резонансный пик в системе загрузки, возрастающий с увеличением градиента. Этот факт указывает на наличие адаптивных возможностей нейромышечной системы к увеличению усилий на рычаге управления.

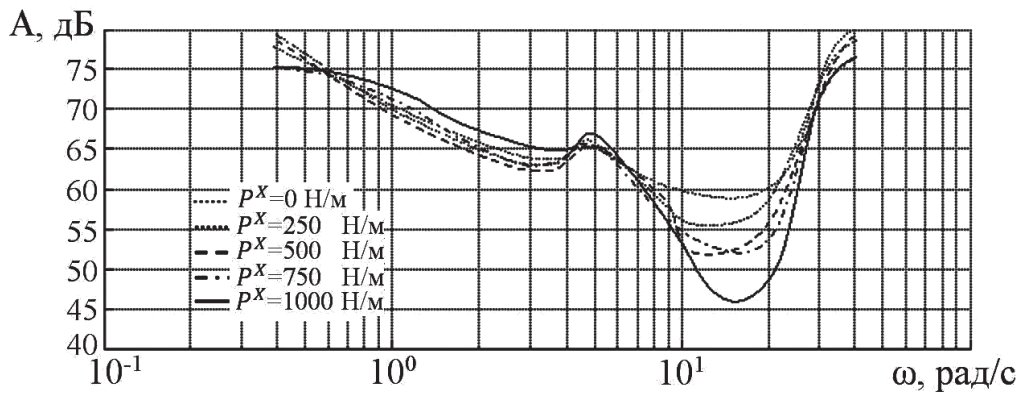


Рис. 10. Осредненные частотные характеристики нейромышечной системы в зависимости от градиента загрузки РУ (боковая ручка управления)

Зависимость АЧХ от градиента загрузки на частотах ниже 6 рад/с и выше 25 рад/с выражена слабо, хотя можно отметить некоторое увеличение амплитуды на низких частотах при изменении градиента загрузки от 500 до 1000 Н/м.

Как видно из рис. 11, изменение демпфирования загрузки не оказывает какого-либо заметного регулярного влияния на поведение АЧХ нейромышечной системы ни в районе провала, ни на других частотах. Другими словами, адаптации к изменению демпфирования загрузки в системе рука—рычаг не наблюдается, так как увеличение демпфи-

градиентов загрузки, для которых частота среза системы рука—рычаг остается постоянной. Этот диапазон изменения градиента загрузки соответствует наилучшим оценкам летчика. Таким образом, диапазон градиентов загрузки, при которых частота среза системы рука—рычаг остается постоянной, является оптимальным для летчика. Это обстоятельство можно считать объективным показателем оптимальности загрузки.

При увеличении градиента сверх этого диапазона адаптационные возможности нейромышечной системы снижаются и частота среза системы рука—

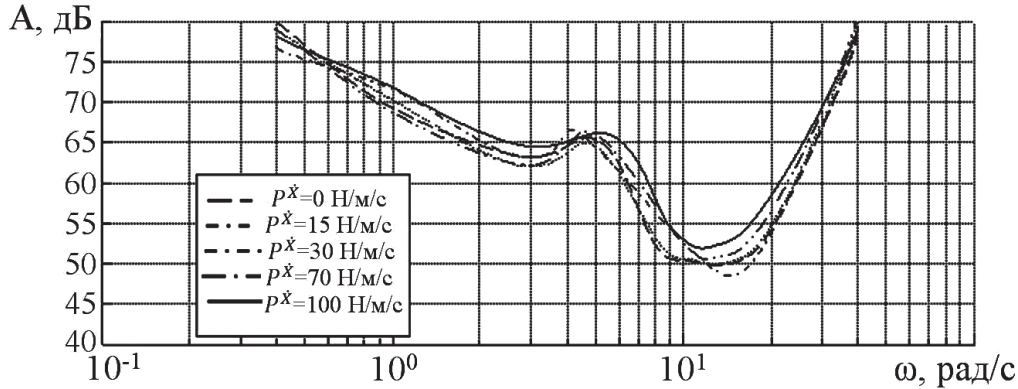


Рис. 11. Осредненные частотные характеристики нейромышечной системы в зависимости от демпфирования загрузки РУ (боковая ручка управления)

рования в рассмотренных пределах не приводит ни к существенному изменению усилий на рычаге управления (по крайней мере, на частотах пилотирования), ни к изменению оценок летчика управляемости самолета.

