

НАСТРОЙКА НА МОДЕЛ В “MATLAB-SIMULINK” ЗА ИЗСЛЕДВАНЕ НА СИСТЕМАТА ЗА УПРАВЛЕНИЕ

Петър Гецов, Димитър Йорданов

*Институт за космически изследвания и технологии – Българска академия на науките
e-mail: getsovp@mail.space.bas.bg; dimitar.v.jordanov@gmail.com*

Ключови думи: безопасност на полетите, моделиране, контур за управление, динамика на полета.

Резюме: Предложена е методика за настройка на модели на контури за надлъжно управление на леки маневрени самолети.

ADJUSTMENT OF A MODEL IN “MATLAB –SIMULINK” FOR RESEARCH ON A SYSTEM FOR CONTROL

Petar Getsov, Dimitar Yordanov

*Space Research and Technology Institute – Bulgarian Academy of Sciences
e-mail: getsovp@mail.space.bas.bg; dimitar.v.jordanov@gmail.com*

Keywords: safety, modeling, control loop, flight dynamic.

Abstract: A methodology is offered for an adjustment on a model for contours for control of light maneuvering aircraft.

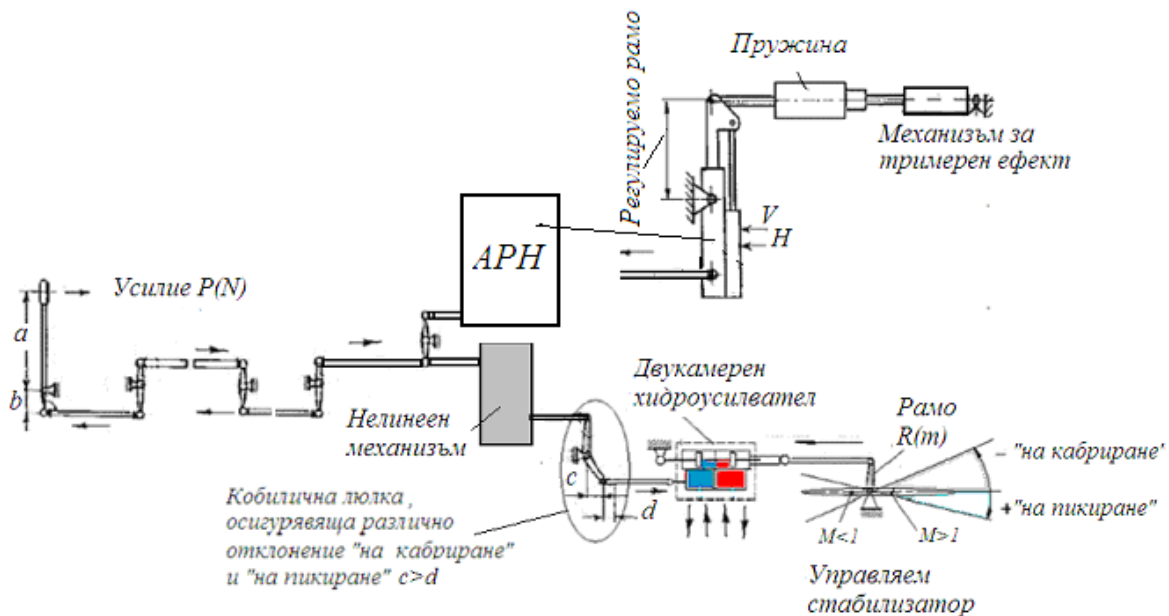
При моделиране на контури “пилот-система за управление-самолет” обикновено не са известни подробности от системата за управление. Най-много особености има в управлението на органите за изменение параметрите на надлъжното движение. Реалните хидромеханични системи за управление в този канал имат автомати, специфични детайли и често нелинейни механизми (Фиг. 1, 2 и 7). Моделирането се извършва с опростени модели на системата за управление, които отчитат най-важните свойства. Подходящ модел за това е предавателната

