

ПРОБЛЕМИ С УСТОЙЧИВОСТ И УПРАВЛЯЕМОСТ НА САМОЛЕТА ПРИ ВЪЗДУШЕН СТАРТ НА НАНОСПЪТНИЦИ

Димитър Йорданов, Петър Гецов

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

Ключови думи: *Безопасност на полета, динамика на полета*

Резюме: *Изследването представлява моделиране на маньовър за стартиране на ракетен модул с наноспътник и анализ на възможните усложнения на полета.*

PROBLEMS OF STABILITY AND CONTROLLABILITY IN AIR LAUNCH OF NANOSATELLITES FROM AIRCRAFT

Dimitar Yordanov, Petar Getsov

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

Keywords: *flight safety, flight dynamics.*

Abstract: *The study is a simulation of a rocket module air launch maneuver and analysis of possible flight complications.*

Изследователска задача: Чрез моделиране в “*Matlab-Simulink*” да се изследват потенциалните проблеми от аномалиите в устойчивост и управляемост на самолета - носител в маньовър за въздушен старт на ракетен модул с наноспътници (старт в режим на кабриране с намаляване на скоростта в трансзвуковата област).

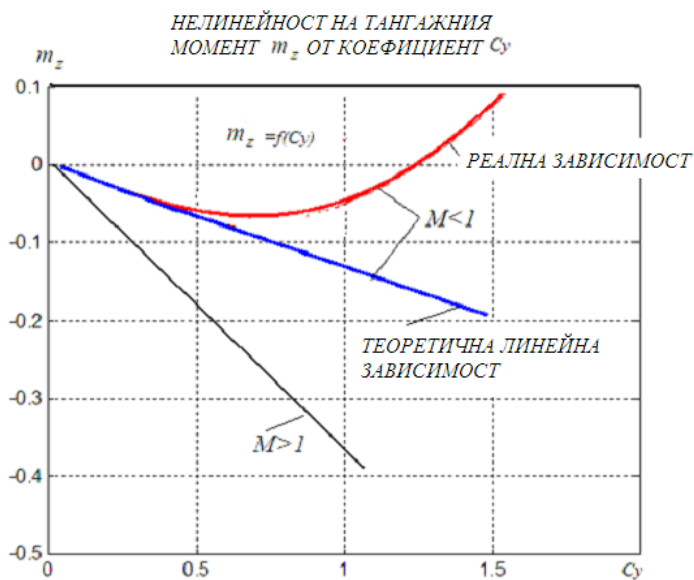
Специфични особености на самолетите със стреловидни крила на големи ъгли на атака и трансзвукови режими

Повечето съвременни свръхзвукови самолети имат крило със сложна форма в план и особености на големи ъгли на атака, които могат да се обяснят с пространственото им обтичане. Основното се свежда до развитие на вихрови и свивни явления и тяхното разпространение. Това се отразява най-силно на надлъжната устойчивост и управляемост. За тези явления е известно, че обуславят преместване на аеродинамичния фокус напред по средната аеродинамична хорда в известен от изпитанията диапазон на ъгли на атака (обикновено 12° - 24°) и сигнализируют за развитието си със слабо аеродинамично тресене. Самолетите постепенно намаляват надлъжната си статическа устойчивост и този процес се ускорява при непрекъснато увеличаване на ъгъла на атака до пълна загуба на статическа устойчивост, когато приложната точка на аеродинамичното въздействие се премести пред центъра на тежестта. Теорията доказва, а и практиката е показала, че опитите да се управляват самолети след загуба на надлъжна статическа устойчивост при всички случаи завършват с колебателна неустойчивост на контура “пилот – система за управление – самолет”. Пилотирането е възможно със специални автомати за подобрене на устойчивостта и управляемостта, в които работят винаги съвместно автомати за устойчивост и автомати за демпфиране (такъв автомат има и МиГ-29, наречен “АПУС”).

