



МІНІСТЕРСТВО ЮСТИЦІЇ УКРАЇНИ

КИЇВСЬКИЙ  
НАУКОВО-ДОСЛІДНИЙ  
ІНСТИТУТ СУДОВИХ  
ЕКСПЕРТИЗ

03680, Київ, вул. Смоленська, 6  
Факс: тел. 200-29-11, 200-29-29  
E-mail: info@kniise.com.ua

Судді Господарського суду  
м. Києва  
Ковтуну С.А.

№ 5932/5933/5934-09/3561/10-18  
На № СГ-14/130 ВД 23.06.2009

Про направлення висновку експертів  
№ 5932/5933/5934-09/3561/10-18 за  
результатами судової комплексної  
експертизи у господарській справі  
№ 30/261-2004 та матеріалів зазначеної  
справи

Направляємо висновок експертів № 5932/5933/5934-09/3561/10-18 за  
результатами проведення судової комплексної експертизи у господарській  
справі № 30/261-2009 та 16 томів зазначеної справи.

Додатки: 1. Висновок експертів № 5932/5933/5934-09/3561/10-18 на  
24 аркушах.  
2. 16 томів господарської справи № 30/261-2009.

В.о. директора інституту

О.Г. Рувін

# МІНІСТЕРСТВО ЮСТИЦІЇ УКРАЇНИ

## КИЇВСЬКИЙ НАУКОВО-ДОСЛІДНИЙ ІНСТИТУТ СУДОВИХ ЕКСПЕРТИЗ

03680, м. Київ, вул. Смоленська, 6, тел./факс 200-29-11, тел. лабораторії 200-29-21 (19)

### ВИСНОВОК ЕКСПЕРТІВ № 5932/5933/5934-09/3561/10-18 за результатами судової комплексної експертизи у господарській справі № 30/261-2004

м. Київ

21.05.2010

07.07.2009 до Київського НДІСЕ при супровідному листі від 23.06.09 № 06-17/130 надійшли ухвала Господарського суду м. Києва від 03.11.2008 № 20/261 про призначення судової комплексної експертизи та матеріали справи № 30/261-2004 за позовом відкритого акціонерного товариства «Авіакомпанія «Сибір» до Міністерства оборони України та Державного казначейства України про стягнення 15 324 469,39 доларів США в кількості 16 (шістнадцяти) томів.

**Обставини справи** (відомі судовим експертам з постанови про призначення експертизи).

04.10.2001 над акваторією Чорного моря сталася авіакатастрофа літака ТУ-154М № RA-85693, що потягла за собою загибель пасажирів та членів екіпажу, інші тяжкі наслідки. Причиною авіакатастрофи вважається спрацювання бойової частини (5Б14Ш) ракети 5В28, випущеної із зенітно-ракетного комплексу С-200В, запуск якої здійснено Міністерством оборони України у той же день під час проведення навчань військ протиповітряної оборони у 31 Дослідному центрі Чорноморського флоту Російської Федерації.

#### **На вирішення експертизи винесені наступні питання:**

1. Якщо припустити, що літак ТУ-154М був збитий ракетою 5В28 зенітно-ракетного комплексу С-200В, то чи може знаходитися точка підриву бойової частини 5Б14Ш ракети 5В28 зенітно-ракетного комплексу С-200В на висоті 15 м над корпусом літака та в 1,5 м ліворуч від центральної частини заднього пасажирського салону, як це зазначено у висновках російського Міждержавного авіаційного комітету?

2. Як були розташовані у повітряному просторі 4 жовтня 2001 року літаки Ту-154М ВАТ «Авіакомпанії «Сибір», АН-24 «Вірменських авіаліній» та «Аеробус», що виконував рейс за маршрутом «Тбілісі-Лондон», на момент початку стрільби ЗРК С-200В, за даними фотоконтролю радіолокаційних станцій, які вели спостереження повітряного простору в районі навчань та поза межами закритої зони?

3. Чи можливо визначити напрямок та траєкторію польоту ракети 5В28 за матеріалами фотоконтролю радіолокаційних станцій, які вели 4 жовтня 2001



року спостереження повітряного простору в районі навчань та поза межами закритої зони, та в матеріалах об'єктивного контролю РЛК «Геленджик», якщо так, то який напрямок польоту ракети?

4. Чи відповідають дані об'єктивного контролю, зафіксовані на фототаблицях радіолокаційних станцій, які вели 4 жовтня 2001 року спостереження повітряного простору в районі навчань та поза межами закритої зони та в матеріалах об'єктивного контролю РЛК «Геленджик», висновкам російського Міждержавного авіаційного комітету щодо ураження літака Ту-154М, що належить позивачу, ракетою 5В28 ЗРК С-200В підрозділів ППО Збройних Сил України?

5. За даними об'єктивного контролю РЛК «Геленджик» 4 жовтня 2001 року в повітряному просторі спостерігався невідомий об'єкт, який рухався в сторону літака Ту-154М, що належить позивачу, на відстані 49,9 км за 30 секунд до ураження літака. Якщо допустити, що невідомий об'єкт був ракетою 5В28 ЗРК С-200В українських підрозділів військ ППО, то чи могла вказана ракета за 30 секунд за своїми ТТХ подолати відстань до літака в 49,9 км та уразити його?

6. Які висновки можна зробити за результатами аналізу можливої траєкторії польоту ракети 5В28 та її відповідності висновкам Міждержавного авіаційного комітету; можливих величин промаху при наведенні ракети на літак Ту-154М та умов спрацювання радіопідривача ракети 5В28?

7. Чи був 4.10.2001 року перед проведенням бойових стрільб технічно справним зенітно-ракетний комплекс ЗРК С-200В та ракета 5В28 та чи можливо було за їх технічним станом проводити бойові стрільби названим комплексом та ракетою?

8. Яка була дальність виявлення і супроводження радіотехнічними засобами С-200В та іншими радіотехнічними засобами, задіяними під час навчань 4 жовтня 2001 року повітряної мішені – безпілотного літака ВР-3 «Рейс», літаків Ту-154М, що належать позивачу, АН-24 «Вірменські авіалінії» та «Аеробус», що слідував за маршрутом «Тбілісі-Лондон», на момент пуску ракети 5В28?

9. Чи були можливості у радіотехнічних засобів ЗРК С-200В, інших радіотехнічних засобів, задіяних під час навчань 04.10.2001 р., впізнання державної належності повітряної мішені ВР-3 «Рейс», літаків Ту-154М, АН-24?

10. Чи підтверджуються висновки російських фахівців про те, що радіолокаційне супроводження літака Ту-154М здійснювалось радіолокатором зенітного ракетного комплексу С-200В до моменту підриву бойової частини ракети, загальний час польоту ракети склав 220 секунд, за який вона подолати відстань близько 240 кілометрів до точки ураження літака?

11. Якою є максимально допустима дальність пуску ракети 5В28 зенітно-ракетного комплексу С-200В могла бути по безпілотній мішені ВР-3 «Рейс», літакам Ту-154М, АН-24?

12. Чи можливо було 04.11.2001 року радіотехнічними засобами зенітно-ракетного комплексу С-200В, за їх тактико-технічними характеристиками одночасно виявити та супроводжувати повітряну безпілотну мішень ВР-3

*Олександр Б. Я. А. Буєв*

«Рейс», літаки Ту-154М, АН-24?

13. Чи відповідає час пуску ракети 5В28, час катастрофи літака Ту-154М і визначена комісією Міждержавного авіаційного комітету можлива траєкторія польоту ракети 5В28 даним об'єктивного контролю, які зазначені в матеріалах розслідування, наданих комісією МАК?

14. Чи є дані, яка вказують на те, що катастрофа літака сталася внаслідок дії вражаючих факторів бойової частини 5Б14Ш ракети 5В28?

15. Чи може здійснюватись радіолокаційне супроводження літака Ту-154М радіолокатором зенітного ракетного комплексу С 200В та наведення ракети на ціль до моменту підриву бойової частини у випадку вимкнення потужності РПЦ, та чи містяться в матеріалах Міждержавного авіаційного комітету докази, які б підтверджували факт того, що РПЦ був ввімкнений?

16. Що могло призвести до катастрофи літака Ту-154М?

17. Де знаходилось джерело впливу на літак Ту-154М рейсу «Тель-Авів-Новосибірськ» з бортовим номером КА-85693 (всередині чи ззовні такого літака), яке потягло за собою 04.10.2001 року авіакатастрофу такого літака?

Під час проведення експертизи питання, поставлені перед судовими експертами, були згруповані у послідовності, яка забезпечує найбільш доцільний його (проведення експертизи) порядок з відповідним описом проведення дослідження. При цьому, нумерація питань при оформленні цього висновку не змінювалася (п. 4.13 Інструкції про призначення та проведення судових експертиз та експертних досліджень, затвердженої наказом Міністерства юстиції України від 03.11.1998 № 53/5).

Матеріали господарської справи № 30/261 (2004) в кількості 16 (шістнадцяти) томів надані на дослідження особисто полковником юстиції Стоцьким О.Л. упакованими в два відкритих не опечатаних поліетиленових пакета чорного кольору. Характер упакування обумовлює можливість вільного доступу до матеріалів справи.

Проведення експертизи доручено комісії судових експертів у складі:

голова комісії – перший заступник директора Київського НДІ судових експертиз Рувін Олександр Григорович, який має вищу юридичну освіту, вчену ступінь кандидата юридичних наук, кваліфікацію судового експерта за спеціальностями 5.1. «Дослідження вибухових речовин, продуктів вибуху та пострілу» та 5.2. «Дослідження вибухових пристроїв, слідів та обставин вибуху» (свідоцтво № 1001 від 16.07.2009, видане ЕКК Київського НДІСЕ), 1-й кваліфікаційний клас судового експерта і стаж експертної роботи з 1996 року;

члени комісії:

- завідувач лабораторії судових трасологічних, балістичних, вибухотехнічних досліджень та криміналістичних досліджень транспортних засобів Запорожцев Костянтин Вікторович, який має вищу освіту, кваліфікацію судового експерта за спеціальностями 3.1. «Дослідження вогнепальної зброї», 3.2. «Дослідження боеприпасів та слідів пострілу», 4.2. «Дослідження знарядь, агрегатів, інструментів, холодної зброї і залишених ними слідів, ідентифікація цілого за частинами» (свідоцтво № 381 від 09.11.1995, видане ЕКК Київського НДІСЕ), 2-й кваліфікаційний клас судового експерта і стаж експертної роботи з

1995 року;

- завідувач сектором дослідження вибухових пристроїв та криміналістичних досліджень транспортних засобів лабораторії судових трасологічних, балістичних, вибухотехнічних досліджень та криміналістичних досліджень транспортних засобів Полтавський Андрій Олександрович, який має вищу юридичну освіту, кваліфікацію судового експерта за спеціальностями 4.2. «Дослідження знарядь, агрегатів, інструментів, холодної зброї і залишених ними слідів, ідентифікація цілого за частинами» та 5.2. «Дослідження вибухових пристроїв, слідів та обставин вибуху» (свідоцтво № 1008 від 07.10.2009 року, видане ЕКК Київського НДІСЕ), 2-й кваліфікаційний клас судового експерта і стаж експертної роботи з 1992 та 2009 років, відповідно;

- старший науковий співробітник лабораторії судових трасологічних, балістичних, вибухотехнічних досліджень та криміналістичних досліджень транспортних засобів, Ягодін Олександр Пилипович, який має вищу юридичну освіту, кваліфікацію судового експерта за спеціальністю 3.1. «Дослідження вогнепальної зброї», 3.2. «Дослідження боєприпасів та слідів пострілу», 3.3. «Дослідження ситуаційних обставин пострілу», 4.2. «Дослідження знарядь, агрегатів, інструментів, холодної зброї і залишених ними слідів, ідентифікація цілого за частинами» (свідоцтво № 19, видане ЕКК Київського НДІСЕ), 1-й кваліфікаційний клас судового експерта і стаж експертної роботи з 1972 року;

- старший науковий співробітник лабораторії судових хімічних, фізичних, біологічних та ґрунтознавчих досліджень, Сич Олег Альбертович, який має вищу хіміко-технологічну освіту, вчений ступінь кандидата хімічних наук, кваліфікацію судового експерта за спеціальністю 5.1. «Дослідження вибухових речовин, продуктів вибуху та пострілу» (кваліфікаційне свідоцтво № 467 від 22.11.2006, видане ЕКК Київського НДІСЕ), 2-й кваліфікаційний клас судового експерта і стаж експертної роботи з 1996 року;

- науковий співробітник лабораторії автотехнічних досліджень Федулова Олена Франківна, що має вищу фізичну освіту, кваліфікацію судового експерта (посвідчення № 140) за спеціальностями 8.9 «Дослідження металів і сплавів» та 10.3 «Дослідження деталей автотранспортних засобів», 3-й кваліфікаційний клас судового експерта, стаж експертної роботи з 1989 року;

- завідувач кафедри бойового застосування озброєння зенітних ракетних військ Харківського університету Повітряних Сил ім. Івана Кожедуба Бурцев Валерій Вікторович, який має вищу освіту, спеціальність інженера-радіотехніка, вчений ступінь кандидата технічних наук, наукове звання професора, звання заслуженого працівника освіти України та стаж роботи за спеціальністю 43 роки;







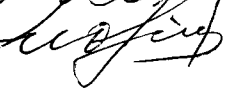


- доцент кафедри бойового застосування озброєння зенітних ракетних військ Харківського університету Повітряних Сил ім. Івана Кожедуба Камчатний Микола Іванович, який має вищу освіту, спеціальність інженера-радіотехніка, вчений ступінь кандидата технічних наук, наукове звання доцента та стаж роботи за спеціальністю 40 років;

- науковий співробітник наукового центру Повітряних Сил Харківського університету Повітряних Сил ім. Івана Кожедуба Шоколовський Анатолій



Андрійович, який має вищу освіту, спеціальність інженера-радіотехніка та стаж роботи за спеціальністю 47 років.