4. *Разомкнутая система рука—рычаг.* Отмеченные закономерности изменения АЧХ нейромышечной системы отражаются на поведении АЧХ разомкнутой системы рука—рычаг. На рис. 12 приведено изменение частоты среза разомкнутой системы рука-рычаг ω_{pp} в зависимости от градиента загрузки. Видно, что существует некоторый диапазон

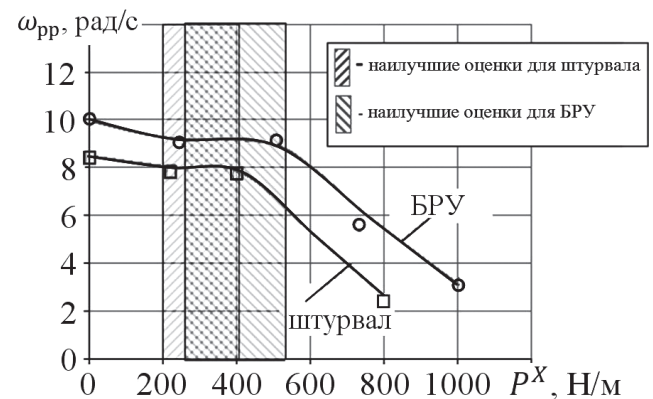


Рис. 12. Частота среза разомкнутой системы рука—рычаг в зависимости от градиента загрузки штурвала и БРУ

рычаг начинает уменьшаться. При уменьшении градиента загрузки летчику легче создавать движения с большим коэффициентом усиления, и поэтому частота среза увеличивается. Тем не менее, летчики негативно оценивают рычаг управления с облегченной загрузкой, так как ослабевает обратная связь по усилию.

На рис. 13 приведена зависимость частоты среза разомкнутой системы рука—рычаг от относительного демпфирования (для БРУ). Видно, что с увеличением демпфирования, начиная с некоторого

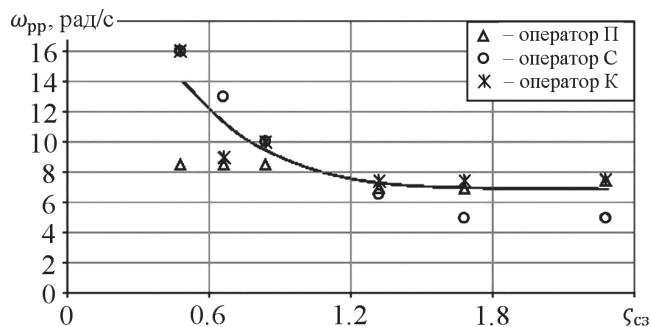


Рис. 13. Частота среза разомкнутой системы рука—рычаг в зависимости от относительного демпфирования БРУ ($P^x = 500$ Н/м)

значения, частота среза остается постоянной. Это подтверждает отмеченное выше наблюдение о том, что демпфирование загрузки в рассмотренных пределах не приводит к заметному, ощутимому для летчика, увеличению общих усилий на рычаге.

Величину демпфирования, начиная с которой частота среза остается постоянной, можно считать минимально необходимой для данного градиента загрузки для обеспечения наилучших оценок летчика. Например, для градиента загрузки $P^x = 500$ Н/м (как на рис. 13) минимальная величина относительного демпфирования равна $\zeta_{сз} = 1.0$. Максимальную величину демпфирования необходимо выбирать из соображений предотвращения возникновения биодинамического взаимодействия в системе самолет—летчик (высокочастотные колебания), например, в соответствии с критерием, изложенным в [13].

Выводы

В работе сделан первый шаг в определении закономерностей влияния характеристик загрузки рычагов управления на параметры модели летчика с целью нахождения критерия оптимальности характеристик загрузки. Полученные результаты имеют регулярный характер и расширяют знания в теории и практике применения моделей летчика

для оценки управляемости самолетов. В дальнейших работах предполагается расширить базу экспериментальных данных для подтверждения результатов, полученных в канале крена, а также провести аналогичные исследования для продольного канала управления.

