

ИЗСЛЕДВАНЕ РОЛЯТА НА АВТОМАТ ЗА НАДЛЪЖНО УПРАВЛЕНИЕ ПРИ МАНЬОВЪР В ТРАНСЗВУКОВИЯ ДИАПАЗОН

Димитър Йорданов, Константин Методиев

Институт за космически изследвания – Българска академия на науките
e-mail: djordanov@space.bas.bg, komet@space.bas.bg

STUDYING THE PART OF LONGITUDINAL CONTROL AUTOMATION DURING MANEUVERING WITHIN THE TRANSONIC RANGE

Dimitar Jordanov, Konstantin Metodiev

Space Research Institute – Bulgarian Academy of Sciences
e-mail: djordanov@space.bas.bg, komet@space.bas.bg

Ключови думи: Динамика на полета, Matlab – Simulink, пространствен маньовър

Резюме: В настоящия доклад са изложени резултатите, получени чрез моделиране на движението на летателен апарат при изпълнение на пространствен маньовър „възходяща спирала“ в трансзвуковия скоростен диапазон. При намаляване на скоростта на полета, характерно се явява преместването на надлъжната координата на аеродинамичния фокус по ъгъл на атака напред, което е съпроводено и с намаляване на надлъжната статична устойчивост на самолета по претоварване. Възниква неуравновесен кабриращ момент, благодарение на който самолетът увеличава ъгъла на тангажа, нормалното претоварване и коефициентът на подъемна сила. Явлението се нарича „скоростен подхват“ и е обект на изследване в доклада с помощта на програмен пакет „Matlab – Simulink“ в контур „пилот-система за управление-самолет“.

1. Увод

В предлаганата работа се показват резултати от изследване поведението на контура “пилот – система за управление – самолет” при изпълнение на пространствен маньовър. В конкретния случай е моделирано в “Matlab-Simulink” изпълнение на “възходяща спирала”. За изкривяване на траекторията в хоризонтална плоскост (завой) се използва хоризонталната съставляваща на подъемната сила $Y \sin \gamma$, която се образува при наклон на самолета в страната на завоя. За изпълнение на пространствения маньовър за минимално време е необходимо на максимална скорост (за свръхзвуковите самолети, обикновено $M \geq 1$) самолетът да се въведе в завоя с наклон близък до 90° и претоварване близко до максимално допустимото експлоатационно. В такива случаи скоростта се намалява от свръхзвукова на дозвукова и фигурата се нарича “форсиран завой”. Преминаването на трансзвуковата зона в посока от свръхзвукови на дозвукови скорости става на големи претоварвания, ъгли на атака и коефициенти на подъемна сила, като самолетът има тенденцията да кабрира енергично от преместването на аеродинамичния фокус напред. Това в практиката се нарича “скоростен подхват” [3] или “околозвуков подхват” [8].

2. Изследван проблем

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, т. нар. “сривен подхват” (допълнително енергично самопроизволно кабриране от откъсването на потока в краищата на стреловидното крило). Двете фази на непариран подхват в трансзвуковата зона извеждат самолета на опасни за конструкцията претоварвания или срив

в свредел (на височини над 4000 м). Тези особености в трансзвуковата зона създават сериозни ограничения за бойното използване на самолета и до масовото въвеждане на електродистанционните системи с астатичен автомат за надлъжно управление 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 и динамика на полета. 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 ($n_{y,e} = 7$)**. Целта на изследването е да се демонстрира ролята на автомата за надлъжно управление за повишаване безопасността на полетите.