Про кримінальну відповідальність за ст. ст. 384, 385 КК України судових експертів попереджено.

	О.Г. Рувін		О.В. Федулова
	К.В. Запорожцев		В.В. Бурцев
	А.О. Полтавський		М.І. Камчатний
	О.П. Ягодін		А.А. Шоколовський
	О.А. Сич		

10.07.2009 та 19.08.2009 начальнику Харківського університету Повітряних Сил ім. Івана Кожедуба з метою організації виконання даної експертизи направлялися листи (№ 05/3-5932 та № 05/3-5932, відповідно) щодо визначення термінів проведення наради комісії експертів у Київському НДІ судових експертиз за участю вищезгаданих спеціалістів університету.

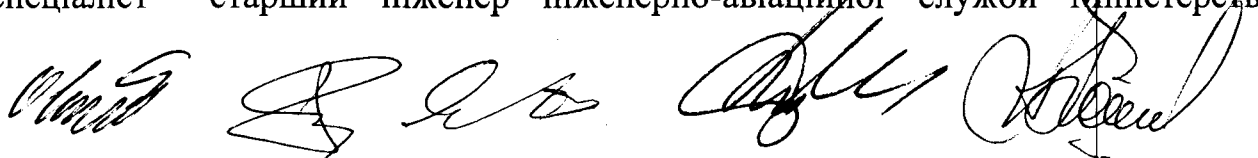
23.10.2009 матеріали господарської справи № 30/261 (2004) у кількості 16 (шістнадцяти) томів за листом представника Міністерства оборони України полковника юстиції Стоцького О.Л. від 23.10.2009 № 241/10/2752 передані судовим експертам Харківського університету Повітряних Сил ім. Івана Кожедуба для використання при виконанні експертизи.

28.01.2010 вищевказані матеріали господарської справи повернуті до Київського НДІСЕ начальником відділу організації представництва в юрисдикційних органах Правового департаменту Міністерства оборони України полковником юстиції Стоцьким О.Л. При цьому матеріали справи були упаковані в тканинну не опечатану сумку із застібкою типу «блискавка». Характер упакування обумовлює можливість вільного доступу до матеріалів справи.

24.02.2010 за супровідним листом № 5932/5933 до Господарського суду м. Києва направлено клопотання судового експерта щодо надання доступу до уламків літака з метою проведення їх додаткового дослідження та подовження терміну виконання експертизи у понад 3-х місячний термін.

14.04.2010 з Господарського суду м. Києва надійшла відповідь про зобов'язання Міністерства оборони забезпечити доступ членів експертної комісії до уламків літака та подовження терміну виконання експертизи у понад 3-х місячний термін.

30.04.2010 членам комісії було надано доступ для проведення додаткового дослідження уламків літака, яке проводилося у м. Києві по вул. Росошанська, 3. Для проведення зазначеного дослідження залучався спеціаліст – старший інженер інженерно-авіаційної служби Міністерства



оборони України Фоя Володимир Петрович, який має вищу технічну освіту, освітньо-кваліфікаційний рівень – спеціаліст, кваліфікацію: «Виробництво, технічне обслуговування та ремонт повітряних суден та авіадвигунів», стаж роботи з 1992 року.

### Інформаційні джерела

1. Кринецкий Е.И. Системы самонаведения. М.: «Машиностроение», 1970.
2. Справочник по радиолокации. Под ред. М. Скольника. Нью-Йорк, 1970. Пер. с англ. Том 1. Основы радиолокации. Под ред. Я.С. Ицхоки. М.: «Сов. радио», 1976.
3. Бартон Д., Вард Г. Справочник по радиолокационным измерениям. Пер. с англ. под ред. Вейсбейна М.М. М.: «Сов. радио», 1976.
4. Вооружение и военная техника ЗРВ. Зенитная ракетная система С-200В. Книга 1./Под общ. ред. В.В. Бурцева. – Х.: ХВУ, 1995. 410 с. Инв. 4290у.
5. Вооружение и военная техника ЗРВ. Зенитная ракетная система С-200В. Книга 2. /Под общ. ред. В.В. Бурцева. – Х.: ХВУ, 1995. 285 с. Инв. 4500у.
6. Неупокоев Ф.К. Стрельба зенитными ракетами. – М: Воениздат, 1991.
7. Пособие по изучению правил стрельбы ЗУР системы С-200В. – М.: Воениздат, 1987. Инв. 3865.
8. Наставление ЗРВ ПВО. Правила стрельбы ЗУР системы С-200В. – М.: Воениздат, 1984. Инв. 14110.
9. Ракета 5В28. Техническое описание. Книга 3. Головка самонаведения 5Г24. Общие сведения. Счетно-решающий прибор 5Э 23А. Инв.3423.
10. Ракета 5В28. Техническое описание. Книга 4. Головка самонаведения 5Г24. Гиросtabilизатор. Инв. 3396.
11. Ракета 5В28. Техническое описание. Книга 6. Радиовзрыватель 5Е50 и предохранительно-исполнительный механизм 5Б73А. Инв. 3431.
12. Леонов А.И., Фомичев К.И., Чиликин В.М. Моноимпульсная радиолокация. – М.: Радио и связь, 1984.
13. Ширман Я. Д. Теоретические основы радиолокации. Учебник. – Х.: ВИРТА, 1984.
14. Руководство ЗРВ ПВО. Боевая работа зрдн С-200В. – М.: Воениздат, 1976. Инв. 67714.
15. Е.Н. Тихонов. Судебно-баллистическая экспертиза. Барнаул, 1991.
16. В.Л. Попов, В.Б. Шитеев, Л.Е. Кузнецов. Судебно-медицинская баллистика. Гиппократ, С.-Пб, 2002.
17. С-200 (SA-5, Gammon), зенитная ракетная система. [Електроний ресурс – <http://www.arms-expo.ru/site.xp/049051048057124053050051.html> - режим доступу 04.02.2010 року].
18. Методика комплексного дослідження вибухових пристроїв, вибухових речовин і слідів вибуху // Затверджено секцією вибухотехнічної експертизи НКМР при Міністерстві юстиції України (протокол № 20 від

30.11.2007). КНДІСЕ Міністерства юстиції України, ДНДЕКЦ МВС України. Київ, 2007.

19. Моторный И.Д. Теоретико-прикладные основы применения средств и методов криминалистической взрывотехники в борьбе с терроризмом: Монография. М.: Издатель Шумилова И.И., 1999.

## ДОСЛІДЖЕННЯ

### 1. Радіотехнічне дослідження.

(виконували судові експерти Бурцев В.В., Камчатний М.І., Шоколовський А.А.)

1.1. (1.)<sup>1</sup> *Якщо припустити, що літак ТУ-154М був збитий ракетною 5В28 зенітно-ракетного комплексу С-200В, то чи може знаходитися точка підриву бойової частини 5Б14Ш ракети 5В28 зенітно-ракетного комплексу С-200В на висоті 15 м над корпусом літака та в 1,5 м ліворуч від центральної частини заднього пасажирського салону, як це зазначено у висновках Міждержавного авіаційного комітету?*

Для надання обґрунтованого висновку розглянуті 3 версії отримання даних про можливу точку підриву бойової частини 5Б14Ш.

Перша версія – досліджувалася можливість існування зовнішньої точки підриву відносно літака на висоті 15 м над корпусом літака та в 1,5 м ліворуч від центральної частини заднього пасажирського салону як це визначено у висновках Міждержавного авіаційного комітету. При цьому точка підриву вибухового пристрою визначалася шляхом проектування напрямків польоту вражаючих елементів за допомогою пластикових паличок, які встромлялися в отвори пошкоджень паралельно розташованих поверхонь («метод спиц», справа № 30/261, додаток № 3, аркуш 52).

Даний метод може дати з деякою імовірністю прийнятні за точністю результати лише за умови, що вражаючі елементи на траєкторії свого польоту не перетинали інших перешкод, а отвори пошкоджень і перетини пластикових паличок повністю узгоджені за формою і геометричними розмірами.

При невиконанні даних умов (в матеріалах досліджень МАК вони не виконуються) положення напрямку паличок, які встромлялися в пробоїни у внутрішніх елементів літака Ту-154М, може змінюватися у значних межах (як по причині короткої бази, так із-за неузгодження за формою перетину та геометричними розмірами). Тому при незначному відхиленні паличок умовні лінії можуть перетинатися як всередині корпусу літака, так і поза межами літака на відстані в десятки метрів.

Необхідно також зауважити про вибіркове дослідження отворів пошкоджень у матеріалах МАК. Так пластикові палички не вставлялись в пробоїни літака, які не були овальними.

Друга версія – досліджувалася можливість внутрішньої точки підриву вибухового пристрою відносно корпусу літака.

<sup>1</sup> У дужках дана нумерація питань, відповідно до ухвали суду про призначення експертизи.



Найбільш важливим є те, що при визначенні точки підриву вибухового пристрою в матеріалах МАК не враховано той факт, що вражаючі елементи мали проникнути всередину літака через його зовнішню і внутрішню обшивку і неодноразово при цьому змінювати напрямок польоту внаслідок зміни їх форми і ваги. Тобто визначення точки підриву було проведено за умов відсутності зовнішньої обшивки літака.

Тільки при наявності зовнішньої обшивки літака можливо було визначити положення точки підриву вибухового пристрою, а також встановити, чи проникали вражаючі елементи зовні у середину літака.

Тому, визначити точку підриву вибухового пристрою шляхом проектування напрямків польоту вражаючих елементів за допомогою пластикових паличок, які вставлялися в отвори пошкодження на внутрішніх елементах літака, без наявності елементів зовнішньої його обшивки практично неможливо.

Третя версія – досліджувалася теоретична можливість враження літака бойовою частиною 5Б14Ш з врахуванням умов ймовірного підльоту ракети до літака шляхом проведення розрахунків за передбачуваними умовами наведення ракети 5В28 і спрацювання її бойової частини по літаку Ту-154М з використанням даних наведених у матеріалах МАК і КБ «Факел».

При підльоті ракети до цілі на деякій відстані  $D$  від точки зустрічі (ТЗ) виникає зрив супроводження цілі головкою самонаведення (ГСН) ракети. Цю відстань ракета пролітає в некерованому польоті відповідного умовам зближення.

При цьому умови спрацювання радіопідривача (а тому і підриву бойової частини) залежать тільки від умов зближення ракети і цілі та дальності припинення керування польотом ракети при зриві автосупроводження цілі головкою самонаведення поблизу точки зустрічі.

Для визначення дальності зриву наведення  $D$  розглянемо ситуацію передбачуваного зближення ракети з літаком.

Самонавідна ЗУР наводиться на ефективний центр відбиття сигналу від літака. При цьому поблизу літака відбувається припинення наведення в результаті зриву супроводження літака головкою самонаведення. Це може відбутися по одній з двох причин, яка наступила раніше.

1) Перша з причин, що приводять до зриву наведення обумовлена швидкими переміщеннями ефективного центру відбиття (ЕЦВ) сигналу від літака унаслідок швидкої зміни набігу фаз відбитих сигналів в різних точках планера літака [1, с. 155-158], [2, с. 405-409], [3, с.178-183].

Лінійні розміри області блукання (рис. 1) ефективного центру відбиття розраховуються через лінійні розміри опромінюваного літака ( $L_C = 48$  м – у горизонтальній площині,  $h_C = 11$  м – у вертикальній площині).

У [1, с.156] дається наступне співвідношення для розрахунку середньоквадратичного значення величини кутових флюктуаций ЕЦВ, наприклад, в горизонтальній площині (у площині курсу літака)

$$\sigma_{\text{фл}} = k_{\text{фл}} L_C / D,$$

де  $k_{\text{фл}}$  – коефіцієнт пропорційності, значення якого визначається типом

літака і ракурсом випромінювання. На с. 158 [1] показано, що величина цього коефіцієнта лежить в межах  $k_{\text{фл}} = 0,15-0,33$ ;

$D$  – дальність між випромінювачем і літаком.

У нашому випадку необхідно розглядати ракурси літака відносно опромінюючого засобу (наприклад, РПЦ С-200В) і до приймаючого засобу – приймача ГСН ракети. Відносно РПЦ літак був повернений боком – найбільшою по протяжності відбиваючою поверхнею, і до ГСН ракети поверхня літака, враховуючи протяжність крил, також була досить велика. Тому слід вважати, що  $k_{\text{фл}}$  матиме максимальне значення, тобто близьке до 0,33. Тому лінійні розміри області блукання ефективного центру відбиття складуть відповідно до законів теорії ймовірностей  $6\sigma_{\text{фл}}$ .

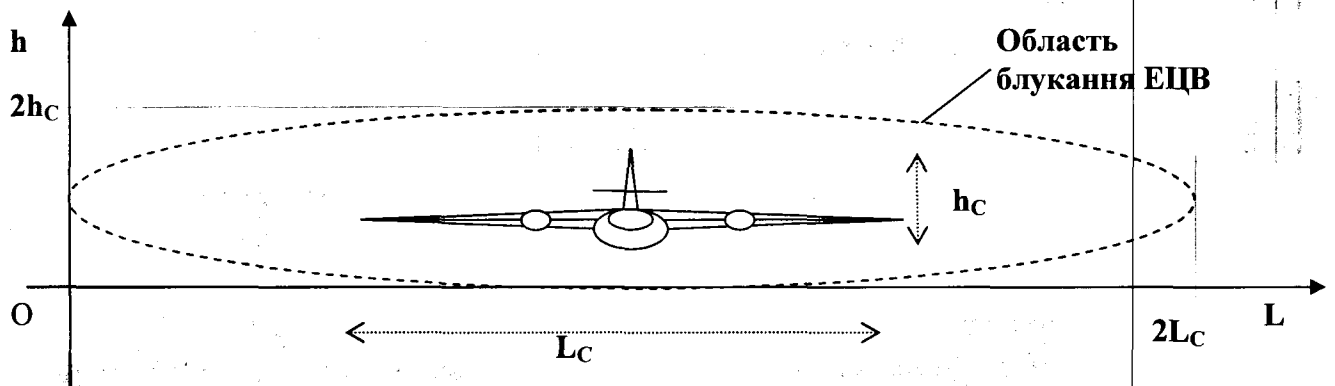


Рис. 1

Коли кутівий розмір області блукання ЕЦВ перевищить величину 0,7 ширини діаграми спрямованості антени ГСН (тобто 4,2 град. відповідає 0,073 рад.), наведення ракети припиниться і пройдуть сигнали «СРІВ АС ГСН» і «БЛИЖНЕЕ ВЗВЕДЕНИЕ» радіопідривача бойового спорядження ракети [9, 11]. Таким чином, дальність припинення управління ракетою  $D$  визначиться при виконанні умови

$$6\sigma_{\text{фл}} = 0,073 \text{ рад}$$

Тоді отримаємо

$$6k_{\text{фл}} L_c / D = 0,073 \text{ рад,}$$

а після перетворювання

$$D = 6k_{\text{фл}} L_c / 0,073 = 1301 \text{ м.} \quad (1)$$

2) Друга з причин, що приводять до зриву наведення обумовлена граничною кутвою швидкістю повороту гіроплатформи антени ГСН (5 град/с) за точкою ефективного центру відбиття сигналу від літака [9-11].