Библиографический список

1. *McRuer D.T., Magdaleno R.E.* Experimental validation and analytical elaboration for models of the pilot's neuromuscular subsystem in tracking tasks. NASA Contractor Report 1757. 1971. 81 p.
2. *Hess R.A.* Analyzing manipulator and feel system effects in aircraft flight control // IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics. 1990. Vol. 20. No.4, pp. 923-931.
3. *Mitchell D.G., Aponso B.L., Klyde D.H.* Effects of cockpit lateral stick characteristics on handling qualities and pilot dynamics. NASA CR-4443. 1992, 208 p.
4. *Mitchell D.G., Hoh R.H., Aponso B.L., Klyde D.H.* Proposed incorporation of mission-oriented flying qualities into MIL-STD-1797A. Air Force Dynamics Directorate WL-TR-94-31621, 1994, 450 p.
5. *Van Paassen M.M.* Modelling the neuromuscular system for manual control // 9th European Annual Conference on Human Decision Making and Manual Control. 1990, pp. 221-226.
6. *Van Paassen M.M., van der Vaart J.C., Mulder J.A.* Model of the neuromuscular dynamics of the human pilot's arm // Journal of Aircraft. 2004. Vol. 41. No. 6, pp. 1482-1490.
7. *Ефремов А.В., Оглоблин А.В.* Прогресс в исследованиях системы самолет—летчик // Вестник Московского авиационного института. 2005. Т. 12. № 2. С. 18-29.
8. *Johnston D.E., Aponso B.L.* Design considerations of manipulator and feel system characteristics in roll tracking. NASA-CR-4111. 1988, 238 p.
9. *Lee B.P., Rodchenko V.V., Zaichik L.E.* An approach to feel system characteristics selection // AIAA Paper No. 2004-5362.
10. *Zaichik L.E., Perebatov V.S., Rodchenko V.V., Lee B.P.* Criterion to select roll control sensitivity of transport aircraft with a wheel // AIAA Paper No. 2004-5361.
11. *Watson D.C., Schroeder J.A.* Effects of stick dynamics on helicopter flying qualities // AIAA Paper No. 1990-3477.
12. *Rodchenko V.V., Zaichik L.E., Yashin Y.P.* Similarity criteria for manipulator loading and control sensitivity characteristics // Journal of Guidance, Control and Dynamics. 1998. Vol. 21. No. 2, pp. 307-314.
13. *Zaichik L.E., Yashin Y.P., Desyatnik P.A., Perebatov V.S., Smaili H.* Effect of manipulator feel system characteristics on HQ of aeroelastic aircraft // AIAA Paper No. 2013-4507.
14. *Neal T.P., Smith R.E.* Development of a flying qualities criterion for the design of fighter flight control systems // AIAA Paper No. 1970-927, pp. 1-12.

15. Ефремов А.В., Оглоблин А.В., Предтеченский А.Н., Родченко В.В. Летчик как динамическая система. — М.: Машиностроение, 1992. — 336 с.
16. Efremov A.V., Rodchenko V.V., Boris S.Y. et al. Investigation of pilot induced oscillation tendency and prediction criteria development // Air Force Dynamics Directorate. WL-TR-96-3109. 1996.

CONTROL STICK FORCE CHARACTERISTICS EFFECT ON PILOT MODEL PARAMETERS

Zaichik L.E.* , Grinev K.N., Yashin Yu.P. , Sorokin S.A.**

*Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky,
TsAGI, 1, Zhukovsky str., Zhukovsky, Moscow Region, 140180, Russia*

* e-mail: zaichik@tsagi.ru,

** e-mail: yuyash@yandex.ru

Abstract

Notwithstanding the great number of publications concerning pilot models, none of them considers the issue of stick force optimal characteristics selection. It can be explained by the fact that pilot describing function in visual signal tracking is insensitive to loading characteristics variation and does not allow reveal any regularities and their effect on pilot model parameters.

This paper is aimed at studying the effects of stick force characteristics on pilot model and its components, such as limb-manipulator and neuromuscular systems, as well as finding objective proof of loading characteristics, selected by pilots, optimality.