Без работеща автоматика, безопасният експлоатационен диапазон на хипотетичния моделиран самолет по ъгъл на атака α е до $12^\circ \dots 13^\circ$, което е сериозно ограничение. Затова при МиГ-29 например, евентуалният отказ на АПУС е специално сигнализиран (светване на лампа "ОТКАЗ АПУС"). За ограничаване на темпото и диапазона за отклонение на лоста за управление „на кабриране“ на самолетите с такива свойства се предвиждат и системи, които ограничават възможността да бъде изведен леко самолета на големи ъгли на атака.

Като основна хипотеза се приема, че автоматите осигуряват безопасността на полета съвместно с пилота, при това основната роля за париране на неблагоприятните последствия от аномалии в устойчивостта и управляемостта се пада на пилота.

В теорията зависимостта на коефициента на надлъжния момент от коефициента на подъемна сила е най-популярната картина, с която се обясняват тези особености. Допуска, че такава зависимост има вида показан на фигура 1. Тя се използва при моделирането на траекторията за пусковия маньовър на ракетния модул с наноспътник. На графиката за опростяване е пренебрегнат моментът при нулева подъемна сила ($m_{z0} = 0$). При управление в процеса на маньовъра, в зависимост от ъгъла на атака и свързания с него коефициент на подъемна сила, се променя производната $m_z^{c_y}$ от отрицателна (при надлъжна устойчивост) до положителна (при неустойчивост). В реалния маньовър работната точка по нелинейната характеристика се мести, но над определен ъгъл на атака (по данни от моделирането – около 20°) много бързо отива в крайно дясно положение и самолетът бързо излиза на критичен ъгъл на атака.



Фиг. 1. Моментни характеристики $m_z = f(c_y)$ на моделирания хипотетичен самолет (нелинейност на дозвукови скорости)

Описаните особености в устойчивостта и управляемостта са характерни за дозвуковия диапазон. На свръхзвукови скорости аеродинамичният фокус е назад по САХ (зад ц.т. на около 40% от САХ) и самолетите имат надлъжна статическа устойчивост, а и потребните ъгли на атака при изпълнение на предвидените задачи за въздушния старт на такива скорости са обикновено по-малки от 12° . Увеличението над този ъгъл на атака може да стане при стремеж на пилота да маневрира енергично на големи височини (на "тавана") и да достигне ъгъл на тангажа в предпусковия маньовър "горка" по-голям от 30° . От трите важни параметри за осъществяването на старта на ракетния модул с наноспътник – скорост, височина и тангаж – най-важно е да се съчетае скоростта (числото M на полета) и височината, които сравнително бавно се изменят. Тангажът е бързоизменящ се параметър и стойности над $30^\circ \dots 35^\circ$ лесно може да бъдат достигнати, ако пилотът в конкретния маньовър продължи нарастването на тангажа след достигането на границата от 12° по ъгъл на атака. При неработеща система за подобряване на устойчивостта и управляемостта, по данни от моделирането, на такъв режим "кабрирането" е енергично дори при постоянно положение на стабилизатора и за няколко секунди се достига до критичен ъгъл на атака, защото се намалява надлъжната статическа

устойчивост на самолета. Това енергично “кабриране” се нарича “сривен подхват” [1-стр.235] или “подхват по претоварване”. Второто наименование е по-подходящо за малките височини (например за “подхват” при излизане от пикиране на изстребителите-бомбардировачи), където претоварването може да превиши експлоатационното и да се получат деформации и разрушения по конструкцията. На средни и големи височини непарираният “подхват” завършва със срив на маньовъра и предпоставки за специфичното за всеки самолет поведение на задкритични ъгли на атака (т.н. “сваляне на крило”). От този “сривен подхват” има катастрофи дори и с транспортни самолети. Изследван е през 60-70г. на миналия век и е свързано с въвеждането на стреловидните крила.