Якщо врахувати умови підльоту ЗКР до літака ТУ-154М під кутом  $46^{\circ}-50^{\circ}$  у задню півсферу (згідно висновків МАК) і швидкість літака  $V_c = 280 \text{ м/с}$ , то дальність, на якій кутова швидкість обертання осі антени ГСН складе 5 град./с буде

$$D = \frac{V_c \cdot \sin 47^{\circ}}{\omega} = \frac{V_c \cdot 0,74}{5/57,3} \approx 2374 \text{ м.} \quad (2)$$

*[Handwritten signature]*

*[Handwritten signature]*

*[Handwritten signature]*

*[Handwritten signature]*

*[Handwritten signature]*

Таким чином, як показують проведені розрахунки зрив автосупроводження головки самонаведення ракети (АС ГСН) здійсниться у гіршому випадку на відстані 1301 метру від літака.

За результатами такого зриву АС ГСН проходить команда «БЛИЖНЕЕ ВЗВЕДЕНИЕ» і починається робота радіопідривача 5Е50 ракети.

Враховуючи надані в звіті МАК умови зближення ракети з літаком і те, що за матеріалами справи підготовка стрільби проводилася по мішені «Рейс», фазовий канал радіопідривача спрацює відразу після ближнього його взведення внаслідок зриву АС ГСН. Остаточне спрацювання радіопідривача і підрив бойової частини буде залежить від спрацювання частотного каналу.

На момент зриву АС ГСН, як показують розрахунки, швидкість зближення ракети з літаком складала би

$$\dot{D} = V_p - V_c \cdot \cos \alpha = 1000 - 280 \cdot \cos 45^\circ = 1000 - 198 = 802 \text{ м/с},$$

що при довжині хвилі, на якій працював радіолокатор РПЦ 5Н62В ЗРК С-200В,  $\lambda=4$  см відповідає відносній доплерівській добавці частоти у сигналі, що приймався ГСН  $F_{д1} = 20$  кГц [13]. У момент знаходження ракети безпосередньо над літаком відстань між ними вже не змінюється, відповідна відносна доплерівська добавка частоти в прийнятому сигналі рівняється  $F_{д2} = 0$  кГц. Таким чином, за час з моменту вмикання радіопідривача до моменту підльоту ракети у визначену точку (за матеріалами МАК) величина зміни відносної доплерівської добавки частоти склала  $\Delta F_{д} = 20$  кГц. Така зміна відбулась за час польоту ракети із точки зриву АС ГСН до точки підриву, визначеної МАК, який буде складати

$$\Delta t = 1301/802 = 1,62 \text{ с.}$$

Швидкість зміни доплерівської добавки частоти при цьому складає

$$F'_{д} = \Delta F_{д} / \Delta t = 20/1,62 = 12,3 \text{ кГц/с.}$$

Відповідно до принципів роботи радіопідривача ракети 5В28 [11], його спрацювання після взведення в умовах відсутності завад здійсниться при зміні величини доплерівської добавки частоти на 8 кГц. При  $F'_{д} = 33,9$  кГц/с цей момент наступить через

$$t_{рп} = 8/12,3 = 0,65 \text{ с.}$$

За визначений час ракета наблизиться до літака (зі швидкістю зближення 802 м/с) на відстань

$$S = 0,65 * 802 = 521 \text{ м.}$$

Таким чином, в момент видачі команди на підрив бойової частини 5Б14Ш відстань між літаком і ракетою складала би не менше

$$S_{пдр} = 1301 - 521 = 780 \text{ м.}$$

При цьому слід зазначити, що при стрільбі на дальність 240 км надійне спрацювання радіопідривача (з ймовірністю більше 0,5) по цілі типу стратегічний бомбардувальник забезпечується на відстані до 320 м [7, с.37, рис.12]. У той же час радіус ураження БЧ складає 54-60 м (при ймовірності ураження не менше 0,63).

Тобто, враховуючи [6, с. 210 співвідношення (5.8)] маємо наступну ймовірність ураження цілі типу стратегічний бомбардувальник залежно від відстані до цілі, вказану у таблиці 1.

Таблиця 1

Відстань до цілі	Ймовірність спрацювання радіопідривача	Кількість вражаючих елементів, що досягли цілі	Ймовірність ураження цілі
1000 м	0,18	1-2	0,0035
700 м	0,257	3	0,007
500 м	0,34	6	0,014
400 м.	0,4	9	0,02
300 м	0,5	15	0,04
200 м	0,65	35	0,09
100 м	0,876	141	0,45
50 м	0,98	565	0,76
10 м	1	14132	1

Таким чином, проведені розрахунки показують, що у випадку спрацювання радіопідривача і бойової частини на відстані 780 м, у поверхню літака можуть попасти до 3 вражаючих елементів, і в залежності від місця їх попадання може статися якийсь пошкодження літака, вірогідність такого випадку близька 0,007. Тобто знищення літака в таких умовах є практично неможливим випадком.

1.2. (2.) Як були розташовані у повітряному просторі 04.10.2001р. літаки ТУ-154М ВАТ «Авіакомпанії «Сибір», АН-24 «Вірменських авіаліній» та «Аеробус», що виконував рейс за маршрутом «Тбілісі-Лондон», на момент початку стрільби ЗРК С-200В, за даними фотоконтролю радіолокаційних станцій, які вели спостереження повітряного простору в районі навчань та поза межами закритої зони?

За даними фотоконтролю радіолокаційних станцій, котрі вели спостереження повітряного простору в районі навчань та поза межами закритої зони, складена схема провідки повітряних цілей в період з 12.32 до 12.45 04 жовтня 2001 року (Додаток 1).

На момент пуску ракети ЗРК С-200В по мішені «Рейс» (12 г. 41 хв. 20 с за київським часом) літак Ту-154М знаходився на дальності більше 270 км під азимутом  $155^{\circ}$  відносно командного пункту полігону (КП). Мішень «Рейс» на момент пуску ракети знаходилася на дальності 38 км під азимутом  $159^{\circ}$  відносно ЗРК С-200В (Звітна карта 1 зрдн 04.10 2001 р., Том 6, а.с. 128) і відносно КП під азимутом  $145^{\circ}$ , тобто напрямком на літак Ту-154М не співпадав з напрямком на мішень «Рейс» на  $10^{\circ}$ . Літак АН-24 «Вірменські авіалінії» знаходився на відстані 200 км, під азимутом  $160^{\circ}$  відносно КП, а напрямком на нього не співпадав з напрямком на мішень «Рейс» більше  $20^{\circ}$ ; «Аеробус», що виконував рейс за маршрутом «Тбілісі-Лондон», на цей момент знаходився на

відстані більше 130 км у західному напрямку від ЗРК С-200В і тому дані фотоконтролю радіолокаційних станцій, котрі вели спостереження повітряного простору в районі навчань та поза межами закритої зони, по ньому були відсутні (він вийшов за межі закритої зони за 3-5 хвилин до запуску мішені "Рейс" і за 13-15 хвилин до початку стрільби).

**1.3. (3.) Чи можливо визначити напрямок та траєкторію польоту ракети 5В28 за матеріалами фотоконтролю радіолокаційних станцій, які вели 04.10.2001 р. спостереження повітряного простору в районі навчань та поза межами закритої зони, та в матеріалах об'єктивного контролю РЛК «Геленджик», якщо так, то який напрямок польоту ракети?**

В матеріалах фотоконтролю радіолокаційної станції П-18 командного пункту полігону, що вела 04.10.2001 спостереження повітряного простору в районі навчань та поза межами закритої зони, є відмітки від ракети 5В28, які спостерігалися на відстані до 78 км, за якими можливо встановити напрямок польоту ракети (під азимутом  $159^0$ ). Ці дані про напрямок польоту ракети підтвержені записами контролю бойової роботи на командному пункті ЗРК "Бук-М1" за даними його РЛС 9С18М1. В матеріалах фотоконтролю інших радіолокаційної станції ці відмітки не спостерігалися.

1) За даними фотоконтролю радіолокаційної станції П-18 командного пункту полігону напрямок польоту ракети 5В28 не співпадає ні з напрямками на літак АН-24, ні з напрямком на точку катастрофи Ту-154М, що свідчить про відсутність наведення на них ракети 5В28.

2) За технічними можливостями РЛК «Геленджик» спроможний спостерігати ракету 5В28 на всій траєкторії її польоту, тому що вона має розміри літака-винищувача і на всій траєкторії польоту мала бути повернутою боком до РЛК, тобто мала максимальну поверхню відбиття.

3) За даними об'єктивного контролю РЛК "Геленджик" в матеріалах МАК наводиться тільки дві точки з задньої півсфери, точки 1 і 2 схеми польоту (Справа 30/261, Додаток 1, а.с. 49). Разом з тим, у аналізі радіолокаційних даних, записаних в апаратурі обробки на радіолокаційних позиціях Геленджик і Сочі, зробленому Головним конструктором АПОИ «Приор» Івановим В.П (Справа 30/261, Додаток 1, а.с. 96-99) вказано, що «ТРЛК» Геленджик стійко супроводжував літак ТУ-154М первинним і вторинним радіолокатором до моменту катастрофи. А «Анализ данных показал присутствие «целеподобных» сообщений, вызванных метеообразованиями. Среди этих сообщений не удалось с достоверностью выделить данные для построения траектории какого-либо летательного объекта». Крім того, на схемі, приведеній у цьому аналізі (Схема 1, справа 30/261, Додаток 1, а.с. 97) спостерігаються за оборот n-1 координати не двох, а трьох точок з указуванням часу їх вимірювання 13:46:12,7 (за московським часом). На час 13:46:21,7 зафіксовано координати літака ТУ-154М, але вже на n-му обзорі. Зазначений час відрізняється від визначеного у матеріалах часу катастрофи літака ТУ-154М на 1 хвилину у більший бік. Це пояснюють тим, що системний час відрізняється від реального на 1 хвилину ( $T_{UTC} = 9:45:21,67$ ).

4) Радіолокаційний комплекс «Иртыш» а/п Сочі за даними аналізу Іванова В.П. також не спостерігав в районі літака відміток від ракети 5В28. Але спостерігав первинним радіолокатором протягом останніх шести обертів антени комплексу відмітки від точкових об'єктів, які визнані як відбиття від літака, який падав. Як видно із таблиці, приведеній тут же, остання відмітка зафіксована вторинним радіолокатором в 13:50:01.879 (за московським часом). Системний час при цьому чомусь вже відрізняється на 4 хвилини від реального часу.

Таким чином, в матеріалах об'єктивного контролю РЛК «Геленджик» та інших радіолокаційних станцій, які вели 04.10.2001 спостереження повітряного простору в районі навчань та поза межами закритої зони, відсутні дані, які помогли би визначити повністю траєкторію польоту ракети 5В28 з моменту її пуску і до моменту ліквідації. Але відсутні також дані, які би підтвердили знаходження ракети в момент його катастрофи поблизу літака.

**1.4. (4.) Чи відповідають дані об'єктивного контролю, зафіксовані на фото таблицях радіолокаційних станцій, що вели 04.10.2001 р. спостереження повітряного простору в районі навчань та поза межами закритої зони та в матеріалах об'єктивного контролю РЛК «Геленджик» висновкам російського Міждержавного авіаційного комітету щодо ураження літака ТУ-154М що належить позивачу ракетою 5В28 ЗРК С-200В підрозділів ППО Збройних Сил України?**

Висновок російського Міждержавного авіаційного комітету щодо ураження літака Ту-154М авіакомпанії «Сибір» ракетою 5В28 ґрунтується на тому, що наведені точки 1 і 2 схеми польоту (Справа 30/261, Додаток 1, а.с. 49.) належать траєкторії польоту ракети 5В28 і що в процесі польоту ГСН ракети безперервно здійснювала супроводження літака Ту-154М, що забезпечило стійке наведення ракети на ціль за методом пропорційного зближення.

Враховуючи пояснення Головного конструктора АПОИ «Приор» Іванова В.П. стосовно походження точок 1 і 2 (визвані метеоутвореннями) (Справа 30/261, Додаток 1, а.с. 96-99), невизначеність моменту фіксації цих точок із-за розходження поняття «системний час» на різних радіолокаторах (різниця в 1 і 4 хвилини) та неможливість їх такого розташування в умовах стійкого наведення ракети на літак за методом пропорційного зближення (при даних умов руху літака ТУ-154М) ракета мала підлетіти у передню півсферу літака. Тому висновки Міждержавного авіаційного комітету з цього питання є не обґрунтованими.