The paper presents recently obtained experimental data on the effect of control stick force characteristics, such as gradient of stick-force damping on pilot model parameters. The effect is analyzed based on pilot model frequency response identified in the problem of compensatory pitch motion tracking. For limb-stick and neuromuscular systems characteristics identification, input strain signal is introduced in addition to visual input signal. Frequency response characteristic computation of various pilot model components was made according to specially developed program, based on fast Fourier transform.

Analysis revealed that the force gradient variation affects neuromuscular frequency response, demonstrating thereby a pilot's adaptation to the stick force variations. Due to this, the limb-stick cutoff frequency of the open-loop system remains constant for the force gradients assessed by the pilot as optimal. The force damping does not have any significant effect on limb-stick system frequency response.

The obtained results are of regular character and contribute to theoretical and practical aspects of pilot models implementation for aircraft sensitivity evaluation.

Keywords: loading system, control manipulators, force gradient, damping, pilot model, limb-stick system, neuromuscular system.

References

1. McRuer D.T., Magdaleno R.E. *Experimental validation and analytical elaboration for models of the pilot's neuromuscular subsystem in tracking tasks*. NASA Contractor Report 1757, 1971, 81 p.
2. Hess R.A. Analyzing manipulator and feel system effects in aircraft flight control. *IEEE Transactions on Systems, Man and Cybernetics*, 1990, vol. 20, no. 4, pp. 923-931.
3. Mitchell D.G., Aponso B.L., Klyde D.H. *Effects of cockpit lateral stick characteristics on handling qualities and pilot dynamics*. NASA Contractor Report 4443, 1992, 208 p.
4. Mitchell D.G., Hoh R.H., Aponso B.L., Klyde, D.H. *Proposed incorporation of mission-oriented flying qualities into MIL-STD-1797A*, Air Force Dynamics Directorate, WL-TR-94-31621, 1994, 450 p.
5. Van Paassen M.M. Modelling the neuromuscular system for manual control, *9th European Annual Conference on Human Decision Making and Manual Control*, 1990, pp. 221-226.
6. Van Paassen M.M., van der Vaart J.C., Mulder J.A. Model of the neuromuscular dynamics of the human pilot's arm, *Journal of Aircraft*, 2004, vol. 41, no. 6, pp. 1482-1490.
7. Efremov A.V., Oглоблин А.В. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2005, vol. 12, no. 2, pp. 18-29.
8. Johnston D.E., Aponso B.L. Design considerations of manipulator and feel system characteristics in roll tracking, NASA Contractor Report 4111, 1988, 238 p.
9. Lee B.P., Rodchenko V.V., Zaichik L.E. An approach to feel system characteristics selection, *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*. AIAA Paper No. 2004-5362.
10. Zaichik L.E., Perebatov V.S., Rodchenko V.V., Lee B.P. Criterion to select roll control sensitivity of transport

- aircraft with a wheel, *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*. AIAA Paper No. 2004-5361.
11. Watson D.C., Schroeder J.A. Effects of stick dynamics on helicopter flying qualities. AIAA Paper No. 1990-3477.
 12. Rodchenko V.V., Zaichik L.E., Yashin Y.P. Similarity criteria for manipulator loading and control sensitivity characteristics, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1998, vol. 21, no. 2, pp. 307-314.
 13. Zaichik L.E., Yashin Y.P., Desyatnik P.A., Perebatov V.S., Smaili H. Effect of manipulator feel system characteristics on HQ of aeroelastic aircraft. AIAA Paper No. 2013-4507.
 14. Neal T.P., Smith R.E. Development of a flying qualities criterion for the design of fighter flight control systems, *2nd Aircraft Design and Operations Meeting*. AIAA Paper No. 1970-927. pp. 1-12.
 15. Efremov A.V., Ogloblin A.V., Predtechenskii A.N., Rodchenko V.V. *Letchik kak dinamicheskaya sistema* (Pilot as a dynamic system), Moscow, Mashinostroenie, 1992, 336 p.
 16. Efremov A.V., Rodchenko V.V., Boris S.Y. *Investigation of pilot induced oscillation tendency and prediction criteria development*. Air Force Dynamics Directorate, WL-TR-1996-3109, 293 p.