функция на усилвателно звено $W_{CV}(p) = \frac{k_{\epsilon}}{C_{\epsilon}} = \frac{rad/m}{N/m}$. Вход в системата за управление е

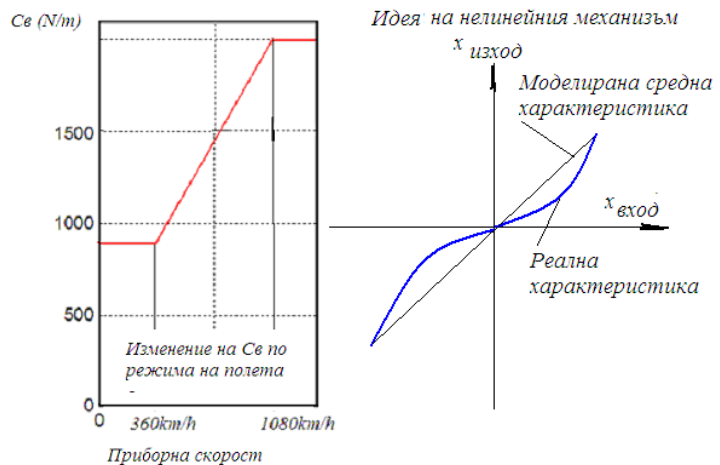
усилието на пилота в нютони върху ръкохватката на лоста за управление, а изход отклонението на органа за надлъжно управление в радиани. При такъв опростен модел на системата за управление може да се получат добри резултати от моделирането дори и на случаите с регистрирана колебателна неустойчивост на контура (“разкачка”, преуправляемост или по английската терминология “overcontrol”), които са свързани с откази на системата за управление (СУ) или нейни състояния, към които реалният пилот не може да се адаптира и да управлява. Главните причини за колебателна неустойчивост са или голямо предавателно число на системата за управление или малка приведена коравина на лоста за управление, които “провокират” реалния пилот (също и модела на пилота) да попадне в режим на колебателна неустойчивост, изпълнявайки програмата на полета (най-често при промяна на режимите). Към параметрите на модела, от които зависи неговото правилно функциониране спадат правилният подбор на приведената коравина C_{ϵ} и предавателното отношение k_{ϵ} на системата между ръкохватката на лоста за управление и органите за надлъжно управление. По-нататък са предложени способности за надеждно и правилно моделиране на СУ в *Simulink*.

Предлаганата методология се опира на нормите за управляемост, които всяка страна е въвела и които малко се различават.

За да се създаде дори най-прост модел на СУ, е необходимо първо да се определи предавателен коефициент k_e на системата за управление в надлъжния канал. Това може да стане като се използват данните за диапазоните на отклонение на лоста за управление и на аеродинамичните органи за управление. Става дума за среден коефициент на предавателното отношение в дименсия "radian/m" или "1/m", защото радианът е безразмерен. Този коефициент се получава като се раздели диапазонът на отклонение на органа за управление в радиани на хода на лоста за управление в кабината в метри.



Фиг. 1. Кинематична схема на хидромеханично управление с регулируема приведена коравина на пружинно-натоварващия механизъм (APH-автомат за регулиране на натоварването) като функция от приборната скорост $C_e = f(V_i)$ и нелинеен механизъм с $k_e = f(x_e)$



Фиг. 2. Примерен диапазон за отклонение на лоста за управление, закон за изменение на приведената коравина на пружинно-натоварващия механизъм като функция от приборната скорост $C_e=f(V_i)$ и характеристика на нелинеен механизъм

Обикновено от неутрално положение лостът за управление се отклонява напред на $0,15\text{ m}$, а назад $0,25\text{ m}$, при което общо ходът от крайно предно до крайно задно положение е около $0,4\text{ m}$. Диапазонът на отклонение на управляем стабилизатор най-често е в границите - "на пикиране" до 8° , на "кабриране" до 16° . Следователно, общо около 24° диапазон (средно около $0,41$ радиана). При такива най-общи параметри на веригата за управление, средният предавателен коефициент на СУ е $k_e = 0,41/0,4 = 1,04\text{ rad/m}$, което може да се заложи в

