

ДРАМАТИЧЕН МОМЕНТ ОТ ИЗПИТАНИЯТА НА ЕДИН МИГ (Моделирание на версия за аварийна ситуация)

Димитър Йорданов

Институт за космически изследвания и технологии – Българска академия на науките
e-mail: dimitar.v.jordanov@gmail.com

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

Резюме: *Моделирана е хипотеза за колебателна неустойчивост на контура за управление при полет с експериментален образец на МиГ-19 от периода на неговото създаване.*

DRAMATIC MOMENT FROM THE TEST ON A MiG

Dimitar Yordanov

Space Research and Technology Institute-BAS, Sofia, Bulgaria
e-mail: dimitar.v.jordanov@gmail.com

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

Abstract: *A hypothesis is modeled based on “overcontrol” with an experimental version of MiG-19 from the period of its creation.*

1. Въведение в историята и проблемите на МиГ-19

В средата на 20 век е преминала звуковата бариера, но бариерата на управляемостта все още не е преодоляна. В конструкцията на самолетите се появяват управляемият хоризонтален стабилизатор, хидроусилвателят и първите устройства-автомати, чрез които управлението на самолета става с нормативно зададените усилия върху поста за управление, и потребното качество на преходните процеси. Усилията на пилота за отклонение на стабилизатора се имитират с пружинни механизми, а хидроусилвателят “поема” реалния шарнирен момент. Наглед това просто устройство (пружина) позволява да се имитира така нужното за пилота усещане за отклонението на органа и правилното дозиране на командите, но това не става реалност веднага. В Русия изпитателите Г. А. Седов, К. К. Коккинаки, Г. К. Мосолов, В. П. Васин, С. А. Микоян, В. С. Котлов, А. Ф. Николаев и други в периода 1952 г.....1954 г. с труда си и с риск за живота си постепенно довеждат експерименталния образец на бъдещия МиГ-19 до възможностите на редовите пилоти. Основните проблеми на този самолет са свързани с двата двигателя (склонност към самоизключване, ненадеждна автоматика) и управлението (няколко случая на опасна надлъжна разкачка след като въвеждат управляемия стабилизатор като орган за надлъжно управление). При изпитания на свредел, например, е установено, че винаги след влизане в свредел се самоизключват и двата двигателя. Самоизключването на два двигателя, дори и при надеждна система за запуск във въздуха, създава проблеми и в управлението, свързани с работата на хидроусилвателя. Това налага да се предвиди вариант за електрическо аварийно управление, но то е бавно и не гарантира съответствие на характеристиките на нормална управляемост.



Фиг.1. Китайски варианти на самолет МиГ-19 (J-6), модификация Q-5 и американският им аналог и противник от първото поколение свръхзвукови самолети North American F-100 Super Sabre

МиГ-19 се произвежда в заводите на бившия СССР, останали на територията на днешна Русия и по лиценз в Китай и бивша Чехословакия. Китайското производство е над 4000 машини. МиГ-19 е сравнително бавен със своята максимална скорост от 1540 км/ч, но е забележително маневрен, лесен за управление на малки височини и има учудващо голяма скороподемност (по-голяма от тази на North American F-100 Super Sabre.), което го прави ефективен за близък въздушен бой и затова е оценяван от пилотите. За Китай и за азиатския свят МиГ-19 е легенда. Той е усъвършенстван, съществено модифициран и успешно продаван от Китай. Само в Китай е създадена версия на учебно-тренировъчен самолет. През 2010г. в Китай е проведена специална церемония за прощаване с легендата, която реално създава авиационната им промишленост. Днес вероятно някъде още летят самолети от модификацията Q-5, която е с променена форма на носовата част.

От 1957г. до 1978г в българските ВВС е имало 92 самолета МиГ-19 от различни модификации. Той беше самолетът на нашето поколение. От аварии и катастрофи загубихме 30% от самолетите и 16 летци загинаха. За самолет МиГ-19 се счита, че е с висока аварийност и неговата история обикновено се сравнява с тази на F-104 в Германия и Канада (Германия-30% загуби при 6630 часа среден нальот на един разбил се самолет, над 100 загинали пилоти, а в Канада общият брой разбили се самолети F-104 са 46% от целия парк).