По-безопасно (за конкретния полет в стратосферата при извеждане в орбита на наноспътник) е да не се пилотира със стремеж непременно да се достигне голям тангаж. Ракетният модул има система за управление, която може да увеличи тангажа му след отделянето от самолета. В практиката са експериментирани дозвукви въздушни стартове и с малък ъгъл на тангажа (например – схемата за стартиране на двустепенния модул “Launcher One” с дължина 21,3 метра от модифициран B-747 на компанията *Virgin Orbit*).

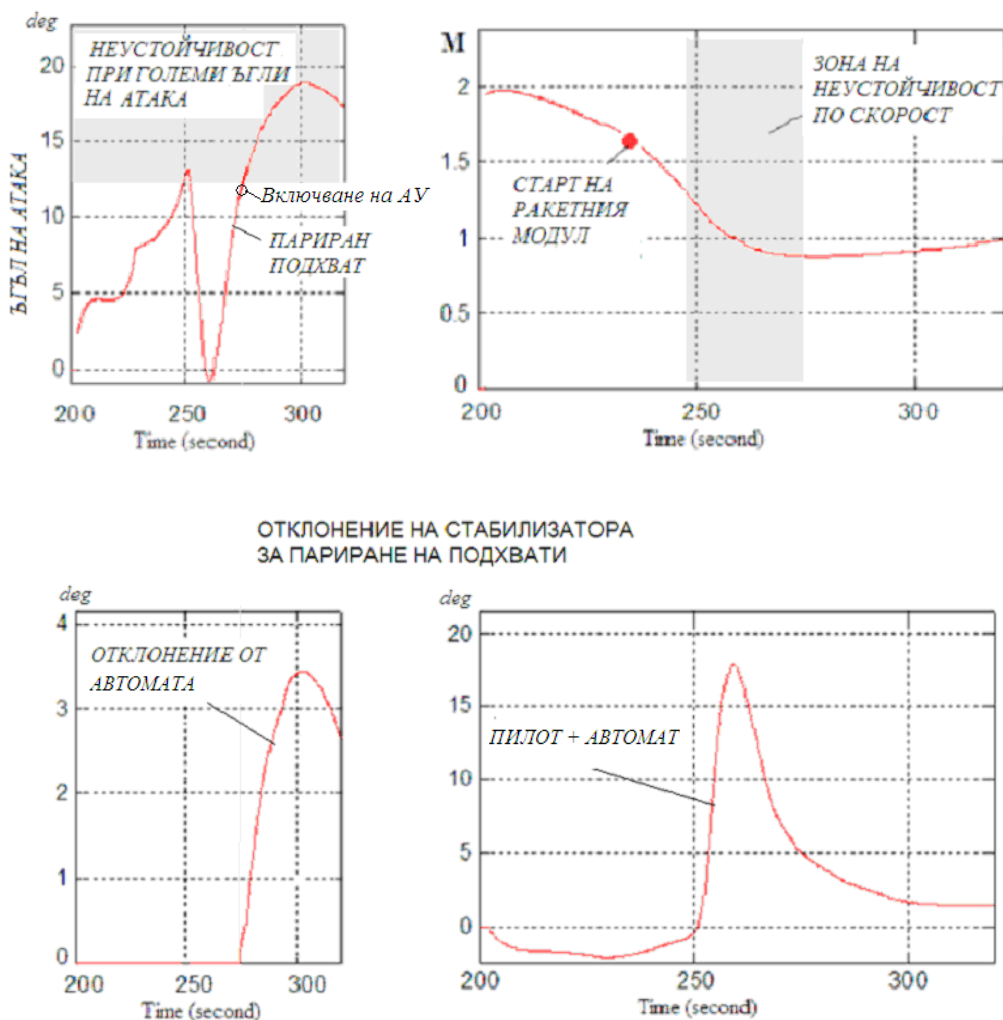
Освен споменатите по-горе особености на големи ъгли на атака моделираният хипотетичен самолет има характерното за всички свръхзвукови самолети преместване на аеродинамичния фокус по САХ в трансзвуковия диапазон (фиг. 2). Самолетът трябва да се **пребалансира** от пилота на този режим - при намаляване на скоростта се изисква движение на лоста напред, а при ускоряване – назад, което е обратно на нормалния начин на пилотиране с променлива скорост. В конкретния случай предпусковият маньовър е свързан с намаляване на скоростта от свръхзвукова до дозвуква и преместването на аеродинамичния фокус напред ще увеличи ъгъла на атака от пребалансираната, ако не се намеси пилотът. Това е типична временна загуба на устойчивост по скорост. В летателния жаргон това увеличение на ъгъла на атака при намаляване на скоростта на трансзвукови скорости се нарича “скоростен подхват” [1-стр. 238]. Ако се излезе на ъгъл на атака над 12° в процеса на преминаване от свръхзвукови на дозвукви скорости, може да се развие и “сривен подхват” от нелинейност на моментната характеристика на големи ъгли на атака (коментирана на Фиг. 1).