3. Начин за решаване на проблема

Самолетът е с центровка, която на дозвукови скорости осигурява достатъчна надлъжна устойчивост по претоварване ($dm_z/dC_y = -0.13$), 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 ($dm_z/dC_y = -0.42$). Такава компоновка е характерна за по-старото поколение самолети (60 години на 20-ти век) и има неблагоприятно поведение в трансзвуковия диапазон при намаляване на скоростта. Моделираната системата за управление на самолета е с бордови компютър, в който се формира закон с астатичен автомат за надлъжно управление и командата в надлъжния канал (отбелязан с индекс “в” – за височина) от пилота към управляемия хоризонтален стабилизатор се задава съвместно от пилота и автомата по следния закон:

$$(1) \quad \varphi_{\epsilon} = K_{\epsilon} \Delta X_{\epsilon, \text{пилот}} + K_{\omega} \omega_z + K_i \int_{t_0}^{t_1} (\Delta n_y + K_x \Delta X_{\epsilon, \text{пилот}}) dt$$

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_v (1/m) е предавателното отношение на системата за надлъжно управление. В общ случай то може да е променливо по режима, но при системи с електродистанционно управление може да се приеме и постоянна величина при удовлетворяване на изискванията за характеристиките на управляемост по усилие и преместване на командния орган, с който пилотът реализира процеса на управление. В конкретния случай, за трансзвуковия диапазон $K_v = 1$ (радиани/метри) и е с постоянно значение. Тази величина, заедно с приведената към лоста за управление коравина на пружинно-натоварващия механизъм $C_b = 800$ (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 $dP_b/dn_y = -25N$; $dX_b/dn_y = -31.5$ 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 dX_b/dn_y .

В изследването се анализира ролята на автомат при следния закон за управление на органа за надлъжно управление (управляем хоризонтален стабилизатор):

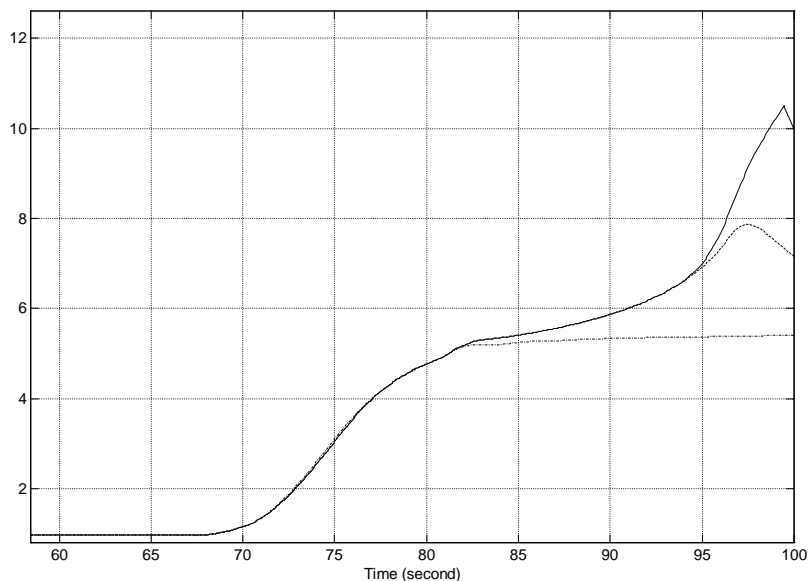
$$(2) \quad \varphi_{\epsilon, \text{rad}} = 1 \Delta X_{\epsilon, \text{пилот, метри}} + 0.03 \omega_{z, \text{rad/s}} + 0.015 \int_{t_0}^{t_1} (\Delta n_y + 25 \Delta X_{\epsilon, \text{пилот, метри}}) dt$$

Чрез моделиране е демонстрирано преимущество на такъв тип управление в надлъжния канал в трансзвуковия диапазон, където автоматът освобождава пилота от необходимостта за париране на “скоростен подхват” при намаляване на скоростта в