2. Основна хипотеза за конкретните случаи на колебателна неустойчивост (разкачка) и модел на контура за управление

Цел на моделирането е проверка на хипотеза за причините на надлъжната разкачка при полетите на пилотите-изпитатели К. К. Коккинаки и Г. К. Мосолов.

Способи за постигане на целта: Моделиране в “*Matlab-Simulink*” на контур за управление “пилот – самолет” с имитация на усилия върху лоста за управление от пружинно-натоварващ механизъм. Моделирането е в стандарт ГОСТ 20058-80.

За правилното моделиране е нужна информация от предпоставките за тежки произшествия. Намира се в книгата “Артем Микоян” от М.Арлазоров изд. “Молодая Гвардия” 1978г.–стр.202: «...Работата беше нова и в третия полет на един от режимите Коккинаки изпадна в крайно неприятна разкачка. След прибиране на задкрилките и колесника възникват самопроизволни автоколебания с голяма честота и тежки за пилота претоварвания.»

Основна хипотеза за аварийната ситуация: усилията, формирани изкуствено чрез пружинен механизъм не осигуряват на лоста за управление потребната за устойчивост на контура т.н. приведена коравина – C_{ϵ} (N/m).

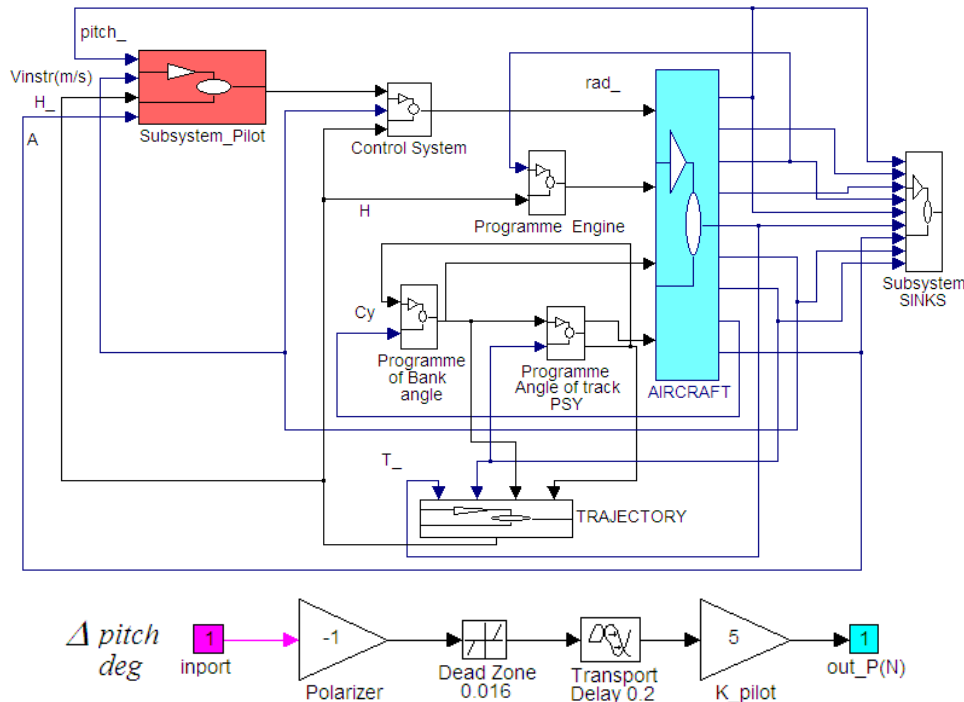
Приведената коравина е условна коравина на пружината и зависи както от реалната коравина на пружината C_{np} , така и от предавателното отношение “ κ ” между ръкохватката на лоста за управление и реалния механизъм, монтиран някъде по лостовата верига на управлението $C_{\epsilon} = \kappa^2 \cdot C_{np}$.

В зависимост от маниера на пилотиране и външните смущения, разкачката може да се развие или не, защото контурът на управление е на границата на устойчивост.

