

ИЗСЛЕДВАНЕ РОЛЯТА НА СИСТЕМАТА ЗА УПРАВЛЕНИЕ ЗА БЕЗОПАСНОСТТА НА ПОЛЕТИТЕ

Димитър Йорданов, Стефан Гецов

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

***Ключови думи:** Динамика на полета, Контур за управление, Безопасност на полетите*

***Резюме:** Показани са резултати от моделно изследване на контур “пилот-система за управление-самолет” при условна замяна на традиционна хидромеханична система за управление с електродистанционна за самолет от поколението на 70-те години.*

RESEARCH OF THE ROLE THE CONTROL SYSTEM FOR THE FLIGHT SAFETY

Dimitar Yordanov, Stefan Getsov

*Space Research and Technology Institute – Bulgarian Academy of Sciences
e-mail: djordanov@space.bas.bg; airgec@gmail.com*

***Keyword:** Flight Dynamics, Control loop, Safety*

***Abstract:** Results are presented from a research of the loop “Pilot –Control system – Aircraft” with exchange the hydraulic-mechanical control system with “fly-by wire” system.*

1. Увод

При изпълнение на енергичен маньовър с големи претоварвания в трансзвуковия диапазон (например, когато обстановката налага да се започне на свръхзвукови скорости форсиран завой), самолетът преминава от свръхзвукова на дозвукова скорост и има тенденцията да кабрира самопроизволно от преместването на аеродинамичния фокус напред по средната аеродинамична хорда на крилото. В авиационния жаргон явлението се нарича “скоростен подхват” [3] или “околозвуков подхват” [8]. Това е причина, поради която маневрирането в този диапазон на скорости се избягва и в реалната практика намаляването на скоростта се извършва най-често в хоризонтален полет. Но бойното използване на самолетите от поколението 1960-1970 показва, че реалните условия често налагат маневрирането да се започва на свръхзвукови скорости и задача на пилота е да парира “скоростния подхват”. Оценката на възможностите за разпознаване на “скоростния подхват” и неговото париране е задача на теорията на безопасността на полетите. Моделирането е единствения надежден способ за изследване и оценка на ситуацията. Следващите поколения самолети имат редица подобрения в системата за управление, които до голяма степен освобождават пилота от необходимостта да парира развитието на “скоростен подхват” и свързаните с него потенциални опасности за конструкцията и сриване на основната задача по бойното използване. В настоящата работа авторите предлагат едно изследване за подобряване на системата за управление. Моделирането предлага такива възможности и е една добра илюстрация за ролята на системата за управление в повишаване на безопасността на полетите.

2. Изследван проблем и цели на разработката

В зависимост от условията на въвеждане във фигурата, ако “скоростният подхват” не бъде своевременно париран с отпускане на лоста и намаляване на усилието, се развива втора

фаза на аварийна ситуация, провокирана от реалните свойства на самолета на големи ъгли на атака. Тази втора фаза се нарича “сривен подхват” (допълнително енергично самопроизволно кабриране от откъсването на потока в краищата на стреловидното крило). Двете фази на непариран подхват в трансзвуковата зона довеждат самолета до опасни за конструкцията претоварвания или загуба на нормална управляемост (сваляне на крило с последващо развитие на свредел за височини над 3000m). Тези особености в трансзвуковата зона са били причина за летателни произшествия, които са се класифицирали като грешки на пилота. В своята същност тези летателни произшествия са провокирани от промяната на режима на обтичане на самолета – от свръхзвуков на дозвуков. В инструкциите по техника на пилотиране от 60-те години има предупреждения за опасността от “скоростен подхват” при преминаване на трансзвуковата зона с големи маневрени претоварвания. Проблемите са включени в особените случаи на маневрената авиация [3], [8] и се изучават в курсовете по аеродинамика, динамика на полета, системи за управление и безопасност на полетите. С въвеждането на астатични автомати за надлъжно управление на самолетите след 80-те години, работата на пилота значително се облекчава, защото парирането на “скоростния подхват” при целесъобразна настройка може да става от автомата.

В конкретния модел са отразени всички споменати особености и най-неблагоприятни съчетания на обстоятелства, които провокират развитието на потенциално опасен “скоростен подхват”, при който се надвишават разрешените експлоатационни претоварвания за самолета ($n_{ye} = 7$). Целта на изследването е да се демонстрира ролята на автомата за надлъжно управление за повишаване безопасността на полетите. Постигането на тази цел изисква моделиране в “Simulink” на целия контур за ръчно управление в трансзвуков маньовър. Моделиран е форсиран вираж.