Фиг. 2. Изменение на надлъжната статическа устойчивост от преместване на аеродинамичния фокус в трансзвуковата зона (основна причина за скоростния подхват), моделирано в *Matlab-Simulink*, при работеща система за подобряване на устойчивостта и управляемостта в маньовър “горка” за стартиране на ракетен модул

В конкретните условия на моделирания полет ($H > 15$ km) “скоростният подхват” се развива отначало по-бавно. Трансзвуковият диапазон при намаляване на скоростта се преминава за около 20s. На големи височини поради ниската плътност на въздуха много слабо е изразен положителният градиент на претоварването в “скоростния подхват” и от това се формира по-голямо закъснение в реакцията на пилота. Той може да закъснее с парирането на тази неблагоприятна пребалансиранка от преместване на фокуса напред по САХ в трансзвуковия диапазон. Затова автоматиката е по-надеждна при формиране на превантивна команда.

Моделирани са маньоври със работеща система за подобряване на устойчивостта, представена в модела условно като автомат за устойчивост (АУ) и автомат за демпфиране (АД) работещи заедно. Отначало при увеличаване на ъгловата скорост на тангажа ролята на АД е по-силно изразена и той се проявява като много благоприятен фактор за парирание на “скоростния подхват”. Ако самолетът излезе на режим над 12° започва да работи и АУ в същата посока както и АД. Следователно ролята на автоматиката се свежда до превантивно (независимо от действията на пилота) отклонение на стабилизатора “на пикиране” при склонност към енергично “кабриране” след навлизане в зоните на неустойчивост по скорост и над 12° по ъгъл на атака. Ролята на системата за подобряване на устойчивостта и управляемостта (условно наречена “автомат”) в конкретния маньовър за свръхзвуков старт на ракетен модул е показана на Фиг. 3. На тези резултати се вижда как автоматиката в системата за управление подпомага пилота да се справи с особеностите в трансзвуковата зона и на ъгли на атака над 12° . Основна е ролята на пилота, автоматът за устойчивост сработва само на големи ъгли на атака (над 12° по ъгъл на атака). АД работи винаги.