В “*Simulink*” общият вид на модела и моделът на пилота са показани на фиг.2.

Самолетът (блок "AIRCRAFT") е моделиран по пълната система диференциални уравнения. Системата за управление (блок "Control system") е моделирана по два начина:

- Първи вариант е с предавателна функция на усилвателно звено ($W(p) = \frac{k_\epsilon}{C_\epsilon}$) с опростена имитация на усилия за пилотиране, където k_ϵ е предавателното отношение на системата за управление между ръкохватката и стабилизатора;
- Втори вариант - с модел на автомат за регулиране на приведената коравина по режима на полета.



Фиг. 2. Общ вид на контура за управление "пилот-система за управление - самолет" (в групиран вид) и модел на пилота

Моделът на пилота, заедно с програмата на полета е разработен в подсистема "Subsystem_Pilot". Моделирано е излитане, което завършва на около 30...50m и след прибиране на задкрилките и колесника – набор на височина до 600...650m и преминаване в хоризонтален полет. Моделът на пилота работи по ъгъл на тангажа (този начин на пилотиране е за малки скорости и режими на излитане и кацане). Видът на модела на пилота в "Simulink" е показан на фиг.2 – под модела на контура.

Вход в модела на пилота е разликата между зададения тангаж при излитане (разработен със средствата на "Simulink" като "ментален" модел на полета) и реалния тангаж в градуси. Изход от модела на пилота е усилието, което прилага върху лоста за управление в нютони. Закъснението (Transport Delay) и зоната на нечувствителност (Dead Zone) са настроени по данни от инженерната психология [2] за среден пилот, в действителност те са случайни величини. Важна е стойността на коефициента на усилване в модела на пилота $K_{пилот}=5(N/deg)$.

Коефициентът на усилване на пилота за управление по тангаж се разглежда като произведение $K_{пилот} = |P_\epsilon^{n_y}| \cdot n_y^{\alpha(deg)}$, където $|P_\epsilon^{n_y}|$ е нормативната характеристика на управляемост по абсолютната стойност, а $n_y^{\alpha(deg)}$ - производната на претоварването по ъгъл на атака в градуси.

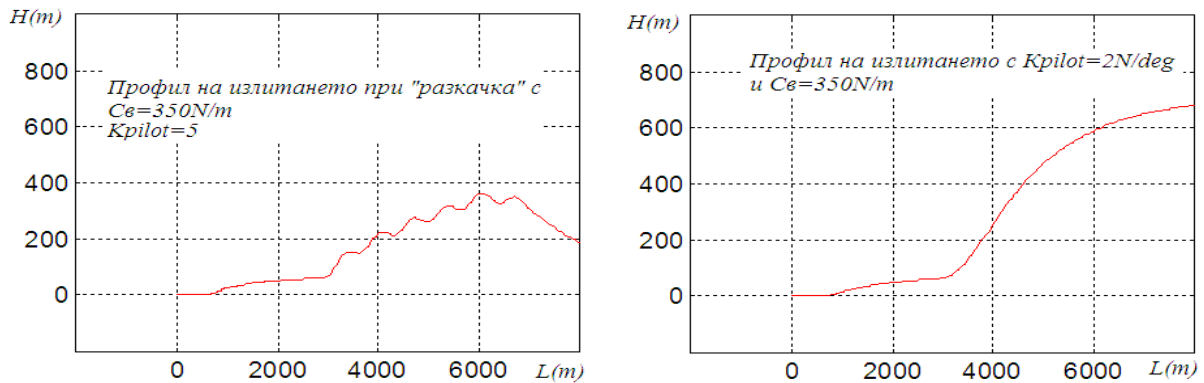
$$K_{пилот} = \frac{|\Delta P_\epsilon(N)|}{\Delta \mathcal{G}} = \frac{|\Delta P_\epsilon|}{\Delta n_y} \cdot \frac{\Delta n_y}{\Delta \mathcal{G}} \approx |P_\epsilon^{n_y}| \cdot n_y^\alpha, \text{ защото може да се докаже, че } \lim_{t \rightarrow 0} \left(\frac{\Delta \mathcal{G}}{\Delta n_y} \right) = \frac{1}{n_y^\alpha}.$$

