



УКРАЇНА

(19) UA (11) 85604 (13) C2

(51) МПК (2009)

G08G 5/00

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ
І НАУКИ УКРАЇНИДЕРЖАВНИЙ ДЕПАРТАМЕНТ
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІОПИС
ДО ПАТЕНТУ НА ВІНАХІД

(54) СПОСІБ РАНЬОГО ПОПЕРЕДЖЕННЯ ЗІТКНЕННЯ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА З ЗЕМЛЕЮ

1

2

(21) а200701839

(22) 22.02.2007

(24) 10.02.2009

(46) 10.02.2009, Бюл.№ 3, 2009 р.

(72) АЛМАЗОВ ЛЕОНІД ОЛЕКСАНДРОВИЧ, UA,
ДРОЗДОВ ОЛЕКСАНДР ОЛЕКСІЙОВИЧ, UA, БИ-
ЛЕЦЬКИЙ ОЛЕКСАНДР КІНДРАТОВИЧ, UA, ІВА-
НОВА КАТЕРИНА ГЕННАДІЇВНА, UA(73) АКЦІОНЕРНЕ ТОВАРИСТВО ЗАКРИТОГО
ТИПУ "УКРАЇНСЬКИЙ НАУКОВО-ДОСЛІДНИЙ ІН-
СТИТУТ РАДІОАПАРАТУРИ", UA

(56) RU 2262746 C1, 20.10.2005

RU 2211489 C2, 27.08.2003

US 6317663 B1, 13.11.2001

US 20030107499 A1, 12.06.2003

GB 2415943 A, 11.01.2006

(57) 1. Спосіб раннього попередження зіткнення літального апарата з землею, який полягає в тому, що визначають місцеположення і динамічні параметри літального апарата за допомогою навігаційної системи і бортового обладнання, виконують обчислення параметрів поточного динамічного стану літального апарата, здійснюють оцінку його координат, обчислюють прогнозовану траєкторію, формують тривимірне зображення і профільну проекцію рельєфу, візуалізують його, визначають небезпечний рельєф, формують область сигналізації (захисний простір) із зон сигналізації і, при перетині прогнозованої траєкторії літального апарата із зоною сигналізації, попереджують про небезпеку шляхом сигналізації і візуалізації небезпечного рельєфу, який **відрізняється** тим, що при

формуванні області сигналізації (захисного простору) динамічно змінюють дальність спрацьовування сигналізації в перерахунок на час польоту до перетину з небезпечним рельєфом в залежності від етапу польоту, що здійснюється літальним апаратом, таким чином, що на етапі польоту в зоні аеродрому зону сигналізації складають із двох фаз - фази польоту в зоні 1 аеродрому, що характеризується відстанню до торця найближчої злітно-посадочної смуги (ЗПС) не менше 15 морських миль і висотою над торцем ЗПС менше 3500 футів, і фази польоту в зоні 2 аеродрому, що характеризується відстанню до торця найближчої ЗПС не менше 30 морських миль і висотою над торцем ЗПС менше 5900 футів, область попереджувальної сигналізації в зоні 1 аеродрому обмежують 60 сек. польоту, а в зоні 2 аеродрому її обмежують 120 сек. польоту і не обмежують поза цими зонами, область аварійної сигналізації в зоні 1 аеродрому обмежують 50 сек. польоту, а в зоні 2 аеродрому її обмежують 100 сек. польоту і обмежують 120 сек. польоту поза цими зонами, крім цього область попереджувальної і аварійної сигналізації при розвороті літального апарата скорочують до величини радіуса розвороту.

2. Спосіб за п.1, який **відрізняється** тим, що область попереджувальної і аварійної сигналізації визначають з урахуванням реально можливого градієнта набирання висоти для даного типу літального апарата в залежності від значення температури зовнішнього повітря.