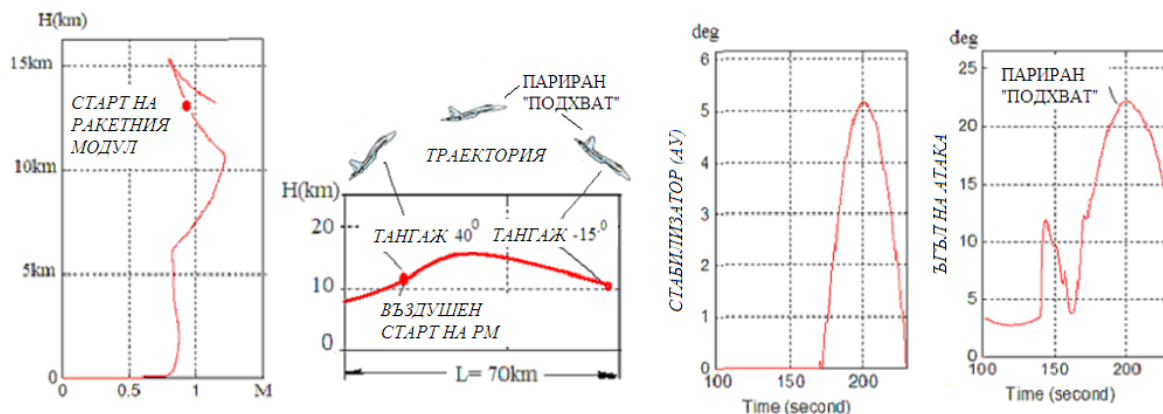
Фиг. 3. Моделирана хипотеза за ролята на системата за управление за подпомагане на пилота в парирането на “скоростен подхват” при намаляване на скоростта в трансзвуковата зона и “сривен подхват” на големи ъгли на атака

Възможността на автоматиката не е безкрайна защото увеличаването на коефициента на усилване на автомата може да доведе до колебателна неустойчивост на контура. При груби грешки на пилота (стремеж за достигане на голям ъгъл на тангажа в пусковия режим за ракетния модул), развиващият се “скоростен подхват” преминава в “сривен” (подхват на големи ъгли на атака), което най-логично е да завърши като неустойчиво движение на задкритични ъгли на атака от типа “падащ лист” на големи височини (по-данни от моделирането на около 18 km, където подемната сила е недостатъчна дори за хоризонтален полет). В условията на скоростен - преминаващ в сривен подхват автоматите подпомагат пилота (т.е. работят в една

посока с пилота), но в развиващ се енергично подхват автоматите и пилота не винаги могат да го парират успешно, независимо от еднопосочното им действие в управлението на стабилизатора.

Показаните резултати от моделирането потвърждават хипотезата, че автоматите и пилотът не допускат излизане на критичен ъгъл на атака след въвеждането в "горка" на свръхзвукова скорост, при която се увеличава височината, а намалява числото M от $M=2$ до $M=1.7$ (за свръхзвуков въздушен старт) и до $M=0.9$ (при дозвуков старт). В този трансзвуков режим, при намаляване на скоростта самолетите реагират енергично на "теглещи" усилия върху лоста за управление, защото естествено се пребалансира на ново (дозвуково) положение на аеродинамичния фокус. Това провокира развитието на подхватите защото влизането в „горка“ се извършва с теглещи усилия.

На Фиг. 4 са показани резултати - фрагменти от моделиране на дозвуков старт на ракетен модул от хипотетичен самолет. Пусковият маньовър е подобен по условия на изпълнения полет за прехват на спътник от самолет F-15 през 1985 г. [3] (.....Prior to the launch, the F-15 - flying at Mach 1.22 - executed a 3.8g zoom climb at an angle of 65 degrees. The ASM-135 ASAT was automatically launched at 11.6 km while the F-15 was flying at Mach 0.934.....). Разликата е в тангажа на самолета и наклона на траекторията. В моделирания маньовър максималният тангаж при старта на ракетния модул е 40° , а ъгълът на траекторията е около 30° (ъгълът на атака не е повече от 10°). За F-15 ъгълът на траекторията е 65° .



Фиг. 4. Резултати от моделиран дозвуков старт на ракетен модул (PM) с париране на "подхвата" от пилота и системата за подобряване на устойчивостта и управляемостта