Коефициентът на усилване на пилота в реален пилотаж е случайна величина разпределена, според изследователи по логаритмично-нормален закон (случайна величина,

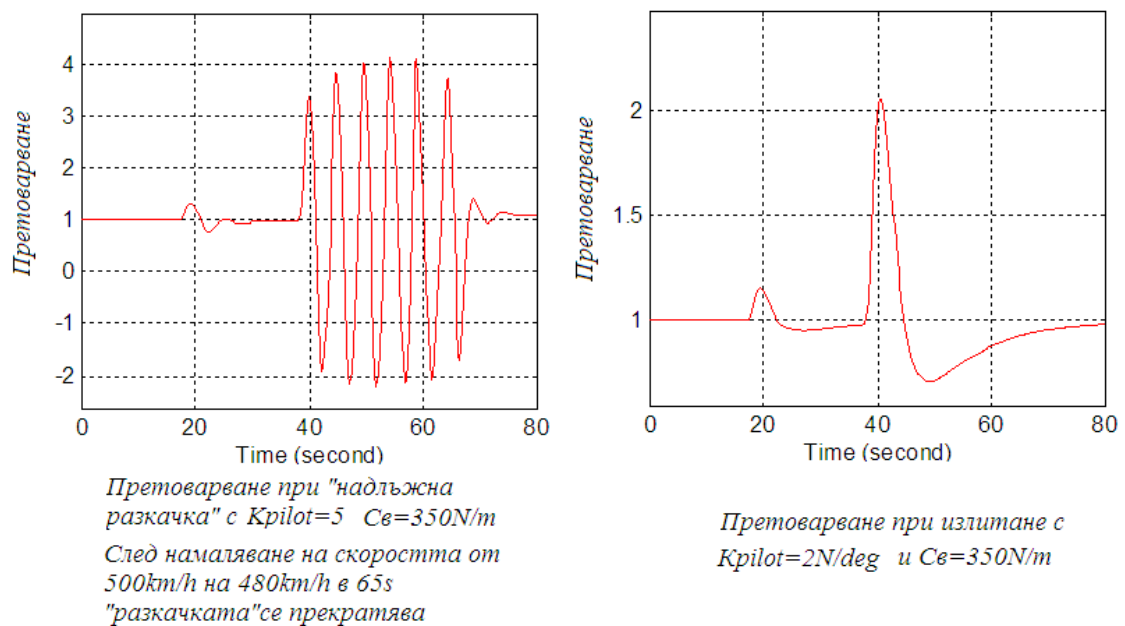
чийто логаритъм е с нормално разпределение, характеризира се с асиметричност). На разглеждания режим $n_y^{\alpha(deg)} \leq 0.15$. Диапазонът на препоръчителните нормативни характеристика на управляемост за маневрени самолети е $|P_g^{n_y}| \approx 15N \dots 40N$. При такива данни, за управление по тангаж диапазонът на изменение на $K_{пилот} \approx 2 N/deg \dots 6 N/deg$. В теорията това е величина, по която може да се характеризира стилът на пилотиране. Ако "пилотът е много опитен и внимателен", то при моделиране $K_{пилот}$ може да бъде $2 \dots 3 N/deg$.

3. Резултати от моделирането

На следващите фигури са показани резултати от моделирането с различни настройки на модела на пилота.



Фиг. 3. Траектория на полета във вертикална плоскост



Фиг. 4. Изменение на претоварването

4. Анализ на резултатите и изводи

1. Моделирането показва, че при малки, постоянни значения на приведената коравина на пружинния механизъм C_s (N/m), управлението от пилота с по-голям коефициент на усилване създава условия за колебателна неустойчивост на контура за управление. Самолетът е много чувствителен на по-резки команди, както в случая с преминаване към набор на височина след прибиране на колесника и клапите и увеличаване на скоростта. Доколкото коефициентът на усилване на пилота в реалността е случайна величина, то и проявлението на колебателната

неустойчивост няма постоянен характер, а се проявява при “по-енергично” пилотиране и е провокирано от недостатък на системата за управление.