числителя на отношението k_e/C_e . В зависимост от конструкцията, този коефициент k_e за управляем стабилизатор може да бъде между 1..1,5 (1/m). Нормите препоръчват при кормила за височина k_e 1,5...2.5. Стойностите са по-големи от тези за стабилизатор защото и диапазонът за отклонение на кормилата е по-голям (над 0.5 радиана). За елероните $k_e = 2...2.5$ (1/m), за педали $k_n = 5...15$ (1/m). Най-правилно при моделирането е да се използват реални данни с такива дименсии.

По отношение на знаменателя (C_e) в предавателна функция - модел на системата за управление в *Simulink* $W_{CV}(p) = \frac{k_e}{C_e} = \frac{rad/m}{N/m}$, в надлъжния канал има специфика, свързана с

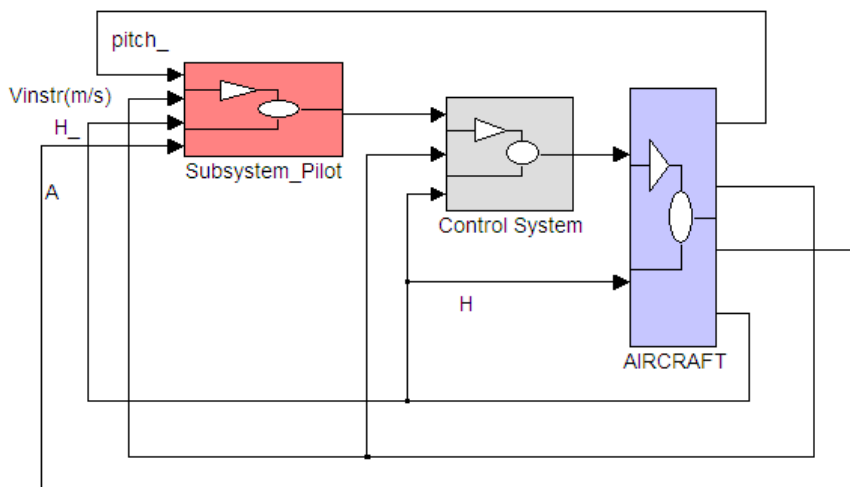
нормите за управляемост. Известно е, че свръхзвуковият (или околосвуковият) самолет е "най-чувствителен" в управлението на малки височини и околосвукови или високи дозвукови скорости ($M = 0.8...0.95$). Там е най-малкият ход на лоста за изменението на претоварването с единица $/x_e^{ny}/$ и най-малък реален градиент на усилието за изменението на претоварването с единица $/P_e^{ny}/$. Надеждни данни за приведената коравина при настройка на модела в надлъжния канал за управление на този режим може да се получат като се разделят минималните абсолютните стойности, препоръчани в нормите за управляемост.