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

4. Резултати

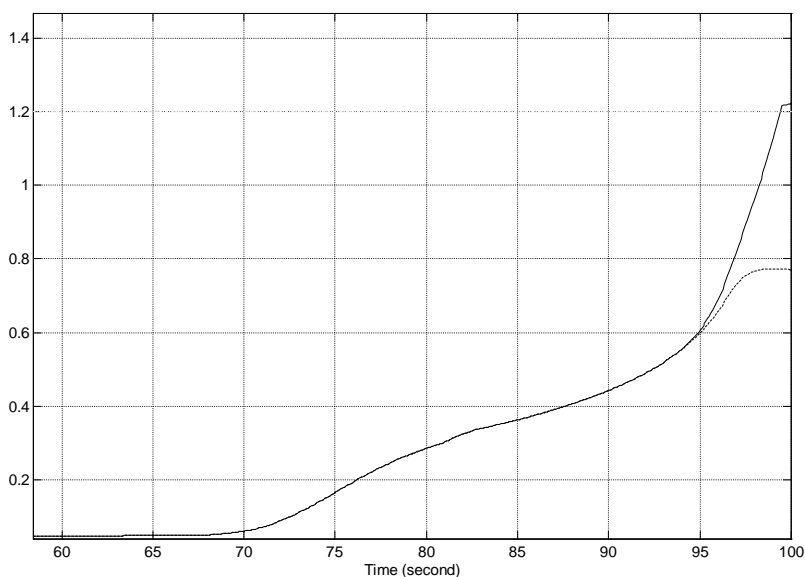
За илюстриране на проблема, на фигура 1 са показани на един график три симулации – изменение на нормалното претоварване във “форсиран завой” в транзвуквия диапазон.



Фиг. 1. Изменение на нормалното претоварване във “форсиран завой” на транзвукви скорости:

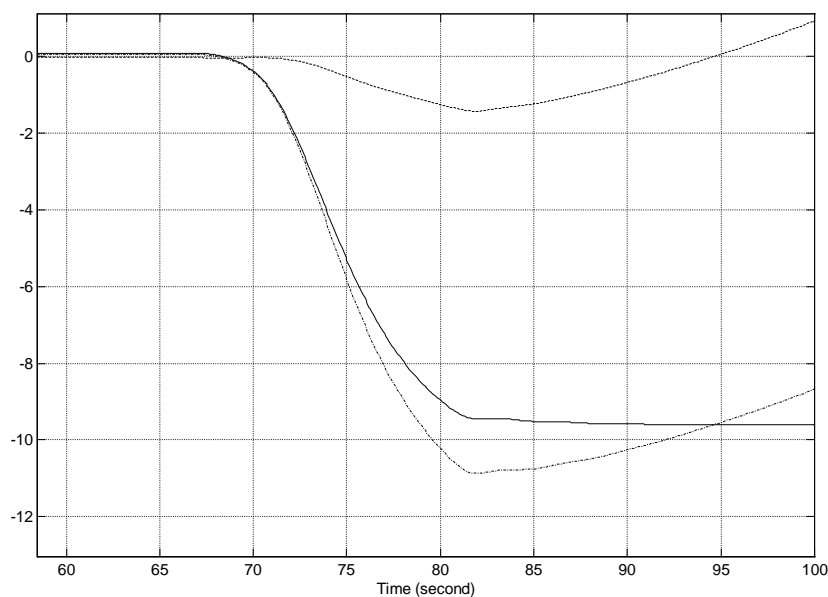
- непариран “скоростен подхват”, който преминава в “сривен подхват” – в $t = 98$ s – претоварването $n_y = 11.5$ и превишава експлоатационното $n_{y_експл} = 7$;
- непариран “скоростен подхват”, при който изкуствено е блокирано при моделиране развитието на втората фаза (на “сривния подхват”) – претоварването само от “скоростния подхват” се повишава от $n_y \approx 5$ до $n_y \approx 8$ в $t = 97$ s;
- нормално изпълнение на пространствената траектория с работа на пилота в контур с астатичен автомат за надлъжно управление – претоварването е стабилизирано между $n_y = 5$ и $n_y = 5.5$.

На фигура 2 е показано изменението на коефициента на подъемна сила в два случая на непариран “скоростен подхват”. В резултат на развитието на двете фази на подхвата самолетът в $t = 99$ s достига максималния коефициент на подъемна сила $C_{y_max} = 1.2$ и след това ситуацията се развива в посока сваляне на крило и свредел.