**1.5. (5.) За даними об'єктивного контролю РЛК «Геленджик» 04.10.2001 р. в повітряному просторі спостерігався невідомий об'єкт, який знаходився від літака ТУ-154М, що належить позивачу на відстані 49.9 км за 30 секунд до його катастрофи. Якщо допустити, що невідомий об'єкт був ракетою 5В28 ЗРК С-200В українських підрозділів військ ППО, то чи могла вказана ракета за 30 секунд за своїми ТТХ подолати відстань до**

**літака в 49,9 км та уразити його?**

На схемах №№ 1,2 (справа № 30/261, том № 2, а.с. 69,70) радіолокаційних даних на виході АПОИ РЛК-3 (Геленджик) та пояснювальній записці першого заступника генерального директора ГУДП СКЦ АУВД «Стрела» гр. Жукова В.П. (справа № 30/261, том № 2, а.с. 67), наведених у Кінцевому звіті МАК найближчий об'єкт знаходиться від літака ТУ-154М на відстані 49,9 км.

Максимальна швидкість ракета 5В28 при її польоті з працюючим маршовим двигуном складає 1650-1700 метрів за секунду. Максимальний час роботи маршового двигуна не перевищує 102 с. Решта часу ракети летить з вимкнутим двигуном (паливо закінчилося), в наслідок чого її швидкість падає. Тому на відстані більше 150-200 км від пускової установки швидкість ракети 5В28 вже не перевищує 1000 метрів за секунду і цю відстань в 49,9 км вона би могла подолати приблизно за 50 секунд.

Таким чином, якщо б невідомий об'єкт був ракетою 5В28, то на момент катастрофи вона не змогла потрапити в район літака за 30 секунд за своїми ТТХ і подолати відстань до літака в 49,9 км, а тим більше вразити його.

**1.6. (6.) Які висновки можна зробити за результатами аналізу можливої траєкторії польоту ракети 5В28 та її відповідності висновкам Міжнародного авіаційного комітету; можливих величин промаху при наведенні ракети на літак ТУ-154М та умов спрацювання радіонідривача ракети 5В28?**

Траєкторія наведення ракети на літак Ту-154М в матеріалах Міждержавного авіаційного комітету (справа № 30/261, додаток № 3, аркуш 117-125) не відповідає траєкторії її стійкого наведення в заданих умовах стрільби.

Аналіз наведеної траєкторії польоту ракети в горизонтальній площині (справа № 30/261, додаток № 3, аркуш 120, рис.3) викликає сумнів з наступних причин.

1) Початкова ділянка траєкторії польоту ракети в горизонтальній площині не відповідає жодному із двох реалізованих в ЗРС С-200В методів наведення ракети [9]. Так при реалізації як метода пропорційного зближення, так і комбінованого методу (комбінація методу прямого наведення з постійним кутом упередження з переходом на 30-й секунді польоту на метод пропорційного зближення) траєкторія польоту ракети на початковому етапі її польоту (до 6-ї секунди польоту) має точно бути направленою на ціль, по якій ведеться стрільба. В матеріалах МАК на рис. 3 (с. 120) початкова ділянка польоту ракети взагалі направлена в якусь середню точку траєкторії польоту літака ТУ-154М на ділянці між точкою знаходження літака на момент пуску ракети і точкою, визначеною фахівцями МАК як точка ураження.

2) При реалізації комбінованого методу наведення (стрільба в дальню зону, коли час польоту ракети до розрахункової точки зустрічі перевищує 70-60 секунд (в залежності від висоти точки зустрічі) траєкторія польоту ракети повинна мати відхилення на  $15^{\circ}$  в упереджувану точку траєкторії літака, положення

якої знаходиться даліше ніж ТЗ, так як кут між напрямком на літак в момент пуску ЗКР і напрямком на точку, визначену фахівцями МАК як точка ураження, перевищує  $10^0$  [9]. Таке відхилення мало продовжуватися від 6-ї до 30-ї секунди польоту ракети. В матеріалах МАК на рис. 3 (с. 120) траєкторія польоту ракети на даній ділянці залишається без змін.

3) При реалізації методу наведення пропорційного зближення з початку керування ракетою (стрільба в ближню зону, якщо час польоту ракети до розрахункової точки зустрічі не перевищує 70-60 секунд) траєкторія польоту в горизонтальній площині має бути направлена в розрахункову точку зустрічі (визначену фахівцями МАК як точка ураження) з виходом до літака з передньої півсфери. В матеріалах МАК на рис. 3 (с. 120) траєкторія польоту ракети на ділянці від початку керування (6-а секунда) до відстані 25-30 км від літака залишається без змін, а в момент, коли промах відносно точки, визначеної фахівцями МАК як точка ураження, складає 25 км, з невідомих причин розвертається майже на  $90^0$  з виходом в задню півсферу літака під кутом  $46^0-50^0$ .

Аналіз наведеної траєкторії польоту ракети у вертикальній площині (справа № 30/261, додаток № 3, аркуш 120, рис.4) також викликає сумнів з наступних причин.

По-перше, початкова ділянка траєкторії польоту ракети у вертикальній площині також не відповідає жодному реалізованому в ЗРК С-200В методу наведення. Так при реалізації як метода пропорційного зближення, так і комбінованого методу (комбінація методу з постійним кутом упередження з переходом на 30-й секунді польоту на метод пропорційного зближення) траєкторія польоту ракети на початковому етапі її польоту (до 6-ї секунди польоту) має бути направлена вгору під кутом старту у  $48^0$ . За час некерованого польоту (до 6-ї секунди) ракета встигає набрати висоту близько 400 м. Далі починається керований політ ракети по траєкторії, яка визначається встановленим методом наведення.

По-друге, при реалізації комбінованого методу наведення (стрільба в дальню зону, час польоту ракети до розрахункової точки зустрічі перевищує 70-60 секунд) подальша траєкторія польоту ракети у вертикальній площині (до 30-ї секунди польоту) мала мати помітне загинання так, щоб кут між вектором швидкості ракети і лінією ракета-літак підтримувався рівним  $35^0$  [9]. За цей час ракета піднялася би приблизно на висоту польоту літака (13000-15000 м). Подальший політ ракети здійснювався би у напрямку літака зі зниженням висоти до точки зустрічі з літаком з підходом до нього з передньої півсфери зверху під невеликим кутом до траєкторії його польоту. При цьому забезпечувалася би мінімальна кривизна траєкторії польоту ракети на кінцевій ділянці, що, в свою чергу, забезпечувало би мінімальний промах ракети після зриву АС ГСН [4, 5].

По-третє, при реалізації методу наведення пропорційного зближення з початку керування ракетою (стрільба в ближню зону, час польоту ракети до розрахункової точки зустрічі не перевищує 70-60 секунд) траєкторія польоту у вертикальній площині мала мати незначне загинання так, щоб в районі точки



зустрічі вийти на висоту літака (11000-12000 м). Підхід ракети до літака у вертикальній площині відбувся би в передню півсферу, імовірно знизу [4-9].

У матеріалах МАК на рис. 4 (с. 120) траєкторія польоту ракети у вертикальній площині взагалі представлена у виді балістичної траєкторії, при цьому на відстані приблизно 120 км (горизонтальна дальність) вона взагалі досягає висоти в 35000 м, що перевищує висоту польоту літака майже в три рази.

Таким чином, наведена в матеріалах МАК траєкторія польоту ракети 5В28 повністю не відповідає принципам функціонування ЗРК С-200В. А застосований спосіб моделювання по 3-х точках від точки, визначеної фахівцями МАК точкою ураження, до відомого місця старту ракети не має теоретичних пояснень.

Визначена в матеріалах Міждержавного авіаційного комітету величина промаху не є правильною, тому що така величина промаху відповідає величині промаху по малорозмірним цілям. За досвідом проведення бойових стрільб ЗРВ на полігонах СРСР, величини промахів по великогабаритним літакам значно більші ніж по малорозмірним літакам (імовірність враження великогабаритних літаків менше імовірності враження малогабаритних літаків практично на 40-50 %) [7].

Дослідження теоретичних розрахунків величини промаху самонавідної ракети відповідно [1, с. 48-51] показують наступне.

*Промех – найкоротша відстань між траєкторіями польоту цілі і пролітаючої мимо неї ракети, що наводилася, в районі точці зустрічі, без підриву бойової частини. Існує наступне співвідношення для розрахунку величини такого промаху [4]*

$$r = \frac{D^2}{\dot{D}} \left( \omega + \frac{W_H}{2\dot{D}} \right), \quad (1)$$

де  $\dot{D}$  – швидкість зближення ракети з ціллю;

$\omega$  – кутова швидкість обертання лінії ракета-ціль в просторі (у нашому випадку вона не менше максимально можливої кутової швидкості обертання антени ГСН у момент зриву супроводу 5 град./с (~ 0,1 рад./с);

$W_H$  – нормальне відносне прискорення, яке впливає на систему керування польотом ракети у момент зриву супроводження ГСН.

Найдемо складові співвідношення (1), а саме  $W_H$ ,  $\dot{D}$ ,  $D$  при умові  $\omega = 5$  град./с.

У випадку, що розглядається в російському звіті (рис. 2) літак летить рівномірно і прямолінійно зі швидкістю  $V_{л} = 280$  м/с, а значить на нього не впливають перевантаження (тобто нормальні прискорення у літака відсутні), в той час ракета перед зустріччю здійснює розворот за радіусом  $R_p = 17,5$  км і підходить до літака з нормальним прискоренням  $W_H$ , яке визначається співвідношенням

$$R_p = \frac{V_p^2}{g\sqrt{n^2 - 1}}, \quad (2)$$

де  $V_p$  – швидкість ракети, складає біля 1000 м/с (за даним КБ «Факел»);  
 $g = 9,8 \text{ м/с}^2$  – прискорення вільного падіння;  
 $n$  – нормальне перевантаження, яке випробовує планер ракети на розвороті.

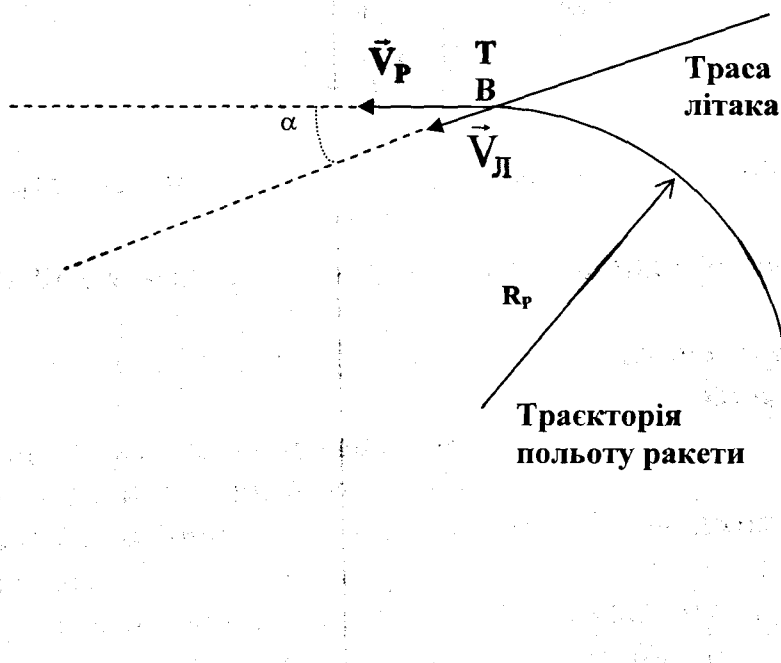


Рис. 2

Тоді

$$W_H = g\sqrt{n^2 - 1} = \frac{V_p^2}{R} = \frac{1000^2}{17500} = 58,8 \text{ м/с}^2.$$

Швидкість зближення ракети і літака розраховується за правилом складання векторів. Слід врахувати, що ракета наздоганяє літак, тому  $\dot{D} = V_p - V_{\text{л}} \cdot \cos \alpha = 1000 - 280 \cdot \cos 47^\circ = 1000 - 198 = 802 \text{ м/с}$ .

Підставляючи набути значення у формулу для розрахунку величини промаху, отримаємо значення величин промаху при дальності  $D=1301 \text{ м}$  зриву автосупроводження ГСН (див. відповідь на п. 1).

Промак буде складати

$$r \approx 330 \text{ м.}$$

Таким чином, вищенаведені розрахунки показують, що у випадку, якщо починаючи з відстані 780 м підрива бойової частини не відбудеться, то ракета пройде мимо літака з промахом близько 330 м.

Якщо припустити, що при такому промаху радіопідривач спрацює із запізненням (ймовірність спрацювання на такий відстані близька 0,5), то ймовірність враження літака буде близькою 0,04. Тобто підрив бойової частини на відстані 330 м від літака практично не призведе до його враження (див. відповідь на п. 1).

*(Handwritten signatures and initials)*

Досвід бойової стрільби на полігонах СРСР показує, що великі промахи при стрільбі по великорозмірним літакам є наслідком великих блукань ефективного центру відбиття.

**1.7. (7.) Чи був 04.10.2001 р. перед проведенням бойових стрільб технічно справним зенітно-ракетний комплекс ЗРК С-200В та ракета 5В28 та чи можливо було за їх технічним станом проводити бойові стрільби названим комплексом та ракетою?**

Зенітний ракетний комплекс С-200В та ракета 5В28, пуск якої був проведений 04.10.2001 р., на момент початку бойової стрільби були справними. Це підтверджується:

- актом перевірки технічного стану ЗРК С-200В №БМ1643 (справа № 30/261, том 6, аркуші 129-130);
- актом перевірки технічного стану ракети (справа № 30/261, том 6, аркуші 131-132);
- фактами проведення підготовки до пуску і пуску ракети у штатному режимі є наступні:

перед проведенням стрільби бойовою обслугою обов'язково проводиться функціональний контроль (ФК) засобів ЗРК і ракет, що встановлені на пускові установки, у порядку визначеному експлуатаційно-технічною документацією з метою перевірки штатного їх функціонування (якість виконання ФК контролювалася інструкторським складом полігону та керівниками стрільби);

виконання цілої низки обов'язкових з визначеною послідовністю операцій, при яких формуються спеціальні електричні сигнали і команди, та обов'язкове супроводження РПЦ цілі, по який проводиться пуск ракети, дозволяють провести пуск ракети.