$$C_e (N/m) = \frac{|P_e^{ny} / min|}{|x_e^{ny} / min|}$$

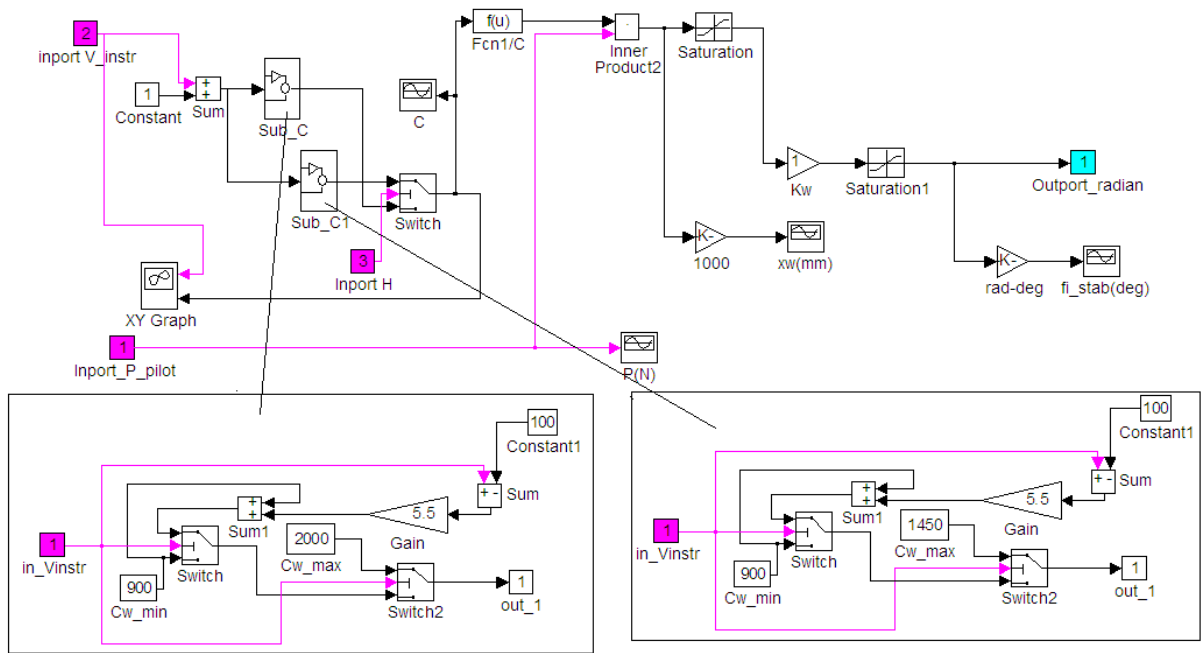
За режима с най-голяма чувствителност в управлението на маневрения самолет, системата за управление може да се моделира с $C_e (N/m) = \frac{20}{0.012} \approx 1666 (N/m)$.

След това, на основание на препоръката, че при промяна на имитираните усилия по режима на полета с пружинно-натоварващ механизъм, те не трябва да се изменят повече от 2...2.5 пъти, може да се изчисли минималното значение на приведената коравина за малки скорости в моделирането на режимите при излитане и кацане. В разглеждания пример минималното значение на C_e е в границите 666...833 N/m. Ако се работи със средните стойности на препоръчителните значения на нормативния градиент на усилието за претоварване (30 N), то се получава $C_{e макс} = 2500 N/m$, а $C_{e мин} = 1000...1250 N/m$. С такива приведени към лоста коравини на пружините от управлението, които имитират шарнирен момент, моделите работят устойчиво и надеждно, когато изследователят няма конкретни данни за моделираната система за управление. На фиг. 1 (в дясно) е показан законът за изменението на приведената коравина на пружинния механизъм, който гарантира правилното функциониране на модела и в реалните конструкции се реализира от автомати за регулиране на натоварването (АРН). Този автомат се моделира. Не се моделират функциите на нелинейните механизми, а се работи със средно предавателно число.

Общият вид на модела е показан на фиг. 3, а на системата за управление с АРН в *Simulink* - на фиг. 4.