Винахід відноситься до систем керування рухом повітряного транспорту, зокрема до способу раннього попередження льотного екіпажу про небезпечну близькість земної або водної поверхні, а також штучних перешкод і може бути використана на всіх типах літальних апаратів для підвищення безпеки польотів.

Відомий спосіб, за яким приймають на борту літального апарата інформацію про його просторове положення і вектор швидкості, зберігають у робочому запам'ятовуючому пристрої просторовий

тривимірний рельєф земної поверхні, над якою пролітає літальний апарат (підстильної поверхні), визначають на основі цієї інформації і розрахунок допоміжних векторів швидкості сектор огляду для літального апарата, розраховують в цьому секторі контур функції перетинання цього сектора з рельєфом земної поверхні, візуалізують цей контур [Патент RU №2211489, 7 МПК G08G5/00].

Найбільш близьким до винаходу, що заявляється, є обраний за прототип спосіб, за яким визначають за допомогою навігаційної системи міс-

(13) C2

(11) 85604

(19) UA

цезнаходження літального апарата, обчислюють параметри поточного динамічного стану літального апарата, виконують оцінку його координат, обчислюють прогнозовану траєкторію, формують планову і синтезують фронтальну і профільну проекції рельєфу, формують захисний простір, порівнюють його з рельєфом, формують зображення, що суміщене із проекціями захисного простору і попереджують пілота про можливу небезпеку шляхом сигналізації і відображення рельєфу [Патент RU №2262746, 8 МПК G08G5/00].

Недоліком відомих способів раннього попередження наближення землі є короткий проміжок часу для прогнозу визначення небезпечної ситуації, який в більшості реалізацій є не більш ніж 120сек. для формування попереджувальної сигналізації і не більше 90сек. для формування аварійної сигналізації. Такі параметри формування сигналізації в умовах польоту літального апарата нижче рівня гір залишають пілоту малий запас часу для ліквідації небезпечних ситуацій. В зв'язку з порівнянно малою глибиною простору, що проглядається вперед, може статися ситуація, коли високі ділянки рельєфу спереду по курсу літального апарата (наприклад, гірське пасмо) виявляються системою попередження зіткнення на такій малій відстані, що швидкості підйому літального апарата може не вистачити для вертикального маневру. В цьому випадку можлива ситуація, коли реалізація горизонтального маневру (відхилення від зіткнення) не може бути здійснена за браком часу і відповідних технічних параметрів літального апарата. У відомих рішеннях обмежена глибина ділянки, що проглядається (область сканування), вона обумовлена необхідністю мінімізації імовірності видачі хибної сигналізації при польотах в зоні зі складним рельєфом місцевості, наприклад, в зоні гірських аеродромів. В процесі маневрування при заході на посадку на такий аеродром або при зльоті з нього цілком може скластися ситуація, коли продовження траєкторії польоту літального апарата на якійсь ділянці буде "спиратися" в розташовані поблизу гори. В цьому випадку уникнути видачі хибної сигналізації можна тільки шляхом обмеження щодо дальності зон попередження. Вочевидь, що обмеження щодо дальності зон сигналізації в існуючих системах сталося результатом компромісу між прагненням вчасно попередити пілота про виникнення небезпечної ситуації і бажанням одночасно з цим знизити імовірність видачі хибної сигналізації при контрольованих польотах в районі гірських аеродромів.

За прототипом спочатку визначають траєкторію відповідну стандартному маневру обльоту у вертикальній площині майже до точки стикання граничної кривої обльоту у вертикальній площині з обвідною лінією рельєфу, над яким пролітає літальний апарат. На цій кривій визначають точку початку вертикального маневру і перед цією точкою на прогнозованій траєкторії польоту формують застережний сигнал (попереджувальна сигналізація) на відстані, наприклад, 20сек. польоту і попереджувачий сигнал (аварійна сигналізація) на відстані, наприклад, 5сек. польоту. Такий мінімальний запас часу для стандартного маневру літального

апарата при обльоті перешкод може бути недостатнім.