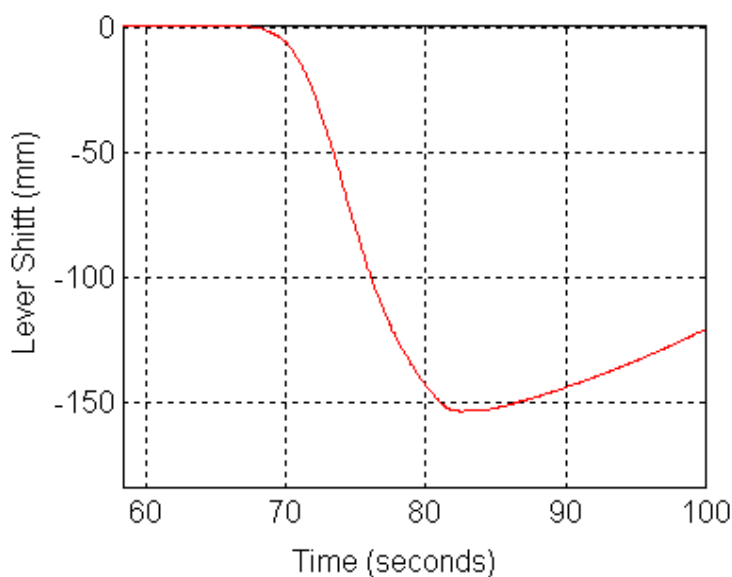
Фиг. 2. Изменение на коефициента на подъемната сила C_y в непариран подхват при изпълнение на форсиран завой в транзвуквата зона – след $t = 96$ s е показан вторият етап на подхвата (само от скоростен подхват C_y нараства до $C_y = 0.77$)

На фигура 3 е показан резултат от моделирано изпълнение на фигурата от пилота при система за управление с астатичен автомат за надлъжно управление по претоварване.



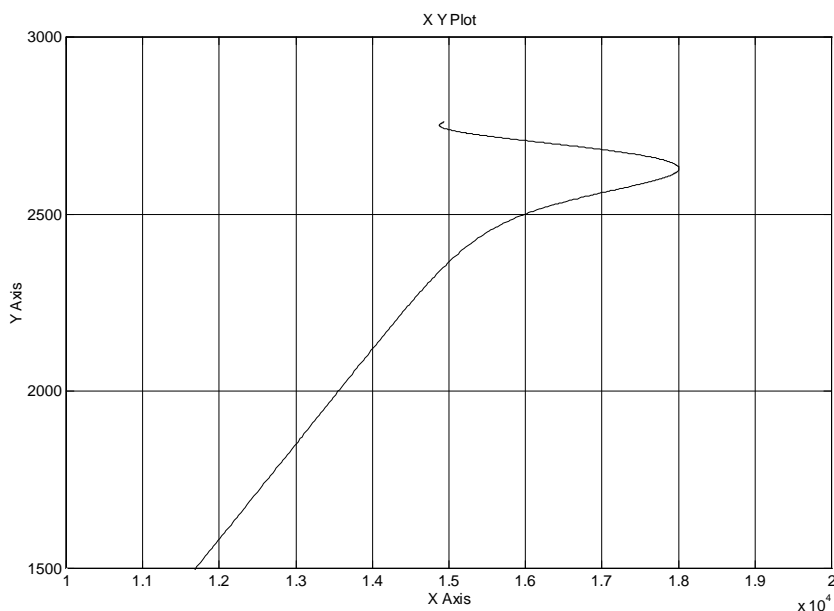
Фиг. 3. Отклонение на управляемия стабилизатор в градуси – от командата на пилота (цяла линия) и автомата за надлъжно управление (прекъсната линия); общото отклонение е сума от двете команди и например в $t = 82 \text{ s}$ $\varphi_{\text{в-85s}} \approx -11^\circ$ (“на кабриране”)

“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 $t = 80 \text{ s}$ (цяла линия). Автоматът извършва потребното връщане на стабилизатора леко в посока към неутрално положение след 80 s (прекъсната линия в горната част на графика). Реалното отклонение на стабилизатора при изпълнение на фигурата е сума от двете съставни на закона за управление. 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.