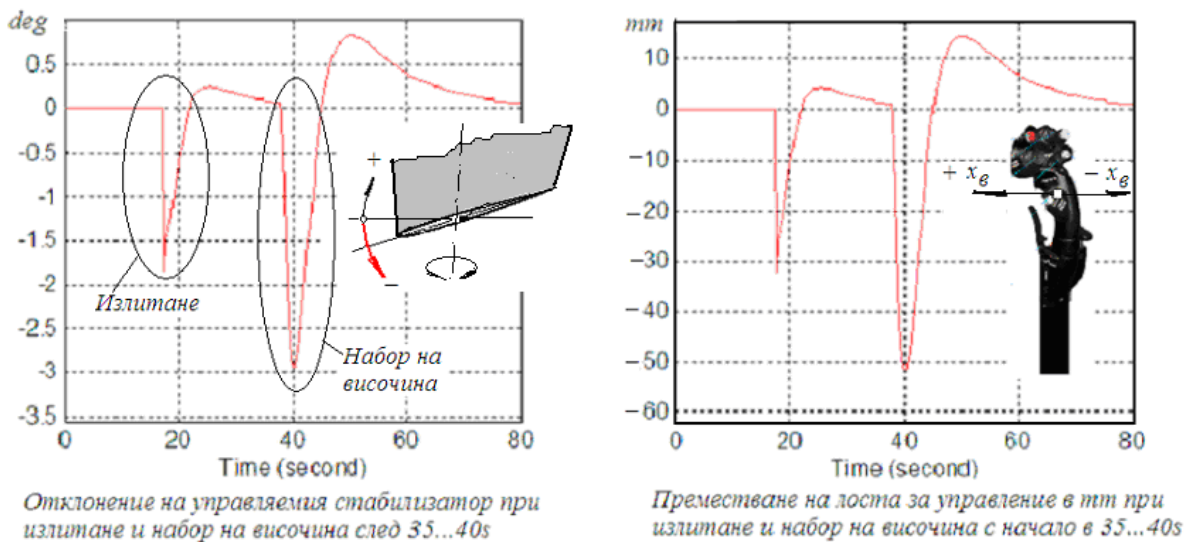
Фиг. 3. Общ вид на модела



Фиг. 4. Модел на подсистема “Control System” (от фигура 3) с автомат - тип APN в Simulink

Предавателното число на системата за управление (на фиг. 4 това е усилвател “Kw”) е прието неизменно $k_e = 1 \text{ rad}/N$. С такава настройка е моделирано ускорение на самолета до околосвукови скорости и са получени резултати за параметрите на полета, усилията, преместванията на лоста за управление и отклонението на управляемия стабилизатор. На фиг. 5. са показани изменението в положението на стабилизатора в градуси и преместването на лоста за управление в милиметри при моделиране на изпитане с хипотетичен лек свръхзвуков маневрен самолет с управляем стабилизатор. Отрицателните стойности са за отклонения “на кабриране”.

Усилията за полета, прилагани върху ръкохватката от модела на пилота, са в нормите (за “отлепването” от бетонна писта за излитане и кацане – $28N$, а за енергичен набор на височина в $35...40s$ - $60N$).

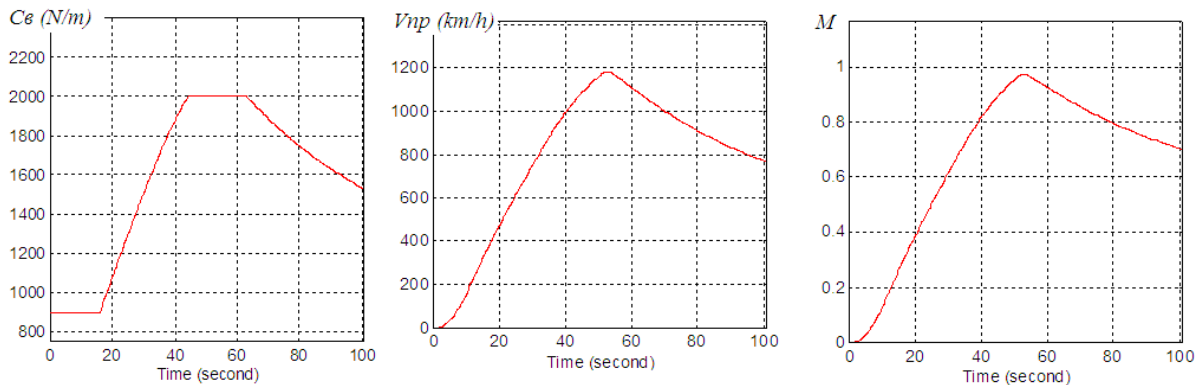


Отклонение на управляемия стабилизатор при излитане и набор на височина след 35...40s