В основу винаходу поставлена задача удосконалення способу раннього попередження наближення землі шляхом розширення робочої зони (глибини) простору, який проглядається вперед на етапі крейсерського польоту (політ за маршрутом), і обмеження робочої зони поблизу аеродрому, за рахунок того, що час спрацювання попереджувальної і аварійної сигналізації визначається в залежності від зони польоту літального апарата, забезпечується підвищення надійності запобігання зіткненню літального апарата з рельєфом земної поверхні, над якою пролітає літальний апарат або із штучною перешкодою.

Поставлена задача вирішується, що в способі раннього попередження зіткнення літального апарата з землею, який полягає в тому, що визначають місцеположення і динамічні параметри літального апарата за допомогою навігаційної системи і бортового обладнання, виконують обчислення параметрів поточного динамічного стану літального апарата, здійснюють оцінку його координат, обчислюють прогнозовану траєкторію, формують трьохвимірне зображення і профільну проекцію рельєфу, візуалізують його, визначають небезпечний рельєф, формують область сигналізації (захисний простір) із зон сигналізації і, при перетину прогнозованої траєкторії літального апарата із зоною сигналізації попереджують про небезпеку шляхом сигналізації і візуалізації небезпечного рельєфу, згідно до винаходу при формуванні області сигналізації (захисного простору) динамічно змінюють дальність спрацювання сигналізації в перерахунку на час польоту до перетину з небезпечним рельєфом в залежності від етапу польоту, що здійснюється літальним апаратом, таким чином, що на етапі польоту в зоні аеродрому зону сигналізації складають із двох фаз - фази польоту в зоні 1 аеродрому, що характеризується відстанню до торця найближчої злітно-посадочної смуги (ЗПС) не менш 15 морських миль і висотою над торцем ЗПС менше 3500 футів і фази польоту в зоні 2 аеродрому, що характеризується відстанню до торця найближчої ЗПС не менш 30 морських миль і висотою над торцем ЗПС менше 5900 футів, область попереджувальної сигналізації в зоні 1 аеродрому обмежують 60сек. польоту, а в зоні 2 аеродрому її обмежують 120сек. польоту і не обмежують по за цими зонами, область аварійної сигналізації в зоні 1 аеродрому обмежують 50сек. польоту, а в зоні 2 аеродрому її обмежують 100сек. польоту і обмежують 120сек. польоту по за цими зонами, крім цього область попереджувальної і аварійної сигналізації при розвороті літального апарата скорочують до величини радіуса розвороту, область попереджувальної і аварійної сигналізації визначають з урахуванням реально можливого градієнта набирання висоти для даного типу літального апарата в залежності від значення температури зовнішнього повітря.

За способом, що заявляється, зона аеродрому поділена на дві зони, а саме: зона 1 аеродрому і зона 2 аеродрому. Зона 1 аеродрому являє собою простір всередині циліндра радіусом 15 миль плюс

половина довжини злітно-посадочної смуги і висотою 3500 футів, вісь якого проходить через середину ЗПС. Зона 2 аеродрому являє собою простір, який знаходиться між вищенаведеним циліндром і охоплюючим його циліндром з радіусом на 15 миль більше і висотою 5900 футів. В середині зони 1 аеродрому зони аварійної і попереджувальної сигналізації обмежуються перед літальним апаратом на відстанях, відповідних часу польоту 50сек. і 60сек. відповідно. В середині зони 2 аеродрому зони аварійної і попереджувальної сигналізації подовжуються перед літальним апаратом на відстань, відповідну часу польоту 100сек. і 120сек. При значних віддаленнях від небезпечної ділянки рельєфу, коли у пілота залишається достатньо часу, щоб адекватно відреагувати на попереджувальну сигналізацію, нема необхідності включати аварійну сигналізацію практично зразу за попереджувальною, тому зовні зони 2 аеродрому (етап - "політ за маршрутом") аварійна зона обмежена 120сек. польоту. Зона попереджувальної сигналізації нічим не обмежена.