3. Особенности на моделирането

Самолетът е с центровка, която на дозвукови скорости осигурява достатъчна надлъжна устойчивост по претоварване ($m_z^{Cy} = -0.13$), а на свръхзвукови скорости от вълновия кризис фокусът се премества назад по средната аеродинамична хорда и самолетът придобива характерната за свръхзвукови скорости по-голяма надлъжна устойчивост по претоварване ($m_z^{Cy} = -0.42$). Такава компоновка е характерна за по-старото поколение самолети (60г на 20 век) и е една от основните причини за неблагоприятното поведение в трансзвуковия диапазон при намаляване на скоростта.

Предлага се чрез моделиране да се провери възможността на надлъжен автомат за управление от електродистанционна система за управление (ЕДСУ) да подобри управляемостта на самолета и освободи пилота от парирането на “подхватите”. При такъв автомат системата за управление на самолета допълва командата на пилота и законът за отклонение на управляемия стабилизатор има следния вид:

$$\varphi_\epsilon = K_\epsilon \cdot \Delta x_{\epsilon \text{ пилот}} + K_\delta \cdot \omega_z + K_i \int (\Delta n_y + K_x \cdot \Delta x_{\epsilon \text{ пилот}}) dt$$

Първият член на закона отразява командата на пилота чрез движение на лоста за управление на разстояние Δx_ϵ в метри. Вторият член е закон за работа на автомат за демпфиране по сигнал от ъгловата скорост на тангажа ω_z в радиани за секунда. Третият член се нарича “интегрален”. Той сравнява зададеното от пилота (чрез движение на лоста за управление) нормално претоварване n_y с реакцията на самолета и отклонява управляемия стабилизатор до тогава, докато тази разлика стане нула. Този член работи само в преходния процес и в началото и края на командата е винаги нула. И трите члена се формират от ЕДСУ чрез съответните датчици, преобразуватели и изчислители.

Автомат за устойчивост не е нужен, защото самолетът е създаден по концепцията за пасивно управление (има гарантирана от компоновката надлъжна статическа устойчивост по претоварване на дозвукови скорости).

В закона K_ϵ ($1/m$) е предавателното отношение на системата за надлъжно управление. В конкретния случай, за трансзвуковия диапазон $K_\epsilon = 1$ (rad/m) и е с постоянно значение. Тази величина, заедно с приведената към лоста за управление коравина на пружинно-натоварващия механизъм $C_\epsilon = 800$ N/m , определят усилията за пилотиране, които за необратимото бустерно управление се формират изкуствено по зададени характеристики на

управляемост. В конкретния случай за трансзвуковия диапазон чрез системата за управление са гарантирани характеристики на управляемост $P_e^{ny} = -25N$; $x_e^{ny} = -31,5 \text{ mm}$, което съответства на нормативните характеристики за управление с централен лост в кабината. Предавателните числа на автомата за демпфиране K_d , и пред интегралния член K_i се подбират от условията на приемлив преходен процес. Предавателното число K_x (дименсия $1/m$) е равно на абсолютната стойност на обратната величина на характеристиката на надлъжна управляемост x_e^{ny}

$$\left(\frac{1}{|x_e^{ny}|} = \frac{1}{|-0,0315|} = \frac{1}{0,0315} \approx 32 \right)$$

Конкретните настройки в закона за управление са:

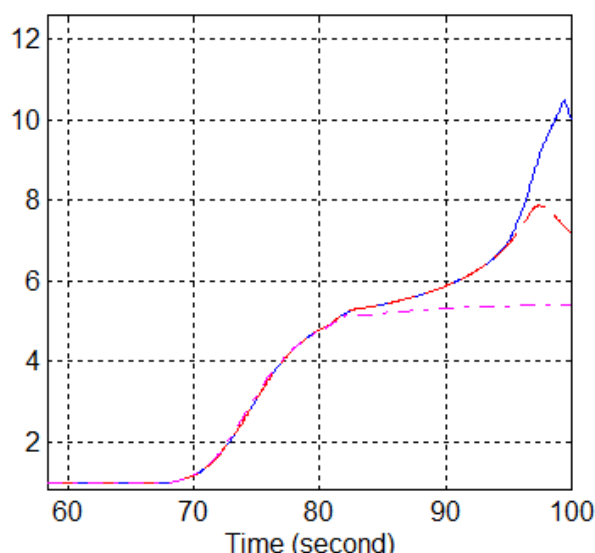
$$\varphi_e = 1.\Delta x_{e \text{ пилот}} + 0,03.\omega_z + 0,015 \int (\Delta n_y + 32.\Delta x_{e \text{ пилот}}) dt$$

Отклонението на стабилизатора е в радиани, а преместването на лоста за управление е в метри, ъгловата скорост е радиани/сек.