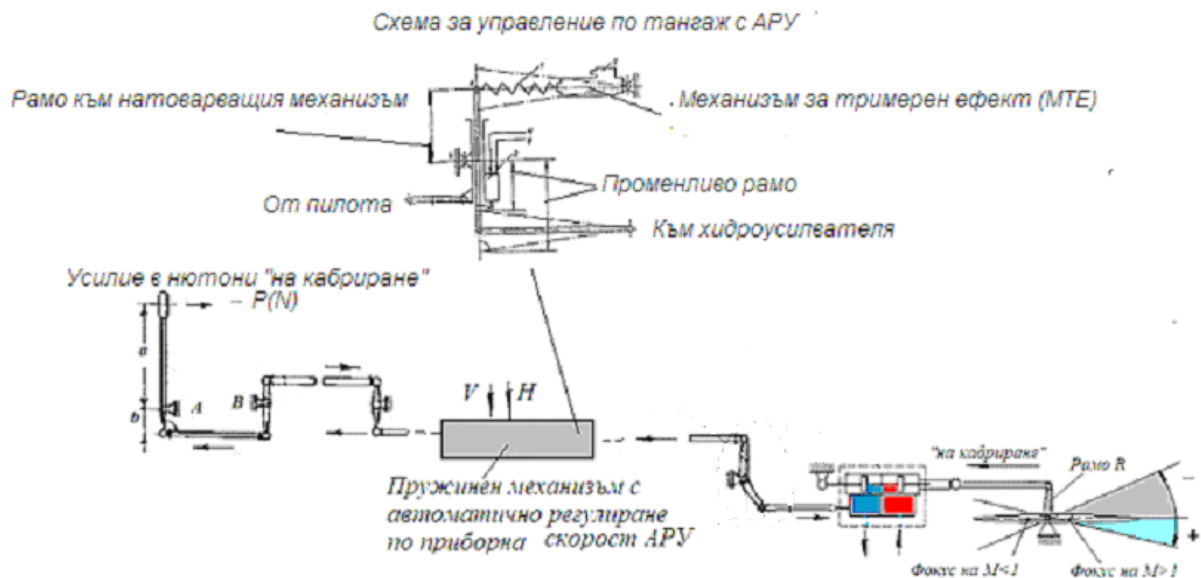
Преместване на лоста за управление в mm при излитане и набор на височина с начало в 35...40s

Фиг. 5. Изменение в положението на стабилизатора в градуси и преместването на лоста за управление в милиметри при работа на модела на пилота за излитане

На фиг. 6. са показани резултати от изменението на приведената коравина, приборната скорост и числото M след излитане, ускоряване до околзвукви скорости и след това намаляване на скоростта. Приведената коравина се регулира от модела на автомата за регулиране на натоварването (АРН) от фиг. 4.



Фиг. 6. Изменението на приведената коравина, приборната скорост и числото M след излитане и ускоряване до околзвукви скорости



Фиг. 7. Кинематична схема на хидромеханично управление с едновременно регулиране на приведената коравина от пружинно-натоварващия механизъм и предавателното число между лоста за управление и стабилизатора като функция от приборната скорост (АРУ - автомат за регулиране на управлението)

Определеното по предложената методика предавателно число на системата за управление $k_e = 1 \text{ rad/m}$ може да се разглежда като произведение от три множителя: $k_e = K_1 \cdot K_2 \cdot K_3$. Първият множител K_1 представлява отношение на двете рамена на лоста за управление (на фиг.1 са отбелязани с "b" и "a") $K_1 = \frac{b}{a}$. В реалните конструкции на централен лост за управление това отношение е около 0.2. Третият множител се определя еднозначно от рамото на управляемия стабилизатор (на фиг.1 е отбелязано с R) $K_3 = \frac{1}{R(m)}$. Ако се приеме, че реалното рамо е 200 mm, то $K_3 = \frac{1}{0.2(m)} = 5$. При такива примерни данни (в частен

случай), за веригата между лоста за управление и рамото на управляемия стабилизатор остава предавателно число $K_2 = \frac{k_g}{K_1 K_3} = \frac{1}{0,2,5} = 1$, което е безразмерна величина.