Якщо літальний апарат здійснює розворот і радіус розвороту менше дальності спрацьовування попереджувальної сигналізації, що визначається згідно наведеному вище, то дальність попереджувальної сигналізації зменшується до величини радіуса розвороту. Аналогічно, якщо радіус розвороту менше визначеної вище дальності спрацьовування аварійної сигналізації, то дальність аварійної сигналізації зменшується до величини радіуса розвороту. Обмеження обумовлено тим, що на крутому віражі марно "проглядати" простір спереду за курсом літального апарата до десятків кілометрів, а також тим, що "проглядаєми" на віражі об'єм простору на порівняно короткий час багатократно збільшиться і пропорційно цьому збільшиться імовірність хибної сигналізації. Як тільки курс літального апарата стабілізується, зона проглядання збільшується в залежності від етапу польоту.

Конкретний приклад реалізації способу, що заявляється, пояснюється наступними] кресленнями.

На Фіг.1 - наведені параметри зон сигналізації при горизонтальному польоті. Лінія 1 відповідає нижній границі зони аварійної сигналізації, лінія 2 відповідає нижній границі зони попереджувальної сигналізації.

На Фіг.2 - наведені параметри зон сигналізації при польоті з початковим кутом підйому $0 \leq \theta < \beta$. Лінія 1 відповідає нижній границі зони аварійної сигналізації, лінія 2 відповідає нижній границі зони попереджувальної сигналізації.

На Фіг.3 - наведені параметри зон сигналізації при польоті з початковим кутом підйому $\theta \geq \beta$.

На Фіг.4 - наведена проекція зон аварійної і попереджувальної сигналізації на горизонтальну площину.

На Фіг.5 - наведено зображення екрану багатифункціонального індикатора (БФІ) в момент початку попереджувальної сигналізації при польоті літака АН-124-100М на висоті 2900м в напрямку гірського пасма Заїлійського Апатау поблизу міста Апматі (максимальна висота гірського пасма у

площині екрана 4945м) з використанням способу раннього попередження наближення землі, що заявляється.

На Фіг.6 - наведено зображення екрану багатифункціонального індикатора (БФІ) в момент спрацьовування попереджувальної сигналізації при моделюванні польоту АН-124 з використанням відомого способу раннього попередження наближення землі (прототипу).

На Фіг.7 - наведено порівняльне зображення зон сигналізації з використанням способу, що заявляється (зони починаються біля лівого зображення літака) і відомого способу-прототипу (зони починаються біля правого зображення літака).

В кресленнях прийняті наступні позначення:

θ - початковий кут нахилу траєкторії;

β - кут нахилу траєкторії, відповідний повному градієнту набирання висоти ($\text{tg}\beta$) при роботі всіх двигунів в номінальному режимі на рекомендованих в регламенті льотної експлуатації (РЛЕ) даного типу літального апарата приладних швидкостях для максимальної ваги;

2σ - похибка визначення координат місцезнаходження;

Δ - кутове збільшення проекції зон сигналізації на горизонтальну площину в напрямку розвороту літального апарата.