Траекторията се моделира на височини около 3000m на форсажен (до $M=1.1$) и максимален режим на двигателя (след влизане в завоя).

4. Резултати

За илюстриране на проблема, на фигура 1 са показани на един график три симулации - изменение на нормалното претоварване във "форсиран вираж" в трансзвуковия диапазон.



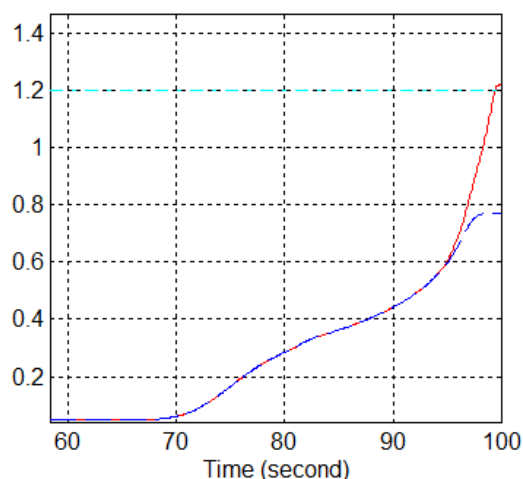
Фиг. 1. Изменение на нормалното претоварване във "форсиран вираж" на трансзвукови скорости - сравнение между три симулации за развитие и парирани на "скоростен подхват"

На фигурата в трите симулации "скоростният подхват" започва в $t \approx 83s$. Показани са следните случаи:

- непарирани "скоростен подхват", който преминава в "сривен подхват" – в $t=98s$ - претоварването $n_y > 10$ и превишава експлоатационното $n_{y_експл} = 7$;
- непарирани "скоростен подхват", при който изкуствено е блокирано при моделиране развитието на втората фаза ("сривен подхват") – претоварването само от "скоростния подхват" се повишава от $n_y \approx 5$ до $n_y \approx 8$ в $t=97s$;
- парирани "скоростен подхват" от системата за управление и нормално изпълнение на пространствената траектория с работа на пилота в контур, съвместно с астатичен автомат за надлъжно управление – претоварването е стабилизирано на $n_y \approx 5,5$.

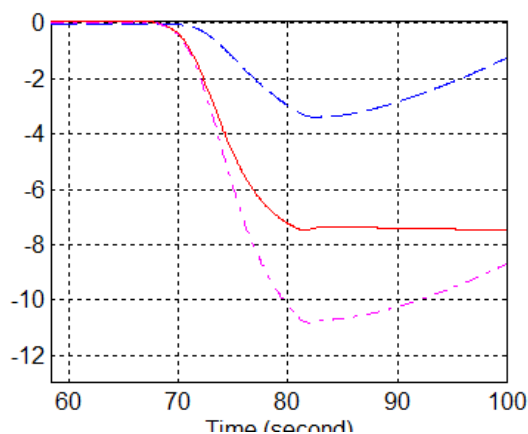
На фигура 2 е показано изменението на коефициента на подъемна сила c_y в двата случая на непарирани "скоростен подхват". В резултат на развитието на двете фази на подхвата

самолетът в $t=97s$ достига максималния коефициент на подъемна сила $c_{y\max} = 1,2$. След това ситуацията би се развивала в посока “сваляне на крило” и свредел.



Фиг. 2. Изменение на коефициента на подъемната сила c_y в непариран подхват при изпълнение на форсиран вираж в трансзвуковата зона - след $t=96s$ е показан вторият етап на подхвата (само от скоростен подхват c_y нараства до $c_y = 0,77$)

На фигура 3 е показан резултат за отклонението на стабилизатора при система за управление с астатичен автомат за надлъжно управление по претоварване.