Ако K_1 и K_3 са постоянни величини за реалните конструкции, то K_2 може да бъде както постоянна величина, така и променлива при наличие на нелинейни механизми или автомати за изменение на предавателното число (АРУ – схема на фиг. 7). При наличие на нелинеен механизъм K_2 се променя по хода на лоста. Автоматът АРУ по подобен начин на АРН може да се моделира в *Simulink*.

Наличието на механизъм за тримерен ефект (МТЕ - по електрически сигнал се мести опората на пружината) в двата автомата при експлоатация във въздуха позволява кинематичната верига след автоматите да се движи и от МТЕ (освен по традиционния способ за управление - с усилие на пилота от лоста в кабината). Това се използва в някои самолети и МТЕ влиза в комплекта на автопилота като кормилна машина. Особен случай на възможност за електро-управление с МТЕ е при прекъсване на кинематичната верига непосредствено преди автоматите (например, от попадение на снаряд или, когато се откачи тягата към автомата, идваща от страната на пилота). В описаната хипотетична сложна ситуация възможност за електрическо управление от МТЕ предлага само АРУ - пилотът може да движи управляемия стабилизатор чрез въздействие върху МТЕ. Такъв уникален случай има през 70-те години с МиГ-19 във ВВС на България. Пилотът успява да приземи самолет с разединена тяга пред АРУ, въздействайки на управлението чрез МТЕ. Преди това е извършена подмяна на АРУ и не е законтрена винтовата връзка на тягата към АРУ. След време от вибрациите винтовата връзка се разединява и накрайникът на тягата се откачва от АРУ- лостът на пилота в кабината не може да движи управлението. Връзката между АРУ и хидроусилвателя, обаче, е исправна и това позволява управлението на стабилизатора да се осъществи по електрически способ - чрез механизма за тримерен ефект. Такова управление няма най-важната за пилота вътрешна обратна връзка по усилие, но се запазва друга обратна връзка - по реакцията на самолета и това осигурява компромисно функциониране на контура за управление с команди на пилота от типа «натискане на бутон или задвижване на друг манипулатор на МТЕ». Отсъствието на усилия за управление изисква изключителен усет, опит на пилота и шанс.

Извод

От двата автомата с регулиране на параметрите от системата за управление (АРН и АРУ) по-лесен за моделиране е АРН. В експлоатационно отношение той има предимство, че не ограничава диапазона за отклонение на управляемия стабилизатор. Резултатите от моделирането показват, че моделът на системата за управление с АРН работи правилно с препоръчаната настройка. Усилията за пилотиране, преместването на органите за управление в кабината и отклонението на управляемия стабилизатор са в нормите за лек маневрен самолет. Не са регистрирани случаи на колебателна неустойчивост и при моделиране на фигурен пилотаж. Кинематично сложните нелинейни механизми, които не се моделират, допълнително подобряват характеристиките на управляемост и тяхното отсъствие при моделиране не променя общата идея на контура за управление. Хидроусилвателите се приемат с предавателно отношение $K_{xy} = 1$ и поради голямото си бързодействие (в сравнение със самолета и пилота) не се моделират с подробности при контури «пилот - система за управление - самолет».

Статията е подпомогната от Договор КП-06-Китай/13/2018 с ФНИ.

Литература:

1. Бадягин, А. А., С. М. Егер, В. Ф. Мишин, Ф. И. Скланский, Н. А. Фомин, Проектирование самолетов, "Машиностроение", Москва, 1972.
2. Михалев, И. А., Б. Н. Океев, И. Г. Павлина, М. С. Чикулаев, Н. М. Эйдинов, Системы автоматического управления самолетом – методы анализа и расчета, изд. "Машиностроение", Москва, 1971.
3. Marinova, N. The Risk in Aerospace Projects. Aerospace Research in Bulgaria, Vol. 30, 2018, Sofia, pp. 170–181.