Спосіб, що заявляється, реалізується наступним чином. За допомогою бортового обладнання літального апарата визначають параметри його поточного динамічного стану, згідно з якими здійснюють екстраполяцію місцезнаходження літального апарата на заданий часовий інтервал $T_{\text{пс}}$ (для попереджувальної сигналізації). Далі за поточним шляховим кутом обчислюють прогнозовану траєкторію, розраховують зв'язані з прогнозованою траєкторією зони спрацьовування попереджувальної і аварійної сигналізації, які зображені на Фіг.1, 2, 3. У вертикальній площині зони попереджувальної і аварійної сигналізації формують в повній відповідності з вимогами стандарту TSO-C151b в залежності від етапу польоту (зліт, крейсерський політ, політ в зоні аеродрому, заходження на посадку). В напрямку руху літального апарата зони попереджувальної аварійної сигналізації будуються у відповідності з принципом динамічної зміни дальності спрацьовування сигналізації, який наведений вище. На Фіг.1, 2, 3 точка А0 відповідає поточному положенню літального апарата, точка А1 відповідає положенню літального апарата через проміжок часу, який необхідний для оцінки ситуації пілотом (час реакції пілота), точка А2 відповідає положенню літального апарата через проміжок часу, який необхідний для гасіння вертикальної швидкості літального апарата і виходу у горизонтальний політ, точка А3 відповідає положенню літального апарата після перехідного періоду впродовж 15 секунд для аварійної сигналізації і 12 секунд для попереджувальної сигналізації, що необхідний для виводу літального апарата в режим набору висоти. Площини, які проходять крізь точки А4, В4 перпендикулярно напрямку руху, являють собою межу зон аварійної і попереджувальної сигналізації за напрямком літального апарата. Зони сигналізації призначені для оцінки можливос-

ті зіткнення літального апарата і формування сигналізації, що попереджує пілота про безпеку зіткнення з рельєфом підстильної поверхні в області прогнозованого знаходження літального апарата через інтервал часу $T_{пс}$ або $T_{ас}$ (для аварійної сигналізації). Параметри зон сигналізації для точок A_1 , A_2 розраховуються в залежності від значень скороченої мінімально допустимої висоти (СМДВ), мінімально безпечної висоти прольоту перешкод (МВПП), вертикальної V_y і шляхової швидкості V_x , часу реакції пілота τ , допустимого вертикального прискорення (дорівнює $0,25g$), значення запасу за висотою Δh , значення рочаткового кута θ нахилу траєкторії, кута β , відповідного повному градієнту набирання висоти при роботі всіх двигунів на номінальному швидкісному режимі для даного типу літального апарата при максимальній загрузці. Значення СМДВ, МВПП, θ , Δh в залежності від етапу польоту вибираються у відповідності з вимогами стандарту TSO-C151b. Обмеження зон сигналізації в площинах A_4 , B_4 розраховуються як добуток шляхової швидкості V_x на значення $T_{пс}$ для попереджувальної сигналізації або $T_{ас}$ для аварійної сигналізації. Суттєвою ознакою способу за конкретним прикладом є те, що значення $T_{пс}$ і $T_{ас}$ залежить від положення літального апарата відносно ближнього аеродрому і динамічних параметрів польоту наступним чином:

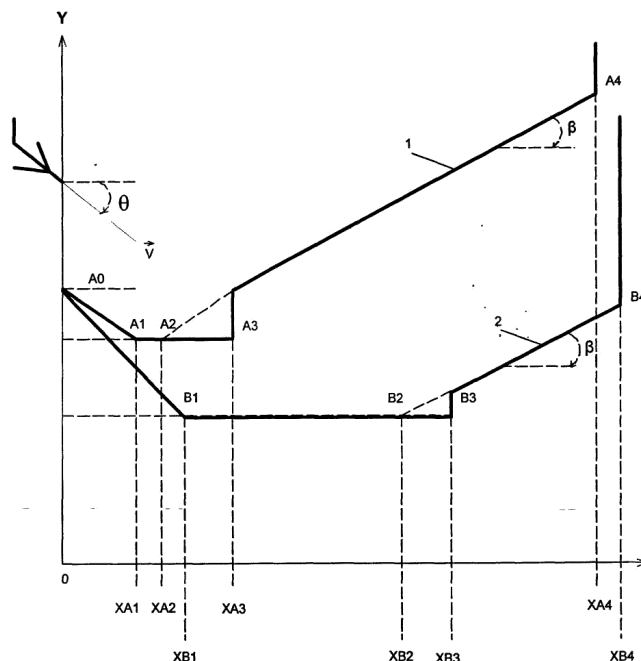
а) якщо літальний апарат знаходиться всередині зони, яка характеризується відстанню до торця найближчої ЗПС менше 15 морських миль і висотою над торцем ЗПС менше 3500 футів, то $T_{пс}$ дорівнює 60сек., а $T_{ас}$ дорівнює 50сек.;