Таким чином, технічний стан ЗРК С-200В і ракети 5В28 і виконання обов'язкових операцій дозволяли виконувати бойові стрільби по мішені «Рейс» 04.10.2001.

**1.8. (8.) Якою була дальність виявлення та супроводження радіотехнічними засобам С-200В та іншими радіотехнічними засобами, задіяними під час навчань 04.10.2001 р. повітряної мішені-безпілотною літака ВР-3 «Рейс», літаків ТУ-154М, що належить позивачу, АН-24 «Вірменські авіалінії» і «Аеробус», що слідував за маршрутом «Тбілісі-Лондон» на момент пуску ракети 5В28?**

До штатних радіотехнічних засобів ЗРК С-200В відносяться РПЦ, а також РЛС розвідки П-14Ф (5Н84А) і цілеуказування ПРВ-17.

Під час навчань 04.10.2001 замість РЛС П-14Ф (5Н84А) використовувалася РЛС П-18. РЛС П-18 працює на масштабах дальності 90, 180, 360 км.

Враховуючи те, що стрільба ЗРК С-200В планувалась по мішені "Рейс", яка віддалялася на відстань не більш 80 км, а потім наближалася до ЗРК, найбільш раціональним було замінити РЛС П-14Ф (5Н84А) на П-18, з встановленням масштабом роботи 90 км. Це дозволяло більш точно видавати

координати мішені для РПЦ. Вмикати інші режими роботи РЛС під час ведення бойової роботи не було необхідності. Під час навчань 04.10.2001 за результатами об'єктивного контролю бойова обслуга РЛС П-18 виявила і супроводжувала лише мішень ВР-3 «Рейс» як при її віддаленні (до відстані 80км), так і при наближенні (починаючи з відстані 78 км).

Так як РЛС П-18 забезпечувала бойову стрільбу ЗРК С-200В і була налаштована для роботи на дальність до 90 км, то бойова обслуга станції не могла спостерігати літаки АН-24, ТУ-154М і «Аеробус» А-310, які знаходилися на значно більшій відстані.

Радіолокатор підсвічування цілі (РПЦ) 5Н62В зенітного ракетного комплексу виявив і супроводжував мішень ВР-3 «Рейс» на дальності 72 км о 12 год. 36 хв. за київським часом, про що свідчать дані, зазначені у звітній карточці стрільби (справа № 30/261, том 6, аркуші 128). Виявляти, а тим більше супроводжувати літаки АН-24, ТУ-154М і «Аеробус» А-310, які знаходилися на значно більшій відстані, під іншими азимутами і рухалися з різними радіальними швидкостями, РПЦ одночасно ВР-3 «Рейс» за своїми технічними можливостями не міг.

Таким чином, радіотехнічні засоби ЗРК С-200В виявили і супроводжували лише мішень ВР-3 «Рейс» та не виявляли і не супроводжували літаки АН-24, А-310 і ТУ-154М.

Інші радіотехнічні засоби полігону спостерігали літак АН-24, який був за межами закритої зони і віддалявся.

Літак ТУ-154М на момент пуску ракети 5В28 по мішені знаходився на відстані 270 км і спостерігався тільки РЛС П-14 радіотехнічного батальйону у м. Керч.

Враховуючи те, що мішень ВР-3 «Рейс» була знищена ЗРК С-300ПС на відстані 11 км від ЗРК С-200В (12 год. 42 хв.), то супроводжувати її у подальшому радіотехнічними засобами ЗРК С-200В не було фізичної можливості, тому випромінювання сигналу РПЦ було припинено о 12 год. 42 хв. 20 с. (звітна карточка стрільби, справа № 30/261, том 6, аркуш 128).

**1.9. (9.) Чи були можливості у радіотехнічних засобів ЗРК С-200В, інших радіотехнічних засобів, задіяних під час навчань 04.10.2001 р., впізнання державної належності повітряної мішені ВР-3 «Рейс», літаків ТУ-154М, АН-24?**

Відповідно до "Федеральних правил використання воздушного пространства Российской Федерации", введених у дію Постановою Уряду РФ № 1084 від 22.09.1999 всі літаки, цивільні і військові, мали бути обладнані системами впізнання "свій-чужий", які вмикаються на відстані 400 км від кордонів СНД.

Відповідно до положення "Про оснащення повітряних суден системами впізнання "Пароль", що затверджено Директором Федеральної авіаційної служби від 08.05.1997, всі літаки мали бути оснащені апаратурою системи впізнання "Пароль".

Радіотехнічні засоби ЗРК С-200В, полігону і ті, що забезпечували

спостереження повітряного простору під час навчань 04.10.2001, були оснащені і мали увімкнуту апаратуру впізнавання державної належності повітряних об'єктів.

Мішень "Рейс" не мала встановленої апаратури впізнавання державної належності для її надійного виявлення як мішені.

Літак АН-24 був оснащений апаратурою впізнавання державної належності. За даними об'єктивного контролю України АН-24 летів з увімкненою апаратурою і відповідав сигналом "Я СВІЙ".

Літак Ту-154М за даними російської сторони був оснащений апаратурою впізнавання державної належності старого типу системи "Кремній -2М". За даними об'єктивного контролю України (РЛС 5Н84Ф орлр Феодосія) від літака Ту-154М сигнал "Я СВІЙ" був відсутній на всій трасі його польоту до точки катастрофи. Таким чином, або на борту літака ТУ-154М авіакомпанії «Сибір» була відсутня система впізнавання державної належності, або вона була вимкнута, тоді як за встановленими Федеральними правилами вона мала вмикатися за 400 км до кордонів СНД.

Дані щодо режиму роботи системи визначення державної належності у звіті МАК відсутні. Це свідчить про те, що літак Ту-154М йшов по трасі своєчасно не заявлений і тому не пройшов попередження по всіх пунктах спостереження радіотехнічних військ Російської Федерації і Збройних Сил України.

Якщо б літак ТУ-154М відповідав на запит, то в моменти виявлення мішені ВР-3 «Рейс», захоплення на автосупроводження (вмикання режиму АС РПЦ) і проведення пуску ракети (натискування кнопки «ПУСК») по ній – йде автоматичне опитування цілі, що супроводжується. Окрім того перед натисненням кнопки «ПУСК» проводиться обов'язкове опитування в ручному режимі. Якщо від літака був отриманий сигнал "Я СВІЙ", то він спостерігався б на індикаторі пуску ЗРК С-200В, так як ширина діаграми спрямованості приймальної антени системи впізнавання РПЦ 5Н62В має розмір 30°. Про державну належність цілі в кожному з трьох опитувань йде доповідь офіцера пуску і тільки після цього командирами приймається рішення на пуск ракет [14]. У такій ситуації однозначно було б прийнято рішення на відмову від подальшої бойової роботи по мішені (при опитуванні в перших двох випадках), а в третьому випадку (при натисненні кнопки «ПУСК») автоматично заблокувалася би команда «ПУСК» і пуск ракети би не пройшов.

**1.10. (10.) Чи підтверджуються висновки російських фахівців про те, що радіолокаційне супроводження літака ТУ-154М здійснювалось радіолокатором зенітного ракетного комплексу С-200В до моменту підриву бойової частини ракети, загальний час польоту склав 220 секунд, за який вона пододала відстань близько 240 кілометрів до точки ураження літака?**

За результатами об'єктивного контролю штатні радіотехнічні засоби ЗРК С-200В під час навчань 04.10.2001 виявили і супроводжували лише мішень ВР-3 "Рейс", як при її віддаленні (до відстані 80 км), так і при наближенні починаючи з відстані 78 км. Мішень була знищена ЗРК С-300ПС на відстані 11

км від ЗРК С-200В (12 год. 42 хв.), тому її супроводження у подальшому радіотехнічними засобами ЗРК С-200В було фізично не можливо і випромінювання РПЦ було припинено за 3 хвилини до моменту катастрофи літака Ту-154М, визначеного у матеріалах МАК (пояснення посадових осіб, справа № 30/261, том 2, аркуші 20-27). Інформація про знищення мішені ВР-3 була доведена до усіх бойових обслуг, які брали участь у бойовій роботі, через мережу гучномовного зв'язку.

На підставі досліджень, проведених експертами в 6-му питанні експертизи, при радіолокаційному супроводженні РПЦ літака ТУ-154М і наведенні на нього ракети 5В28 траєкторія польоту ракети суттєво би відрізнялася від траєкторії, наведеної в матеріалах МАК.

Пояснення. Неконтрольований (автоматичний) перехід РПЦ і ГСН ракети з супроводження мішені ВР-3 «Рейс» на супроводження літака ТУ-154М неможливий навіть теоретично. Основною причиною є велика різниця частот сигналів, відбитих від мішені і літака, по причині різних радіальних швидкостей їх руху. Мішень ВР-3 «Рейс» рухалася в напрямку на ЗРК С-200В з радіальною швидкістю +250 м/с, що при дожині хвилі випромінювання РПЦ приблизно  $\lambda = 4$  см відповідає доплерівській добавці частоти в відбитому сигналі  $F_{\text{дмш}}=12,5$  кГц. Літак ТУ-154М рухався з параметром відносно ЗРК С-200В і його радіальна швидкість на траєкторії його польоту була в межах + (130-140) м/с, що відповідає доплерівській добавці частоти в відбитому сигналі  $F_{\text{дту}}=(6,5-7)$  кГц. Приймальні каналів приймачів РПЦ зі смугою пропускання  $\Delta f_{\text{РПЦ}}=200$  Гц та ГСН зі смугою пропускання  $\Delta f_{\text{ГСН}}=400$  Гц не спроможні супроводжувати одночасно сигнали, що мають розбіжність за частотою більше ширини смуги пропускання в припущенні, що літак та «Рейс» одночасно знаходилися в діаграмах спрямованості РПЦ (її ширина складає  $\pm 0,7$  град.) і ГСН (її ширина складає  $\pm 3$  град.). Але у той момент різниця у напрямках з РПЦ та ГСН на «Рейс» і Ту-154М складала 10 град.

**Таким чином, висновки російських фахівців про те, що радіолокаційне супроводження літака ТУ-154М здійснювалось радіолокатором зенітного ракетного комплексу С-200В до моменту підриву бойової частини ракети в матеріалах справи №30/261 не підтверджуються.**

**1.11. (11.) Якою є максимально допустима дальність пуску ракети 5В28 зенітно-ракетного комплексу С-200В могла бути по безпілотній мішені ВР-3 «Рейс», літакам ТУ-154М, АН-24?**

Дальність пуску по мішені ВР-3 «Рейс» могла складати від 50 до 22 км і за матеріалами справи вона складала 38 км (Звітна карточка стрільби, справа № 30/261, том 6, аркуш 128).

Для того щоб здійснити обстріл літака Т-154М зенітним ракетним комплексом С-200В на дальності 240 км дальність пуску мала бути – 290 км [7].

У той же час в момент пуску ракети літак Ту-154М знаходився на віддаленні 270 км і у іншому кутовому напрямку ніж мішень. За даними об'єктивного контролю жодний із радіотехнічних засобів ЗРК С-200В на таку відстань і у напрямку на літак Ту-154М не працював.

До того ж, локатор підсвічування цілі своїм променем шириною 1,4

градусів в режимі «Широкий промінь» не спроможний виявляти ціль на дальності більше 200 км [7] і таким чином одночасно готувати стрільбу по безпілотній мішені ВР-3 «Рейс», літакам Ту-154М і АН-24, які знаходилися під різними кутовими напрямками (різниця за азимутами  $10^0$  і  $20^0$  відповідно).

Для проведення обстрілу літака АН-24 (він віддалявся) необхідно здійснювати спеціальний режим стрільби «навздогін», для чого потрібно віддати ряд команд голосом по контрольованому каналу гучномовного зв'язку, інформація в якому записується на диктофон, та виконати відповідну послідовність операцій по вмиканню необхідних режимів роботи РПЦ і ГСН. При відсутності таких команд і режимів пуск ракети «навздогін» неможливий. За результатами аналізу засобів об'єктивного контролю такі команди не віддавалися і не виконувалися.

Таким чином, за даними об'єктивного контролю, якій є в матеріалах справи, підготовка стрільби і пуск ракети проводилася тільки по мішені ВР-3 «Рейс».

**1.12. (12.) Чи можливо було 04.10.2001 р. радіотехнічними засобами зенітно-ракетного комплексу С-200В, за їх тактико-технічними характеристиками одночасно виявити та супроводжувати повітряну безпілотну мішень ВР-3 «Рейс», літаки ТУ-154М, АН-24?**

Одночасно виявити та супроводжувати повітряну безпілотну мішень ВР-3 «Рейс», літаки ТУ-154М і АН-24 радіотехнічними засобами зенітного ракетного комплексу С-200В за їх тактико-технічними характеристиками не можливо.

До радіотехнічних засобів зенітного ракетного комплексу С-200В, що виявляли і супроводжували повітряну безпілотну мішень ВР-3 «Рейс», відносяться радіолокатор підсвічування цілі (РПЦ) і головка самонаведення ракети. Головка самонаведення до старту ракети наводиться, виявляє і потім супроводжує тільки на ту ціль, яку виявив і супроводжує в даний момент радіолокатор підсвічування цілі.

У свою чергу, радіолокатор підсвічування цілі має вузьку (не більше  $1,4^0$ ) діаграму спрямованості (промінь) антени і виявити інші повітряні об'єкти, що знаходяться за межами промінню, не може. За даними об'єктивного контролю (Додаток 1) напрямки на літаки ТУ-154М і АН-24 на час стрільби відрізнялися від напрямку на мішень «Рейс» більше чим на  $10^0$  і тому радіолокатор підсвічування цілі не міг виявити одночасно ці літаки.