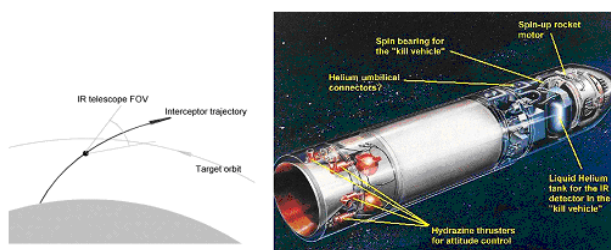
На графиците от Фиг. 4 се откроява ролята на автоматите при париране развитието на свързани един след друг "скоростен" и "сривен" подхвата непосредствено **след старта** на космическия ракетен модул. Характерно за подхватите при намаляване на скоростта в трансзвуковата зона е, че максимумът на ъгъла на атака се получава на дозвукови скорости ($M=0.9...0.95$). Вероятно поради това потенциално усложнение от неустойчивост по скорост в трансзвуковия диапазон, при проведения успешен експеримент със самолет F-15 е предвидено автоматично отделяне на ракетния модул. Фотографии (от интернет) на този момент са показани на фигури 5 и 6.

В този експеримент на F-15 ракетата и целта са в насрещен полет и задачата е целта да бъде унищожена с кинетичната енергия на удара. Затова не е необходимо да се достигне първа космическа скорост за орбитална траектория, а точно насочване на ракетата, която е двустепенна. Дозвуковият режим на самолета осигурява с двустепенна ракета достигане на потребната скорост за среща и унищожаване на целта по балистична траектория.

....On 13 September 1985, Maj. Wilbert D. "Doug" Pearson, flying the "Celestial Eagle" F-15A 76-0084 launched an ASM-135 ASAT about 322 km (200 miles) west of Vandenberg Air Force Base and destroyed the Solwind P78-1 satellite flying at an altitude of 555 km (345 miles)



Фиг. 5. Фотографии от експеримента "ASAT" през 1985 г.



..... Sven Grahn's comments: I have been thinking about the intercept geometry of the F-15 ASAT. As I see it the two-stage booster could not have reached more than maybe 4-5 km/s at bumout, which is not enough to catch up with a satellite in orbit moving at 7-8 km/s. Therefore the intercept must have been made "head-to-head", i.e. a head-on approach

Фиг. 6. Траектория на прехвата на спътника от експеримента "ASAT" през 1985 г.

Изводи от моделирането:

- На базата на резултатите от моделирането заключението е, че успешен експеримент е по-безопасен при старта на модула на свръхзвуков режим - в областта на динамичния таван на самолета в стратосферата. На този режим самолетът навлиза в транззвуковата зона след старта на ракетния модул. До максимума в ъгъла на атака от подхвата след старта на космическия модул по данни от моделирането има достатъчен резерв от време около 40...50 s.
- При дозвуков старт по схемата "ускоряване до свръхзвукови скорости и намаляване на скоростта в кабриране до $M=0.9$ " отделянето на модула с наноспътник попада в най-неблагоприятната зона на неустойчивост по скорост и особености в управляемостта на самолета.
- Ракетният модул, поставен на пусковото устройство, не трябва да изменя масовия център на самолета извън допустимите граници.
- Ролята на пилота на изследваните режими е съществена за недопускане на усложнения на транззвукови скорости и големи ъгли на атака.
- Възможно е усложнение на етапа разделяне на ракетния модул от самолета, когато модулът е аеродинамично неустойчив обект. За да не се завърти около напречната си ос, е нужна ефективна система за управление на модула.

Благодарности: Настоящият доклад е изготвен в рамките на проект по т.1.1.6 от Национална научна програма „Сигурност и отбрана“ (приета с ПМС №731 от 21.10.2021 г.) и съгласно Споразумение № Д01-74/19.05.2022 г. между МОН и Институт по отбрана „Професор Цветан Лазаров“.

Литература:

1. Галашев, Е. С., Н. М. Лысенко и др. *Аэродинамика и динамика полета маневренных самолетов*, ВИ, Москва, 1984 г.
2. Йорданов, Д. В., П. Гецов, Ст. Гецов. *Моделиране и изследване на системата пилот –самолет*, изд. "Автопринт", Пловдив, 2019 г.
3. Internet:
https://en.wikipedia.org/wiki/ASM-135_ASAT <http://www.svengrahn.pp.se/histind/ASAT/F15ASAT.html>