б) якщо літальний апарат знаходиться зовні зони, яка характеризується відстанню до торця найближчої ЗПС менше 15 морських миль і висотою над торцем ЗПС менше 3500 футів, але всередині зони, що характеризується відстанню до торця найближчої ЗПС менше 30 морських миль і висотою над торцем ЗПС менше 5900 футів, то $T_{пс}$ дорівнює 120сек., а $T_{ас}$ дорівнює 100сек.;

в) якщо літальний апарат знаходиться зовні зони, яка характеризується відстанню до торця найближчої ЗПС менше 30 морських миль і висотою над торцем ЗПС менше 5900 футів, то $T_{пс}$ дорівнює ∞ (зона попереджувальної сигналізації не обмежена), а $T_{ас}$ дорівнює 120сек.;

г) якщо літальний апарат здійснює розворот, а радіус розвороту менше дальності спрацювання попереджувальної сигналізації, яка визначена згідно пунктів а), б), в), то дальність попереджувальної сигналізації зменшується до величини радіуса розвороту. Аналогічно, якщо радіус розвороту менше дальності спрацювання аварійної сигналізації, то дальність аварійної сигналізації зменшується до величини радіуса розвороту.

За результатами зіставлення границь зон сигналізації (площини A_4 , B_4) з рельєфом підстильної поверхні, здійснюють формування аварійної або попереджувальної сигналізації про небезпеку. Розрахунок конфігурації зон сигналізації періодично повторюються з новими значеннями, динамічних параметрів літального апарата. Одночасно з розрахунком зон сигналізації здійснюють формування зображення підстильної поверхні з використанням градації кольору в залежності від висоти підстильної поверхні.