За своїми технічними характеристиками радіолокатор підсвічування цілі 5Н62В і головка самонаведення 5Г24 ракети 5В28 є одноканальними по цілі [6] і тому можуть супроводжувати одночасно тільки одну ціль, не залежно від кількості їх у проміні РПЦ. Автоматичний перехід на супроводження іншої цілі, навіть якщо вона знаходиться у проміні, не можливий, тому що вони мають різні радіальні швидкості відносно РПЦ і ГСН (більше ніж 4 м/с для РПЦ і більше 8 м/с для ГСН).

Мішень «Рейс» наближалася до РПЦ з радіальною швидкістю + 250 м/с, літак ТУ-154М наближався до РПЦ з радіальною швидкістю + 140 м/с, а літак

АН-24 віддалявся від РПЦ з радіальною швидкістю - 67 м/с, тобто різниця швидкостей всіх повітряних об'єктів відносно мішені значно перевищує величину 4 м/с і 8 м/с.

Таким чином, умов для одночасного виявлення та супроводження повітряної мішені ВР-3 «Рейс», літаків Ту-154М і АН-24 радіотехнічними засобами зенітного ракетного комплексу С-200В на момент ведення стрільби не існувало.

1.13. (13.) *Чи відповідає час пуску ракети 5В28, час катастрофи літака ТУ-154М і визначена комісією траєкторія польоту ракети 5В28 даним об'єктивного контролю, які зазначені в матеріалах розслідування, наданих комісією МАК?*

У матеріалах, наданих МАК, час пуску ракети 5В28 (12 год. 41 хв. 20 с – за київським часом, 13 год. 41 хв. 20 с – за московським часом, 9 год 41 хв. 20 с UTC) співпадає з даними, наданими українською стороною (Звітна карточка стрільби, справа № 30/261, том 6, аркуш 128).

Час катастрофи літака по матеріалах МАК як 9 год. 45 хв. UTC (13 год. 45 хв. – за московським часом, 12 год. 45 хв. – за київським часом).

Аналіз матеріалів справи показує, що зазначений час підтверджується не у всіх наданих документах.

Так, у виписці із магнітофонного запису переговорів РПР СКЦ АУВД «Стрела» за 04.10.2001 з 9.29 – 9.55 (UTC) зазначено, що у 9.44 пропала з екрану відмітка рейсу СБИ 1812, тип ТУ-154 (справа № 30/261, додаток 1, аркуш 79), на схемі польоту повітряного судна ТУ-154М №85693 на ИВО «КСА УВД «Синтез» зазначено час появи пасивної відмітки літака 09.45.53 (справа № 30/261, додаток 1, аркуш 83).

У свою чергу, в аналізі радіолокаційних даних, записаних в апаратурі обробки на радіолокаційних позиціях Геленджик і Сочі, наданому головним конструктором АПОИ «Приор» гр. Івановим В.П. (справа №30/261, додаток 1, аркуші 96-99), на схемі 1 зазначено час появи пасивної відмітки на «ТРЛК»-Геленджик 13:46:21.67 (а час UTC при цьому чомусь 9:45,21,67). У той же час згідно таблиці № 1 (справа № 30/261, додаток 1, аркуш 99) радіолокаційний комплекс «Иртыш» (а/п Сочі) спостерігав літак ТУ-154М вторинним локатором до моменту 13:50:01.879 . Правда, зроблена примітка, що зазначений в таблиці час відрізняється від реального на 4 хвилини.

Навіть короткий аналіз вивчених матеріалів справи показує розбіжності у визначенні моменту часу катастрофи літака ТУ-154М в матеріалах МАК. Об'єктивну оцінку часу катастрофи може надати незалежне джерело інформації. У матеріалах справи є доповідна командира повітряного судна АН-24 гр. Оганесяна Г.Л. (справа № 30/261, додаток 1, аркуш 139), де зазначено що біля 9 год. 50 хв. (UTC) в районі «Рабім» під кутом 30<sup>0</sup>-40<sup>0</sup> зліва маршруту польоту літака «увидел боковым зрением вспышку и белое облако дыма». Але у висновках МАК інформація командира повітряного судна АН-24 не врахована.

Траєкторія польоту ракети визначена комісією, як показали дослідження,



проведені в пункті 6 даної експертизи, взагалі протирічить реальним принципам функціонування ЗРК С-200В при наведенні ракети на ціль.

Таким чином, час пуску ракети 5В28 відповідає даним об'єктивного контролю, які зазначені в матеріалах розслідування, наданих комісією МАК, а час катастрофи літака ТУ-154М не в повній мірі відповідає даним об'єктивного контролю, які зазначені в матеріалах розслідування, наданих комісією МАК, траєкторія польоту ракети взагалі протирічить реальним принципам функціонування ЗРК С-200В при наведенні ракети на ціль.

Імовірним часом катастрофи літака ТУ-154М може бути час 9 год. 49 хв. – 9 год. 50 хв. (UTC), тобто 13 год. 49 хв. – 13 год. 50 хв. – за московським часом, 12 год. 49 хв. – 12 год. 50 хв. – за київським часом, який підтверджується незалежним джерелом інформації (свідченнями командира повітряного судна АН-24 «Єрванські Авіалінії» гр. Оганесяна Г.Л.).

**1.14. (15.) Чи може здійснюватися радіолокаційне супроводження літака ТУ-154 радіолокатором зенітного ракетного комплексу С-200В та наведення ракети на ціль до моменту підриву бойової частини у випадку вимкнення потужності РПЦ, та чи містяться в матеріалах Міжнародного авіаційного комітету докази, які б підтверджували факт того, що РПЦ був ввімкнений?**

У зенітному ракетному комплексі С-200В реалізовано спосіб напівактивного самонаведення ракети на ціль, при якому зондувальний сигнал випромінюється радіолокатором підсвічування цілі (РПЦ), а сигнал, відбитий від цілі, приймається як РПЦ, так і головкою самонаведення (ГСН) ракети. РПЦ і ГСН ракети по відбитому сигналу супроводжують ціль в автоматичному режимі [4, 5, 7, 10]. При цьому, наведення ракети на ціль відбувається тільки за умови наявності відбитого від цілі сигналу. Радіопідривач ракети 5В28 працює лише в районі цілі (після зриву автосупроводження ГСН) і також спрацьовує по відбитому від цілі сигналу [4, 5, 7, 10, 11].

Таким чином, при вимиканні потужності РПЦ, тобто випромінюваного сигналу, неможливо було супроводжувати літак ТУ-154М, а також неможливе наведення ракети на ціль і неможливе спрацювання її радіопідривача.

Докази про роботу РПЦ на випромінювання до моменту катастрофи літака ТУ-154М в матеріалах МАК відсутні.

## **2. Балістичне, трасологічне та вибухово-технічне дослідження**

(проводили судові експерти Рувін О.Г., Запорожцев К.В., Полтавський А.О, Ягодін О.П., Сич О.А., Федулова О.Ф.)

**2.1. (14.) Чи є дані, які вказують на те, що катастрофа літака сталася внаслідок дії вражаючих факторів бойової частини 5Б14Ш ракети 5В28?**

**(16.) Що могло призвести до катастрофи літака ТУ-154М?**

**(17.) Де знаходилось джерело впливу на літак Ту-154М рейсу «Тель-**

*Авіа-Новосибірськ» з бортовим номером КА-85693 (всередині чи ззовні такого літака), яке потягло за собою 04.10.2001 р. авіакатастрофу такого літака?*

2.1.1. Матеріали розслідування авіакомпанії «СИБИРЬ», том 3 (додаток № 3 справи, стор. 2-135).

«... 13 Государственный НИИ МО РФ. Отчет по результатам дополнительных исследований боевых повреждений конструкции самолета ТУ-154М RA-85693, потерпевшего катастрофу 4.10.2001 г. над акваторией Черного моря. Раздел 1. Результаты исследования технического состояния и идентификация фрагментов пассажирского салона. ... Фрагменты представляют собой участки разрушенных элементов конструкции салона, пассажирских сидений и багажного отделения самолета. ... Все фрагменты имеют значительные механические повреждения. Характерной особенностью большинства фрагментов является наличие множества однотипных округлых пробоин размером от 9 до 15 мм. ... Подобные пробоины имеются на 71 % поступивших на исследование фрагментов. Множество подобных пробоин имеется и на поролоновых подушках пассажирских сидений ... . При помощи пластиковых штырей, вставленных в пробоины, установлено, что они имеют одинаковую вертикальную ориентацию ... . Анализ внешнего вида пробоин позволяет предположить, что они образованы в результате удара потока однотипных компактных предметов в направлении сверху вниз, что подтверждается наличием признаков: направление деформации материала по краям пробоин на металлических фрагментах; четко очерченные контуры пробоин на фанерных фрагментах пола ... со стороны входа и расслоение на выходе; четко очерченные контуры пробоин и отслоение покрытия фрагментов из пластика (стеклопластика) с тыльной стороны. ... Раздел 4. Идентификация поражающих элементов. На исследование поступили пять ... металлических предметов, внедрившихся в различные фрагменты пассажирского салона ... . Маса (г) 2,98; 3,24; 3,36; 2,76; 3,21. ... Аварийные элементы имеют примерно одинаковую чечевицеобразную форму, весьма схожую с результатом одноосной деформации шариков. ... Характерной особенностью всех элементов является то, что их поверхность имеет следы значительной сдвиговой пластической деформации с неровными краями, характерной для ударного нагружения. ... Для определения химического состава материала аварийных элементов и экспериментальных образцов проводился эмиссионный спектральный анализ. ... Результаты анализа свидетельствуют о том, что материалом поражающих аварийных элементов и экспериментальных образцов является шарикоподшипниковая сталь ШХ15. ... Таким образом, из результатов проведенного исследования следует, что компактные металлические предметы, извлеченные из фрагментов самолета, являются поражающими элементами боевой части средства поражения, изготовлены из высокоотпущенной подшипниковой стали ШХ15 и в исходном состоянии имели сферическую форму диаметром примерно 9,5 мм и массу около 3,5 г. ... Раздел 5. Идентификация типа средства поражения. ЦЭ сферической формы

диаметром 9,5 мм и 8,0 мм с массой соответственно 3,5 г и 2 г из стали ШХ15 обладает единственный тип боевой части отечественного производства, а именно 5Б14Ш зенитной ракеты 5В28 из состава зенитного ракетного комплекса С-200В. ...».

«Научно-технический отчет. Идентификация типа средства поражения. Программа дополнительных исследований боевых повреждений конструкции самолета ТУ-154М RA-85693, потерпевшего катастрофу 4.10.2001 г. над акваторией Черного моря. ... Основные технические данные 5Б14Ш ... Вес разрывного заряда 87,6 – 91 кгс. Рецепт разрывного заряда ТГ-20. Всего поражающих элементов 37000 шт из них: весом 3,5 гс 21000 шт., весом 2 гс 16000 шт. Состав и конструкция. ... Поражающие элементы представляют собой шарики ... . Разрывной заряд представляет собой монолитную смесь тротила и гексогена в соотношении 20/80 (ТГ-20) ... имеющую скорость детонации 8100 м/с ... Принцип действия. ... При детонации разрывного заряда под действием продуктов взрыва поражающие элементы разлетаются с начальной скоростью от 1000 м/с на переднем фронте до 1700 м/с на заднем фронте, образуя круговое поле поражения ... . Поражение цели боевой частью происходит вследствие воздействия различных поражающих факторов в зависимости от дальности и высоты подрыва. Если на малых высотах и малой дальности подрыва цель поражается вследствие совместного фугасного действия продуктов детонации разрывного заряда и осколочного действия потоков поражающих элементов (пробивное и зажигательное действие), то с увеличением дальности и высоты подрыва цель поражается главным образом за счет пробивного действия поражающих элементов по уязвимым агрегатам.»

2.1.2. «Осколочно-фугасная БЧ (5Б14Ш) оснащена взрывчатым веществом (до 91 кг) и шарообразными поражающими элементами двух диаметров (21000 элементов массой 3,5 г и 16000 массой 2 г), что обеспечивает надежное поражение целей при стрельбе на встречных курсах и вдогон. Подрыв БЧ осуществляется по команде радиовзрывателя вблизи цели или в конце управляемого полета при промахе с разлетом осколков в секторе 1200 м со скоростью 1000-1700 м/с.» [17].

2.1.3. При проведенні дослідження уламків літака було встановлено наступне (дивись ілюстративну таблицю, що додається до висновку експерта):

- виявлені багаточисельні наскрізні пошкодження (понад 400) округлої форми діаметром 10-20 мм та овальної форми розмірами 10-30 мм, які утворилися від дії вражаючих елементів;

- викладенням ідентифікованих уламків літака у горизонтальній площині, зокрема залишків стелі та полу, встановлено збільшення кількості зазначених пошкоджень спереду назад;

- напрямки дії вражаючих елементів в основному зверху донизу та траєкторія їхнього руху свідчать про знаходження джерела їхнього впливу за межами стелі внутрішньої частини літака;

- фрагментів деталей та частин конкретних вибухових пристроїв не виявлено;

- залишків вибухових речовин (тротилу, тетрилу, октогену, гексогену, ТЕНу та нітрогліцерину) не виявлено;

- дослідженням площин та ліній розділення уламків літака встановлено, що вони характерні для розділення шляхом розлому; диференціювати причини розлому (вибух вибухового пристрою, паливного баку (баків), пароповітряної суміші, руйнування літака у повітрі внаслідок його розгерметизації, удару о поверхню моря тощо) неможливо;

- виявити сліди теплової та (або) підпалювальної дії вибухового пристрою неможливо у зв'язку з виникненням у літаку пожежі, причинами якої могли бути як зазначена дія вибухового пристрою, так і вибух паливних баків, вибух пароповітряної суміші, яка могла виникнути при руйнуванні паливних баків, при пошкодженнях топливної та/або гідравлічних систем, електрообладнання тощо, які диференціювати неможливо;

- встановити взаємний зв'язок між місцями локалізації слідів горіння та можливих джерел горіння (загальну слідову картину горіння) не надалося можливим внаслідок відсутності усіх уламків літака;

- руйнація металевих уламків загалом відповідає одномоментному розділенню їх на частки внаслідок прикладання надмірних (таких, що перевищили несучу спроможність матеріалу деталей) навантажень переважно розтягу зі згином; єдність деформаційних ознак, за якою можна було б простежити загальний напрямок дії руйнівних навантажень (окрім руйнівної дії сторонніх округлих предметів, що призвели до виникнення наскрізних отворів), відсутній; досліджувані об'єкти не перебували в середовищі впливу високих (понад 300<sup>0</sup> С) температур.