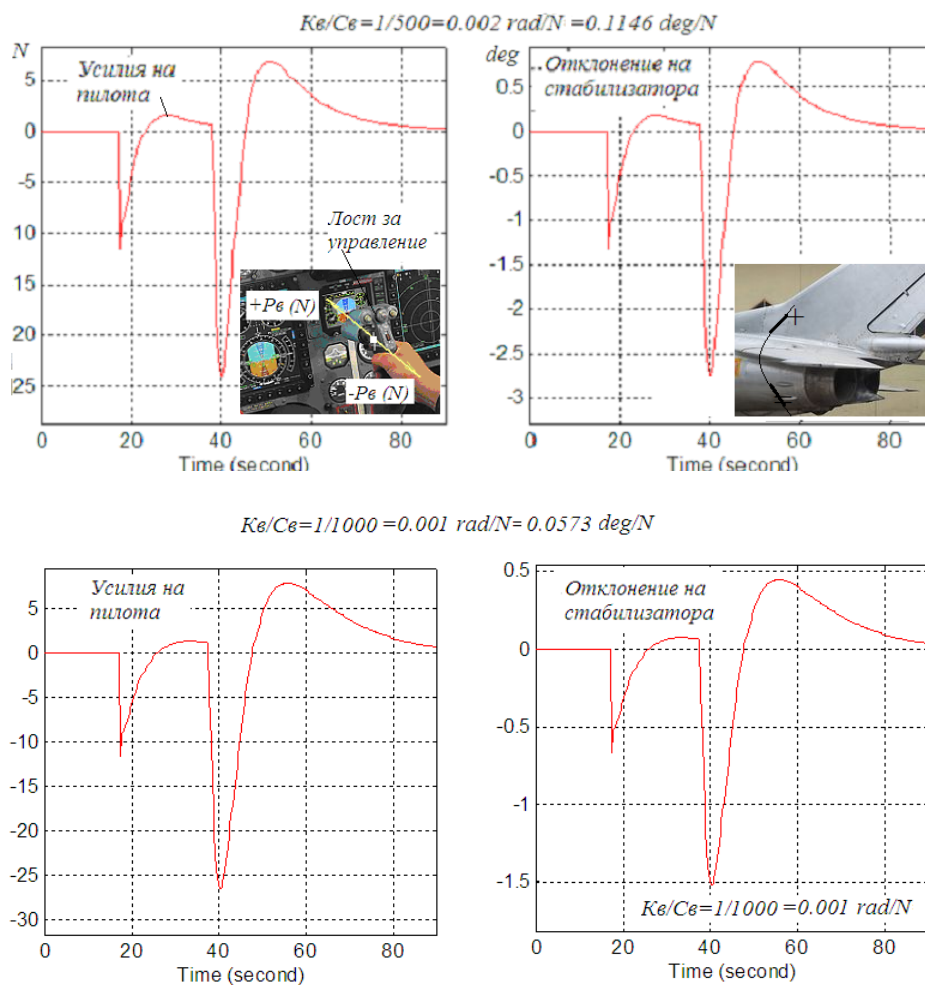
2. Колебателната неустойчивост се прекратява при намаляване на скоростта или при фиксиране на лоста за управление. Това се обяснява с факта, че критичният коефициент на усилване на пилота (при него системата се намира в автоколебателен режим) рязко намалява с увеличаването на скоростта и при нормално излитане след ускоряване може да се получи надлъжна разкачка, защото целият контур за управление (с постоянно отношение $\frac{k_g}{C_g}$) отива постепенно на границата на устойчивост, ако пилотът не намалява усилията, с които движи лоста за управление. При фиксиране на лоста, пилотът се изключва от контура за управление и самолетът сам се успокоява.