Фиг. 1

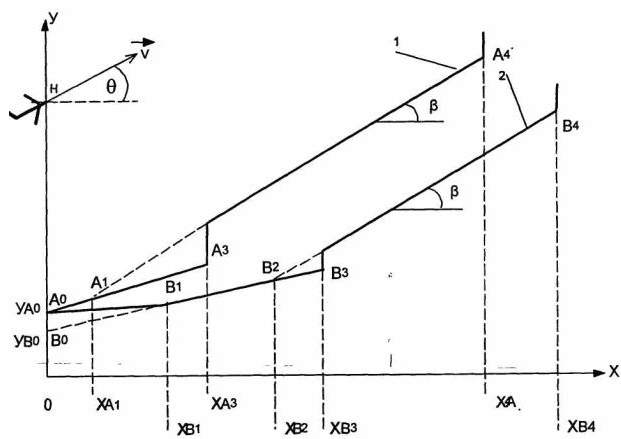


Fig. 2

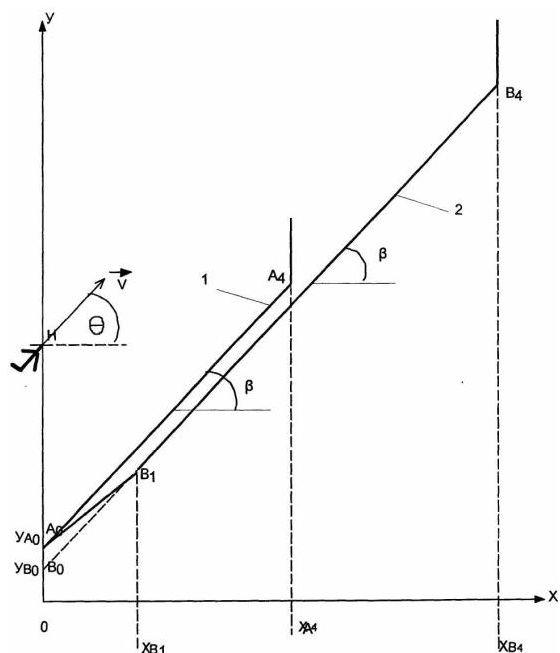


Fig. 3

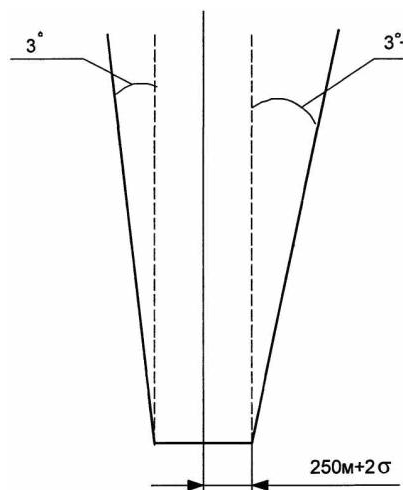


Fig. 4

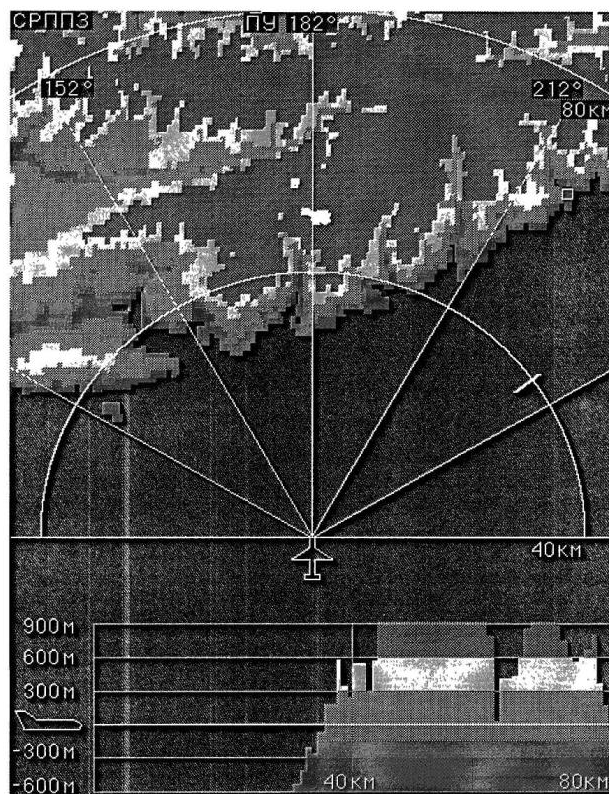
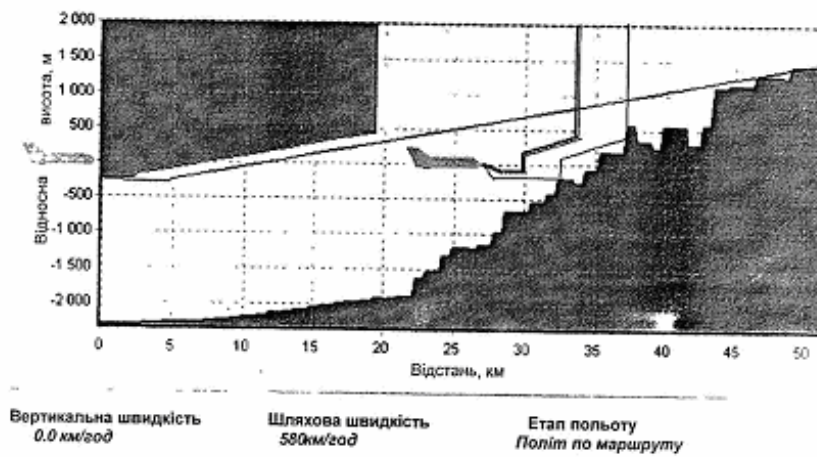


Fig. 5



Фіг.6



Фіг.7