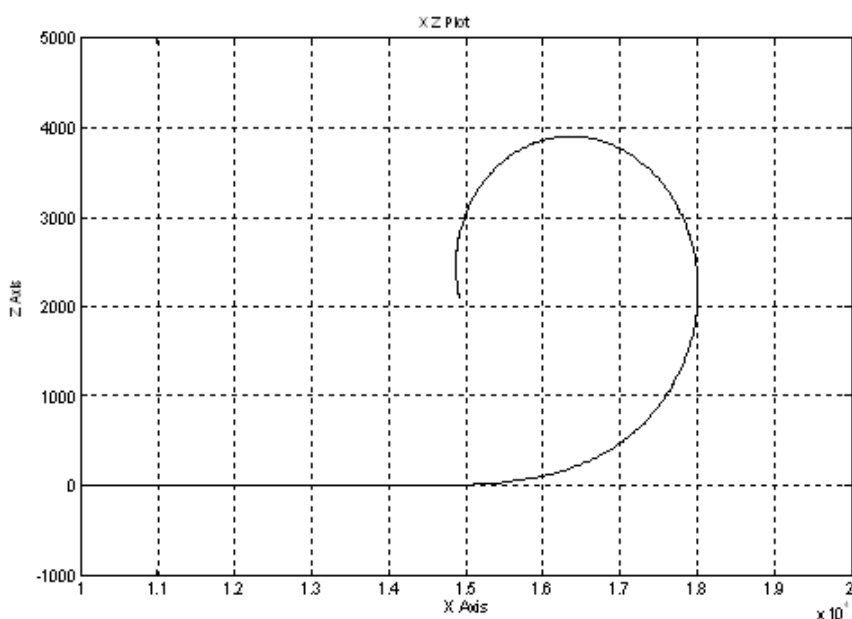


Фиг. 4. Усилие, с което моделът на пилота “управлява” самолет без астатически автомат за надлъжно управление

По резултатите от моделиране на маньовъра на фиг.4 (при изключен автомат за надлъжно управление) след 80 секунда, независимо от намаляването на скоростта в трансзвуковия диапазон “пилотът-модел” намалява усилието, за да парира тенденцията за кабриране в “скоростния подхват”. Преместването на лоста в 80 s достига 185 mm, а в 100 s моделът на пилота връща лоста напред до 150 mm. Претоварването е стабилизирано от модела на пилота на $n_y = 5.5$, а самолетът е изпълнил форсиран ляв завой на 270° като част от възходяща спирала – фиг. 5 и фиг. 6.