2.1.4. Таким чином, на підставі результатів дослідження наданих матеріалів справи та результатів додаткового дослідження уламків літака встановлено наступне.

Катастрофа літака ТУ-154М RA-85693 над акваторією Чорного моря 04.10.2001 року сталася внаслідок дії на його деталі у напрямку зверху досередини літака численних твердих предметів (вражаючих елементів), які мали круглий поперечний перетин діаметром біля 10 мм та мали значну кінетичну енергію. Це підтверджується наявністю на деталях літака численних наскрізних пошкоджень, їхніми локалізацією, формою, розмірами, характером країв, значним об'ємом (наскрізні пошкодження виявлених на місці катастрофи деталей літака) та наявністю і структурними особливостями самих твердих предметів (вражаючих елементів), які були виявлені при дослідженні частин літака та трупів загиблих пасажирів.

Такими твердими предметами могли бути як кулькоподібні спеціальні вражаючі елементи бойової частини 5Б14Ш зенітної ракети 5В28 із складу зенітного ракетного комплексу С-200В, так і інші тверді предмети з відповідними структурними та розмірними характеристиками.

Встановити конкретний вид даних твердих предметів та належність їх до конкретного вибухового пристрою не надається можливим за відсутністю відповідних ідентифікуючих ознак.

Напрямок дії (в основному зверху донизу) та траєкторія руху даних

твердих предметів свідчать про знаходження джерела їхнього розповсюдження (впливу) за межами стелі внутрішньої частини літака. Встановити конкретне місце знаходження джерела впливу на літак не є можливим за відсутністю верхньої зовнішньої частини планера літака.

До висновку експертів додаються ілюстративна таблиця на 7 аркушах, Схема проводки повітряних цілей в період з 12.32 до 12.45 04.10.2001 на одному аркуші (додаток 1), матеріали господарської справи (у кількості 16 томів).

## ВИСНОВКИ

1. Точка підриву бойової частини 5Б14Ш ракети 5В28 зенітного ракетного комплексу С-200В не могла займати зазначене у висновках Міждержавного авіаційного комітету положення, так як його визначення здійснено без врахування факту попереднього проникнення вражаючих елементів через зовнішню обшивку літака, а також принципів функціонування головки самонаведення і радіопідривача ракети в районі точки зустрічі.

2. На момент пуску ракети ЗРК С-200В по мішені «Рейс» (12 г. 41 хв. 20 с за київським часом) літак Ту-154М знаходився на дальності більше 270 км під азимутом  $155^{\circ}$  відносно командного пункту полігону (КП).

Мішень «Рейс» на момент пуску ракети знаходилася на дальності 38 км під азимутом  $159^{\circ}$  відносно ЗРК С-200В і відносно КП під азимутом  $145^{\circ}$ , тобто напрямком на літак Ту-154М не співпадав з напрямком на мішень «Рейс» на  $10^{\circ}$ .

Літак АН-24 «Вірменські авіалінії» знаходився на відстані 200 км, під азимутом  $160^{\circ}$  відносно КП, а напрямком на нього не співпадав з напрямком на мішень «Рейс» більше  $20^{\circ}$ .

«Аеробус», що виконував рейс за маршрутом «Тбілісі-Лондон», на цей момент знаходився на відстані більше 130 км у західному напрямку за межами закритої зони.

3. В матеріалах об'єктивного контролю РЛК «Геленджик» та інших радіолокаційних станцій, які вели 04.10.2001 р. спостереження повітряного простору в районі навчань та поза межами закритої зони, відсутні дані, які б допомогли би визначити повністю траєкторію польоту ракети 5В28 з моменту її пуску і до моменту ліквідації. Але відсутні також дані, які б підтвердили знаходження ракети в момент його катастрофи поблизу літака.

4. Дані об'єктивного контролю, зафіксовані на фототаблицях радіолокаційних станцій, що вели 04.10.2001 р. спостереження повітряного простору в районі навчань та поза межами закритої зони та в матеріалах об'єктивного контролю РЛК «Геленджик», не відповідають висновкам російського Міждержавного авіаційного комітету щодо ураження літака Ту-154М ракетою 5В28 ЗРК С-200В.

5. Ракета 5В28 за своїми ТТХ не могла подолати за 30 секунд відстань до літака в 49,9 км та уразити його.

6. Наведена в матеріалах МАК траєкторія польоту ракети 5В28 повністю не відповідає принципам функціонування ЗРК С-200В. А застосований спосіб моделювання по 3-х точках від точки, визначеної фахівцями МАК як точка ураження, до відомого місця старту ракети не обґрунтований.

Визначена в матеріалах Міждержавного авіаційного комітету величина промаху не є правильною. В умовах наведення ракети, зазначених в матеріалах Міждержавного авіаційного комітету, ракета рухалась би за криволінійною траєкторією з максимальними перевантаженнями, зрив АС ГСН виник би так рано, що радіопідривач спрацював би і подав би команду на підрив БЧ ще на відстані 291 м до літака (як показали дослідження для відповіді на перше питання).

7. Технічний стан ЗРК С-200В і ракети 5В28 дозволяв виконувати бойові стрільби по мішені «Рейс» 04.10.2001 р.

8. Під час навчань 4 жовтня 2001 року за результатами об'єктивного контролю бойова обслуга РЛС П-18 виявила і супроводжувала лише мішень ВР-3 «Рейс», як при її віддаленні (до відстані 80км), так і при наближенні (починаючи з відстані 78 км).

Радіолокатор підсвічування цілі (РПЦ) 5Н62В зенітного ракетного комплексу виявив і супроводжував мішень ВР-3 «Рейс» з дальності 72 км. Виявляти, а тим більше супроводжувати літаки АН-24, ТУ-154М і «Аеробус» А-310, які знаходилися на значно більшій відстані, під іншими азимутами та рухалися з різними радіальними швидкостями, РПЦ одночасно ВР-3 «Рейс» за своїми технічними можливостями не міг.

Радіотехнічні засоби ЗРК С-200В виявили і супроводжували лише мішень ВР-3 «Рейс» та не виявляли і не супроводжували літаки АН-24, А-310 і ТУ-154М.

9. Радіотехнічні засоби ЗРК С-200В, полігону і ті, що забезпечували спостереження повітряного простору під час навчань 4 жовтня 2001 року, були оснащені і мали увімкнуту апаратуру впізнавання державної належності повітряних об'єктів.

Мішень «Рейс» не мала встановленої апаратури впізнавання державної належності для її надійного виявлення як мішені.

Літак АН-24 був оснащений апаратурою впізнавання державної належності, летів з увімкнутою апаратурою і відповідав сигналом «Я СВІЙ».

Літак Ту-154М за даними російської сторони був оснащений апаратурою впізнавання державної належності старого типу системи "Кремній -2М". Дані щодо режиму роботи його системи визначення державної належності у звіті МАК відсутні. Літак ТУ-154М на запит не відповідав.

10. Висновки російських фахівців про те, що радіолокаційне супроводження літака ТУ-154М здійснювалось радіолокатором зенітного ракетного комплексу С-200В до моменту підриву бойової частини ракети, в матеріалах справи №30/261 не підтверджуються.

11. Дальність пуску по мішені ВР-3 «Рейс» могла складати від 50 до 22 км і за матеріалами справи вона склала 38 км.

Для того, щоб здійснити обстріл літака Т-154М зенітним ракетним комплексом С-200В на дальності 240 км дальність пуску мала бути 290 км. За даними фотоконтролю жодний із радіотехнічних засобів ЗРК С-200 на такій відстані не працював.

Обстріл літака АН-24 міг здійснюватися лише у спеціальному режимі стрільби («навздогін») за спеціальними командами голосом по контрольованому каналу гучномовного зв'язку. За результатами аналізу засобів об'єктивного контролю такі команди не віддавалися і не виконувалися.

За даними об'єктивного контролю, якій є в матеріалах справи, підготовка стрільби і пуск ракети проводилася тільки по мішені ВР-3 «Рейс».

12. Для одночасного виявлення та супроводження повітряної мішені ВР-3 «Рейс», літаків Ту-154М і АН-24 радіотехнічними засобами зенітного ракетного комплексу С-200В на момент ведення стрільби не існувало.

13. Час пуску ракети 5В28 в матеріалах МАК співпадає з даними, наданими українською стороною.

Час катастрофи літака ТУ-154М, указаний МАК, не в повній мірі відповідає даним об'єктивного контролю, приведені матеріалах розслідування, наданих комісією МАК і не підтверджується даними незалежного джерела інформації (інформацією командира повітряного судна АН-24).

Траєкторія польоту ракети, наведена в матеріалах МАК, взагалі протирічить реальним принципам функціонування ЗРК С-200В при наведенні ракети на ціль.

15. При вимиканні потужності РПЦ, тобто випромінюваного сигналу, неможливе супроводження літака ТУ-154М, а також неможливе наведення ракети на ціль і та спрацювання її радіопідривача.

Доказів про роботу РПЦ на випромінювання до моменту катастрофи літака ТУ-154М в матеріалах МАК відсутні.

14, 16, 17. Катастрофа літака ТУ-154М RA-85693 над акваторією Чорного моря 04.10.2001 сталася внаслідок дії на його деталі у напрямку зверху досередини (за умов правильного положення літака) численних твердих предметів (вражаючих елементів), які мали круглий поперечний перетин діаметром біля 10 мм та володіли значною кінетичною енергією.










Такими твердими предметами могли бути як кулькоподібні спеціальні вражаючі елементи бойової частини 5Б14Ш зенітної ракети 5В28 із складу

зенітного ракетного комплексу С-200В, так і інші тверді предмети з відповідними структурними та розмірними характеристиками.

Встановити конкретний вид даних твердих предметів та належність їх до конкретного вибухового пристрою не надається можливим за відсутністю відповідних ідентифікуючих ознак.

Напрямок дії (в основному зверху донизу) та траєкторія руху даних твердих предметів свідчать про знаходження джерела їхнього розповсюдження (впливу) за межами стелі внутрішньої частини літака. Встановити конкретне місце знаходження джерела впливу на літак не є можливим за відсутністю верхньої зовнішньої частини планера літака.

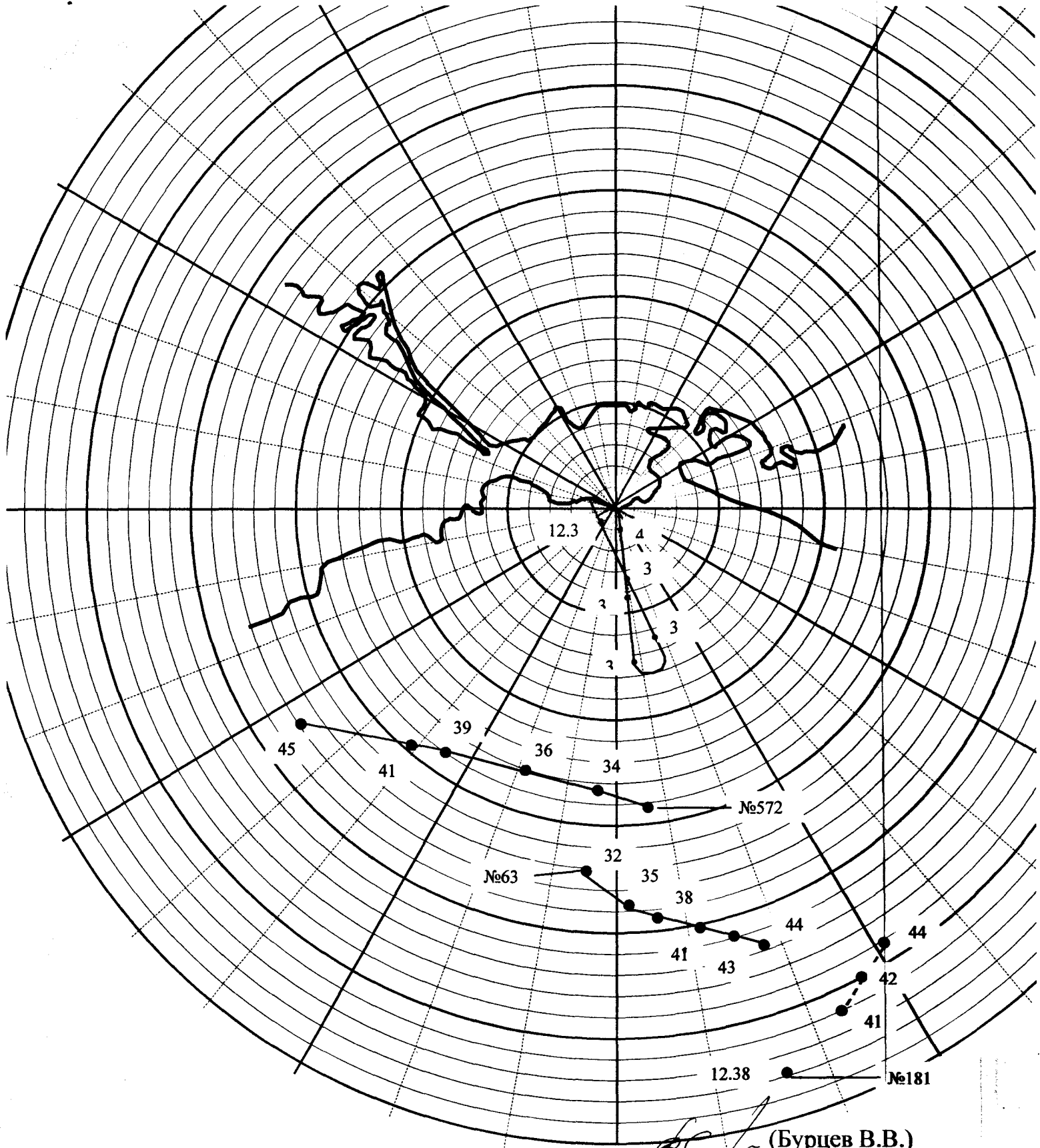
### Судові експерти

 О.Г. Рувін  
 К.В. Запорожцев  
 А.О. Полтавський  
 О.П. Ягодін  
 О.А. Сич  
 О.В. Федулова  
 В.В. Бурцев  
 М.І. Камчатний  
 А.А. Шоколовський



# СХЕМА

проводки повітряних цілей  
в період з 12.32 до 12.45 04 жовтня 2001 року



*[Signature]* (Бурцев В.В.)