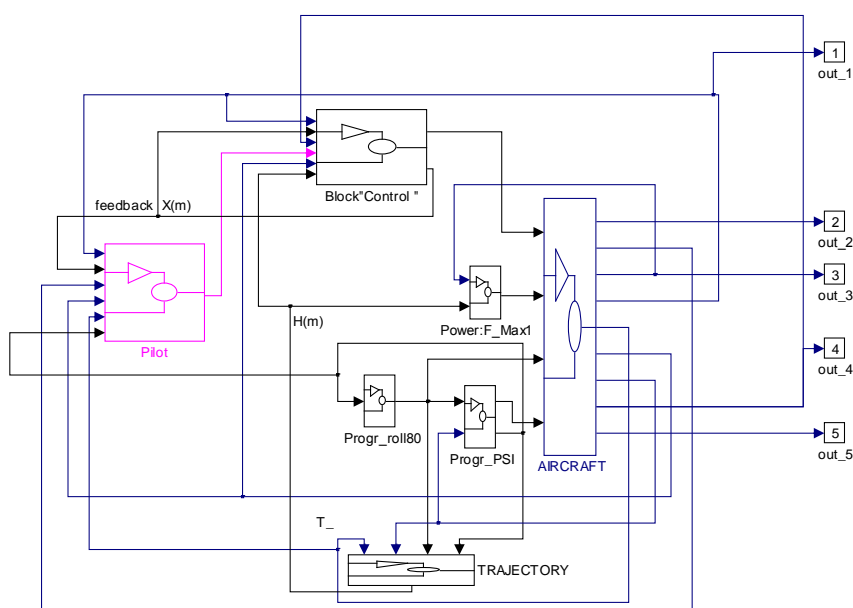
Фиг. 3. Отклонение на управляемия стабилизатор в градуси – от командата на пилота (средна графика – отклонението на хоризонталния стабилизатор “на кабриране” е без промяна след $t=80s$) и автомата за надлъжно управление (горна графика); общото отклонение е сума от двете команди и в $t = 82s$ например е $\varphi_{e-85s} \approx -11^\circ$ (“на кабриране”)

“Пилотът” (от модела) не се е опитвал да парира тенденцията за самопроизволно кабриране в “скоростния подхват”. Това се забелязва по отклонението на стабилизатора формирано само от него след $t=80s$ (средна линия на фиг.3). Автоматът извършва потребното връщане на стабилизатора леко в посока към неутрално положение след $80s$ (в горната част). Реалното отклонение на стабилизатора при изпълнение на фигурата е сума от двете съставни на закона за управление. Само моделирането в “Matlab-Simulink” позволява да се разделят двете функции и команди и да се демонстрира ролята на автомата за повишаване на безопасността на полета.

Проблемът на парирането на “скоростния подхват” е, че се изисква прецизно движение с органите за управление (примерно около $2.5^0 \dots 3^0$ за около 10 секунди по фиг.3), което пилотите обикновено не дозират точно, защото работят в дефицит от време при неблагоприятни характеристики на устойчивост и управляемост. В резултат на по-груби действия може да се получи “надлъжна разкачка” на самолета (колебателна неустойчивост) и

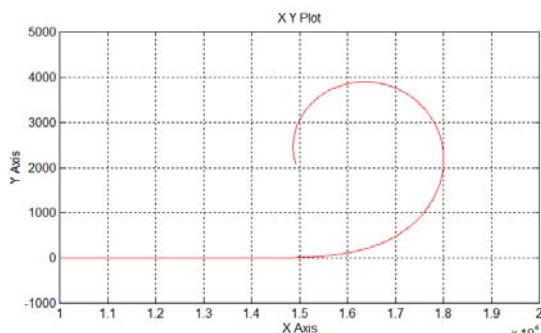
срив на маньовъра. Самолетът се намира много близо до експлоатационните ограничения и “разкачката” се получава след преминаване на дозвукви скорости главно от това, че при груби действия по стабилизация на претоварването се навлиза в зоната на големите ъгли на атака, където от откъсването на потока в краищата на стреловидното крило самолетът става практически неутрален и даже неустойчив по претоварване. Това може да продължи няколко секунди (например 5...6 секунди) и в зависимост от действията на пилота самолетът може да излезе от зоната на неустойчивост или да задълбочи неблагоприятното развитие на проблема. Стабилизацията на неутрален самолет е много трудна задача за пилота защото той трябва рязко да намали коефициента си на усилване (т.е. усилието, с което движи лоста за управление за изменение на претоварването с единица), за да запази устойчивостта на целия контур “пилот- система за управление – самолет”). При неутрален самолет на много малки отклонения от стабилизатора реакцията на самолета е с големи изменения на ъгъла на атака (нараства коефициентът на усилване на самолета). В контура за управление това нарастване на коефициента на усилване на самолета трябва да бъде компенсирано с намаляване на коефициента на усилване на пилота, за да се запази устойчив процесът на управление. Тази пренастройка за кратко време е много трудна задача за пилота. Ако самолетът стане надлъжно апериодично неустойчив, процесът на стабилизацията става невъзможен. Това е доказано от практиката и препоръката на пилотите-изпитатели е да се фиксира лостът в близост до неутрално положение, вследствие на което пилотът се изключва от контура за управление и самолетът сам излиза от “разкачката”. Ситуацията на такова неблагоприятно развитие на “скоростния подхват” не може да бъде тренирана в реален полет защото е потенциално опасна и препоръките за парирането ѝ са дефинирани по редки събития. Единствен надежден метод за изследването е адекватното компютърно симулиране. В [3] и [8] са представени резултати от моделирани и реални полетни ситуации на “скоростен (околозвук) подхват”, които потвърждават адекватността на предлагания модел в “Matlab-Simulink”. Резултатите в [3] са получени с участието на първия от авторите през 1973г., когато на анализ беше подложена безопасността на полетите по опита от бойното използване на реактивните самолети от второ и трето поколение във военни конфликти от района на Близкия Изток и Виетнам.