Фиг. 5. Проекция на траекторията във вертикална плоскост

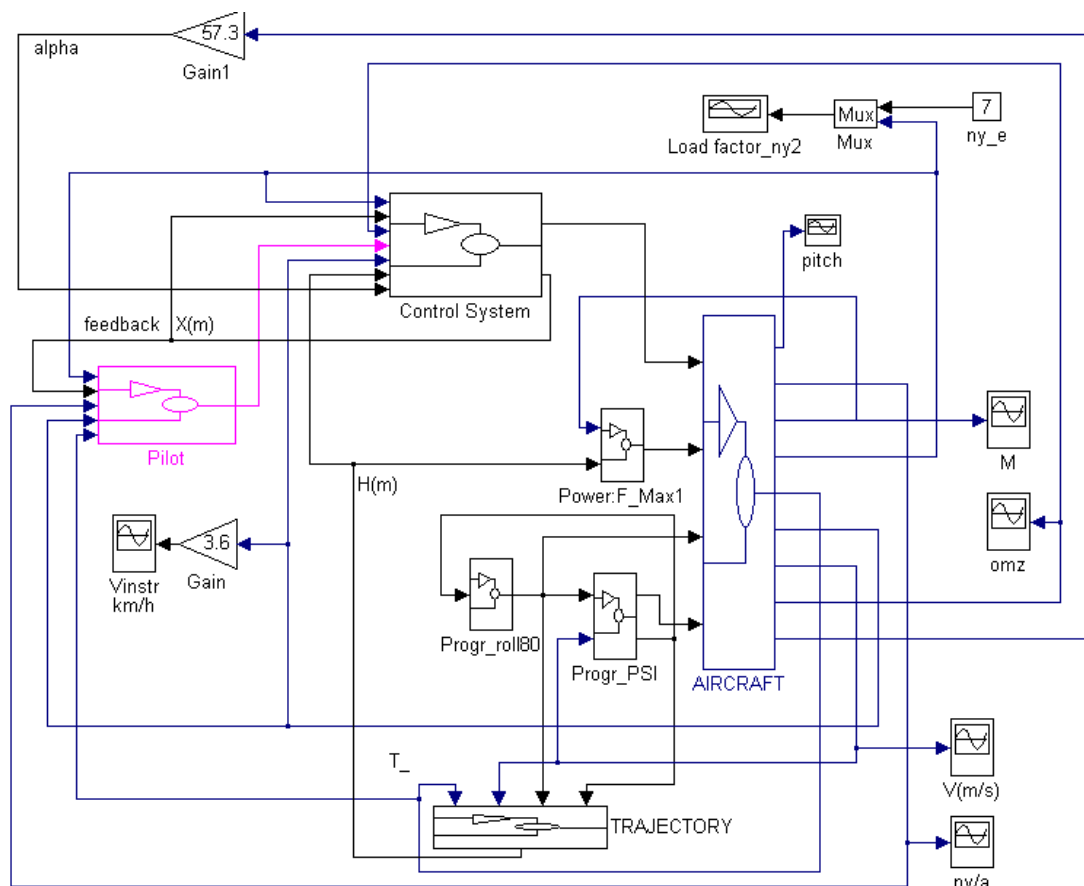


Фиг. 6. Проекция на траекторията в хоризонтална плоскост

Проблемът на парирането на “скоростния подхват” е, че се изисква прецизно движение с органите за управление (примерно около 2.50...30 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 срыв на маньовъра. Самолетът се намира много близо до експлоатационните ограничения и “разкачката” се получава след преминаване на дозвукови 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 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 аperiодично 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”.

Общият вид на модела в “Matlab-Simulink”, използван за изследователски цели, е показан на фиг. 7. Особеното в него е , че в контура е включен детерминиран модел на среден пилот с гъвкави обратни връзки по усилие и преместване, а моделът на самолета е реализиран по уравненията за надлъжно движение. Потребните за маньовъра данни от страничното движение са програмно зададени (наклон $\gamma_0 = f(t)$). Програмно зададено в модела е и управлението на двигателя.



Фиг. 7. Общ вид на модела

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.
- Моделът може да бъде използван в обучението и изследователска дейност по динамика на полета и системи за управление и безопасност на полетите.

Литература:

1. Б ю ш г е н с Г., Р. С т у д н е в. Динамика продольного и бокового движения, изд. "Машиностроение", Москва, 1979 г.
2. М и х а л е в И., Б. О к о е м о в, И. П а в л и н а, М. Ч и к у л а е в, Н. Э й д и н о в. Системы автоматического управления самолетом – методы анализа и расчета, изд. "Машиностроение", Москва 1971 г.
3. Г а л а ш е в Е., Н. Л ы с е н к о и др. Аэродинамика и динамика полета маневренных самолетов, "Военное издательство", Москва 1984 г., стр.235...240
4. Г у л ь т я е в А. MATLAB 5.2 Имитационного моделирования в среде Windows - практическое пособие, Санкт Петербург, изд. "Корона принт", 1999 г.
5. Д е н и с о в В., В. О н и щ е н к о. Инженерная психология в авиации и космонавтике, изд. "Машиностроение", Москва, 1972 г.
6. Й о р д а н о в Д. Летателни апарати – системи за управление, изд. "Мадара Принт"- АД, 1999 г. (кн. 16 от поредица "Библиотека на авиоспециалиста")
7. Й о р д а н о в Д. Компютърни модели на системи за управление на самолети и хеликоптери 2005 г., 2006 г. – учебно пособие в две части, изд. на ТУ-София.
8. К а л а ч е в Г. Самолет, летчик и безопасность полета, изд. "Машиностроение", Москва 1979 г. – стр.119...139