3. Проведено е изследване за управление на моделирания самолет чрез кормило за височина на дозвукови скорости. Резултатите показват, че шарнирният момент на кормилото за височина, което удовлетворява всички препоръчани норми за управляемост, за моделирания хипотетичен самолет има абсолютна стойност на производната $|M_{\omega}^{\delta_g}| \approx 161 Nm$ в режим на излитане. Приведената коравина C_g от шарнирния момент на кормило за височина към ръкохватката в кабината се определя по формулата: $C_g = k_g^2 / M_{\omega}^{\delta_g}$. Предавателното число за управление с кормило за височина на моделирания самолет е $k_g \approx 2.5 rad/m$, а приведената коравина C_g от шарнирния му момент върху ръкохватката на лоста е от порядъка на $1000 N/m$. Тяхното отношение $\frac{k_g}{C_g}$ е най-важно за устойчивостта на контура за управление и то при такива данни е $0.0025 rad/N$.

Замяната на кормило за височина с управляем стабилизатор увеличава съществено ефективността на управлението ($M_z^{\varphi} \approx 2M_z^{\delta_g}$ - примерно около два пъти по-голям тангажен момент M_z и съответно реакцията на самолета е два пъти по-голяма при едно и също отклонение на органа за управление). При използването на управляем стабилизатор за устойчивост на контура в режим на излитане е нужно около два пъти по-малко отношение $\frac{k_g}{C_g}$ (от порядъка на $0.0010..0.0012 rad/N$). Устойчивостта на контура при промяната на системата за управление, може да се постигне с имитираща пружинна система за усилия, която осигурява приведена коравина на лоста за моделирания самолет около $1000 N/m$ и предавателно отношение $k_g=1$. Само това обаче не е достатъчно, защото с увеличаване на скоростта след излитане бързо се променят свойствата на самолета и е нужно за устойчивост на контура тази приведена коравина да се увеличава с увеличаване на приборната скорост. Затова се поставя автомат за регулиране на управлението – АРУ. Този автомат спомага да се имитира естествения характер на усилията за пилотиране и запазва целия контур “пилот-система за управление-самолет” устойчив на всички режими на полета.

За експерименталния МиГ-19 най-вероятно при подбора на пружинните механизми и кинематиката на веригата за управление в първите варианти на системата за управление (след замаяната на кормилото за височина с управляем стабилизатор) е допуснат голям коефициент на усилване на системата за управление (отношение $\frac{k_g}{C_g}$), което пилотът можа да компенсира само с намаляване на собствения си коефициент на усилване. Ако пилотът не намали $K_{пилот}$, това провокира условия за колебателна неустойчивост на контура.

За пилота водещи характеристики на управляемост са усилията. В процеса на изследването е проведено моделиране за един и същи модел на пилота ($K_{пилот}=2N/rad$) и еднакво предавателно отношение в системата за управление $k_g=1$, но различни пружинни механизми ($C_g=500 N/m$ и $C_g=1000 N/m$). Регистрирани са усилията и отклонението на стабилизатора –фиг.5.



Фиг. 5. Усилия на пилота (нютони) и отклонение на стабилизатора (градуси)

Моделирането на двата случая показва, че при практически еднакви усилия от модела на пилота с коефициент на усилване $K_{\text{пилот}}=2 \text{ (N/rad)}$, за пружинния механизъм с приведена коравина $C_{\epsilon}=500 \text{ (N/m)}$ преместването на лоста за управление и отклонението на стабилизатора е съществено по-голямо (около два пъти), което е причината за колебателна неустойчивост при действия на пилота с по-голям коефициент на усилване $K_{\text{пилот}}=5 \text{ (N/rad)}$.

Литература:

1. Бюшгенс, Г. С., Р. В. Студнев, Динамика продольного и бокового движения, изд. "Машиностроение", Москва, 1979 г.
2. Денисов, В. Г, В. Ф. Онищенко, Инженерная психология в авиации и космонавтике изд. "Машиностроение", Москва, 1972 г.
3. Internet:
<https://wartools.ru/vvs-usa/lockheed-f-104-starfighter/> https://ru.wikipedia.org/wiki/Lockheed_F-104_Starfighter
<http://airwar.ru/enc/fighter/f104.html>