Общият вид на модела в “Matlab-Simulink”, използван за изследователски цели, е показан на фиг.4. Разработен е в няколко нива на подробности за всяка подсистема. Особеното в него е, че в контура е включен детерминиран модел на среден пилот с гъвкави обратни връзки по усилие и преместване, адаптиран към средни стойности на нормативните характеристики за надлъжна управляемост. Моделът на самолета е реализиран по уравненията за надлъжно движение в координатните системи на ГОСТ. Потребните за маньовъра данни от страничното движение са програмно зададени (наклон $\gamma^0 = f(t)$). Наклонът във “форсирания вираж “ (завой) достига 80 градуса. Програмно зададено в модела е и управлението на двигателя.

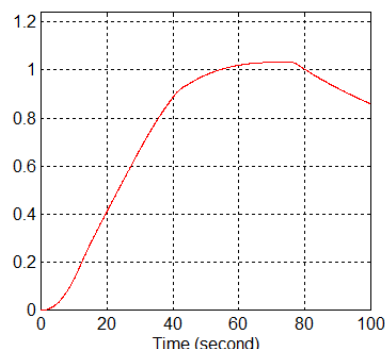


Фиг. 4. Общ вид на модела - фрагмент от първо ниво

На фиг 5 и 6 са представени проекцията на траекторията в хоризонтална плоскост и изменението на числото М в маньовъра



Фиг. 5. Хоризонтална проекция на маньовъра



Фиг. 6. Изменение на числото М през целия моделиран полет

Изводи:

- Проведеното моделиране дава възможност да се изследва сложно явление в трансзвуковата зона, проблемна за пилотажа поради същественото изменение на аеродинамичните характеристики.
- Чрез моделиране сравнително леко се решава проблемът за настройката на предавателните числа в автомата за надлъжно управление на ЕДСУ, който може да освободи пилота от необходимостта да извършва прецизни париращи движения за балансировка на самолета в трансзвуковия диапазон.
- Моделът може да бъде използван в обучението и изследователска дейност по динамика на полета, системи за управление и безопасност на полетите.

Литература:

1. Бюшгенс, Г. С. Р. В. Студнев. Динамика продольного и бокового движения, изд. "Машиностроение", Москва, 1979г.
2. Михалев, И. А., Б. Н.Окоемов, И.Г. Павлина, М.С. Чичулаев, Н.М. Эйдинов. Системы автоматического управления самолетом – методы анализа и расчета, изд. "Машиностроение", Москва 1971г.
3. Галашев, Е.С., Н.М. Лысенко и др. Аэродинамика и динамика полета маневренных самолетов, "Военное издательство", Москва 1984г. стр.235...240
4. Гултыяев, А. К. MATLAB 5.2 Имитационного моделирования в среде Windows - практическое пособие Санкт Петербург, изд. "Корона принт" 1999г.
5. Денисов, В.Г., В.Ф. Онищенко. Инженерная психология в авиации и космонавтике, изд. "Машиностроение", Москва 1972г.
6. Йорданов, Д. В. Летателни апарати - системи за управление, изд. "Мадара Принт"- АД, 1999г (кн.16 от поредица "Библиотека на авиоспециалиста")
7. Йорданов, Д. В. Компютърни модели на системи за управление на самолети и хеликоптери 2005г, 2006г–учебно пособие в две части, изд. на ТУ-София.
8. Калачев, Г. С. Самолет, летчик и безопасность полета, изд. "Машиностроение", Москва 1979 г.- стр.119...139.