*[Signature]* (Камчатний М.І.)

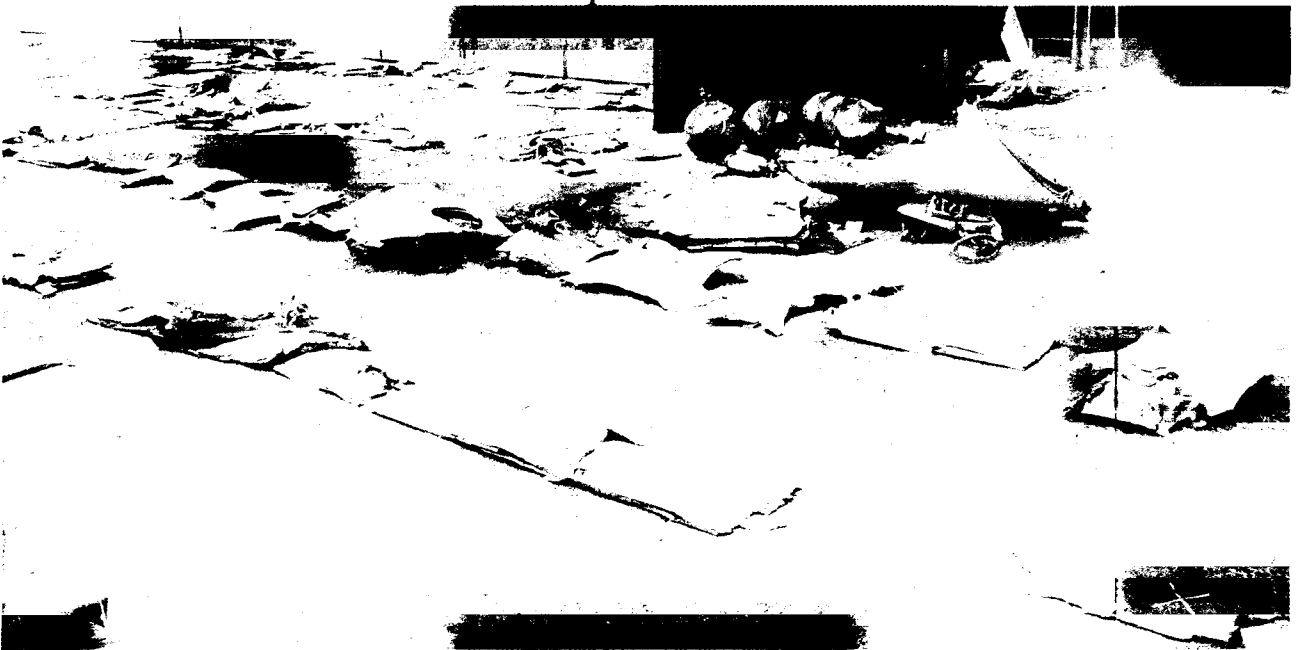
*[Signature]* (Шоколовський А.А.)

## ІЛЮСТРАТИВНА ТАБЛИЦЯ

до висновку експертів 5932/5933/5934-09/3561/10-18 за результатами судової комплексної експертизи у господарській справі № 30/261-2004



Зображення 1.



Зображення 2.

Судові експерти:

А.О. Полтавський

О.Г. Рувін

О.П. Ягодин

К.В. Запорожцев

О.Ф. Федулова



Зображення 3.  
Ідентифіковані уламки літака, викладені у горизонтальній площині  
(з різних ракурсів).

Судові експерти:

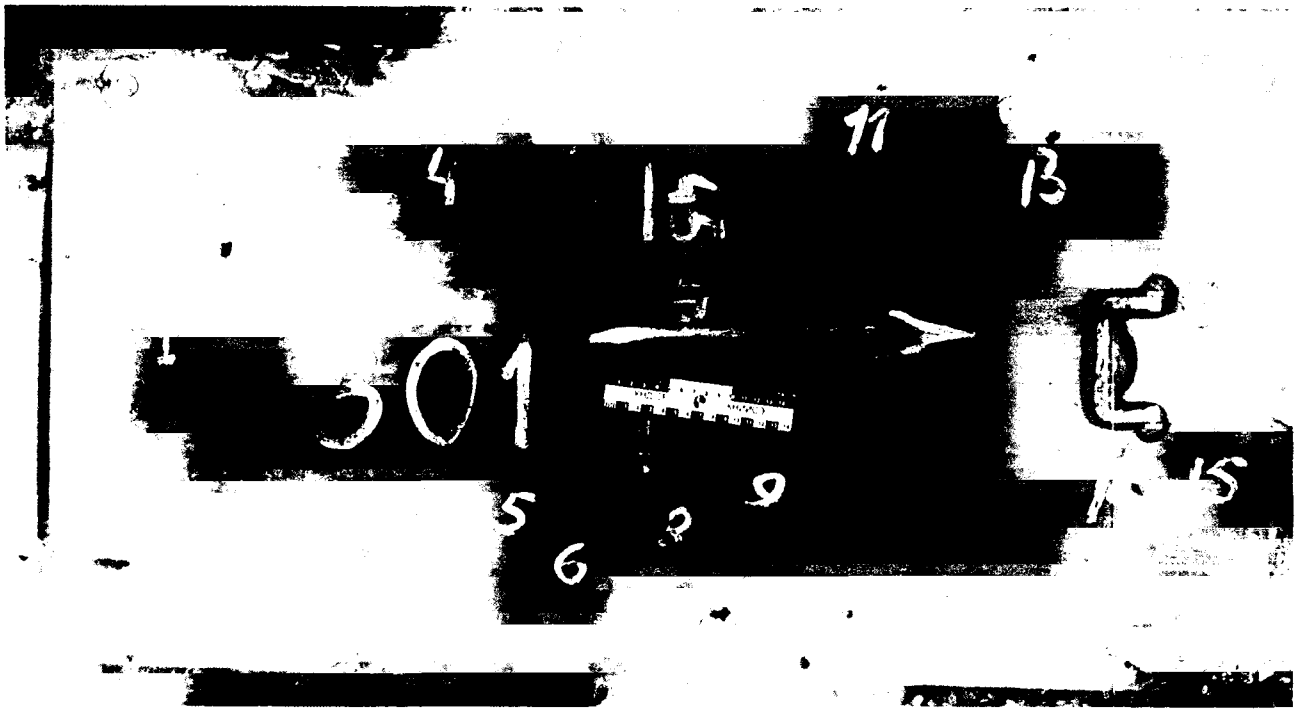
А.О. Полтавський

О.Г. Рувін

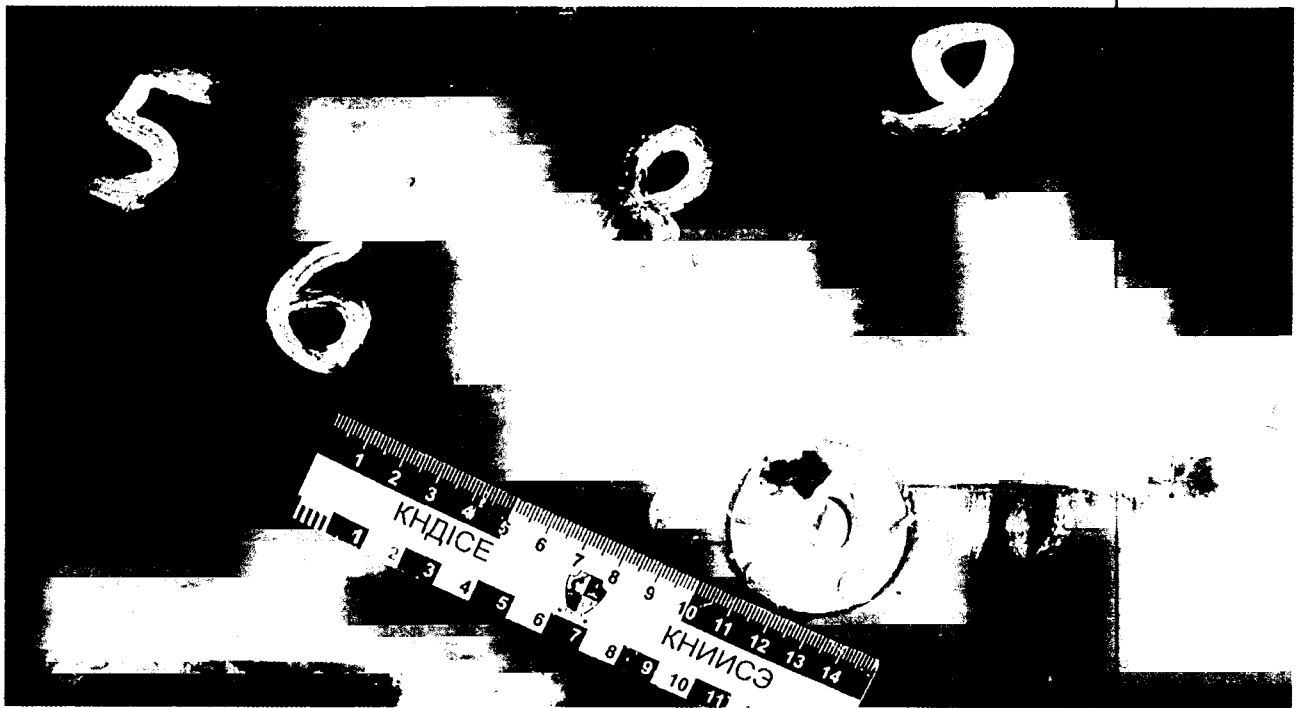
О.П. Ягодин

К.В. Запорожцев

О.Ф. Федулова



Зображення 4. Один з фрагментів пола (кришки люка) з наскрізними та сліпими пошкодженнями.



Зображення 5. Пошкодження одного з фрагментів пола (кришки люка), проілюстрованого на зображенні 4.

Судові експерти:

*[Signature]*  
*[Signature]*  
 А.О. Полтавський

О.Г. Рувін

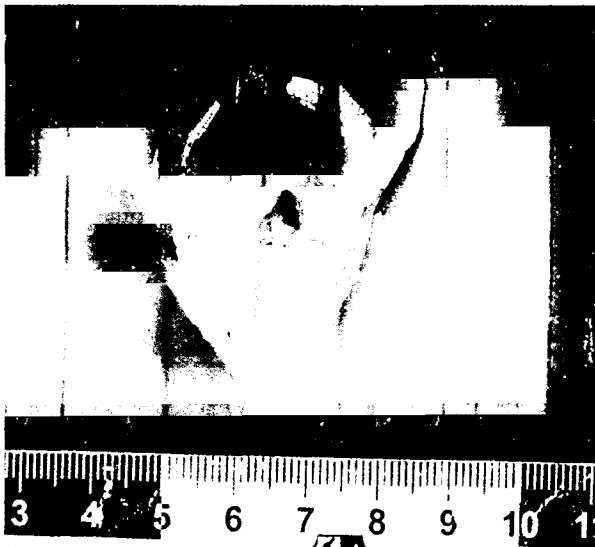
*[Signature]*  
 О.П. Ягодин

К.В. Запорожцев

*[Signature]*  
 О.Ф. Федулова



Зображення 6. Фрагмент панелі пола з пошкодженням.



Зображення 7. Пошкодження резинового покриття на фрагменті полу, проілюстрованого на зображенні 6.



Зображення 8. Пошкодження під резиновим покриттям на фрагменті полу, проілюстрованого на зображенні 6.

Судові експерти:

A handwritten signature in black ink, appearing to be 'A.O. Poltavskiy'.

А.О. Полтавський

A large, stylized handwritten signature in black ink, appearing to be 'O.G. Ruvyn'.

О.Г. Рувін

О.П. Ягодин

A handwritten signature in black ink, appearing to be 'K.V. Zaporozhchev'.

К.В. Запорожцев

A handwritten signature in black ink, appearing to be 'O.F. Fedulova'.

О.Ф. Федулова

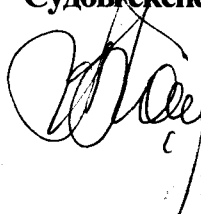
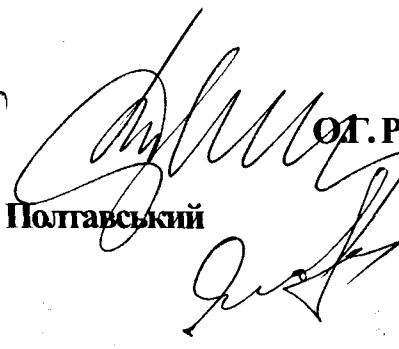
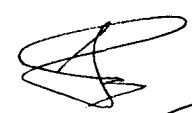
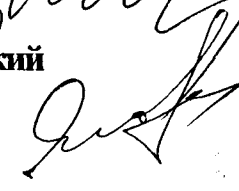



Зображення 9. Фрагмент панелі стелі з наскрізними пошкодженнями.



Зображення 10. Пошкодження панелі стелі, проілюстрованій на зображенні 9.

Судові експерти:

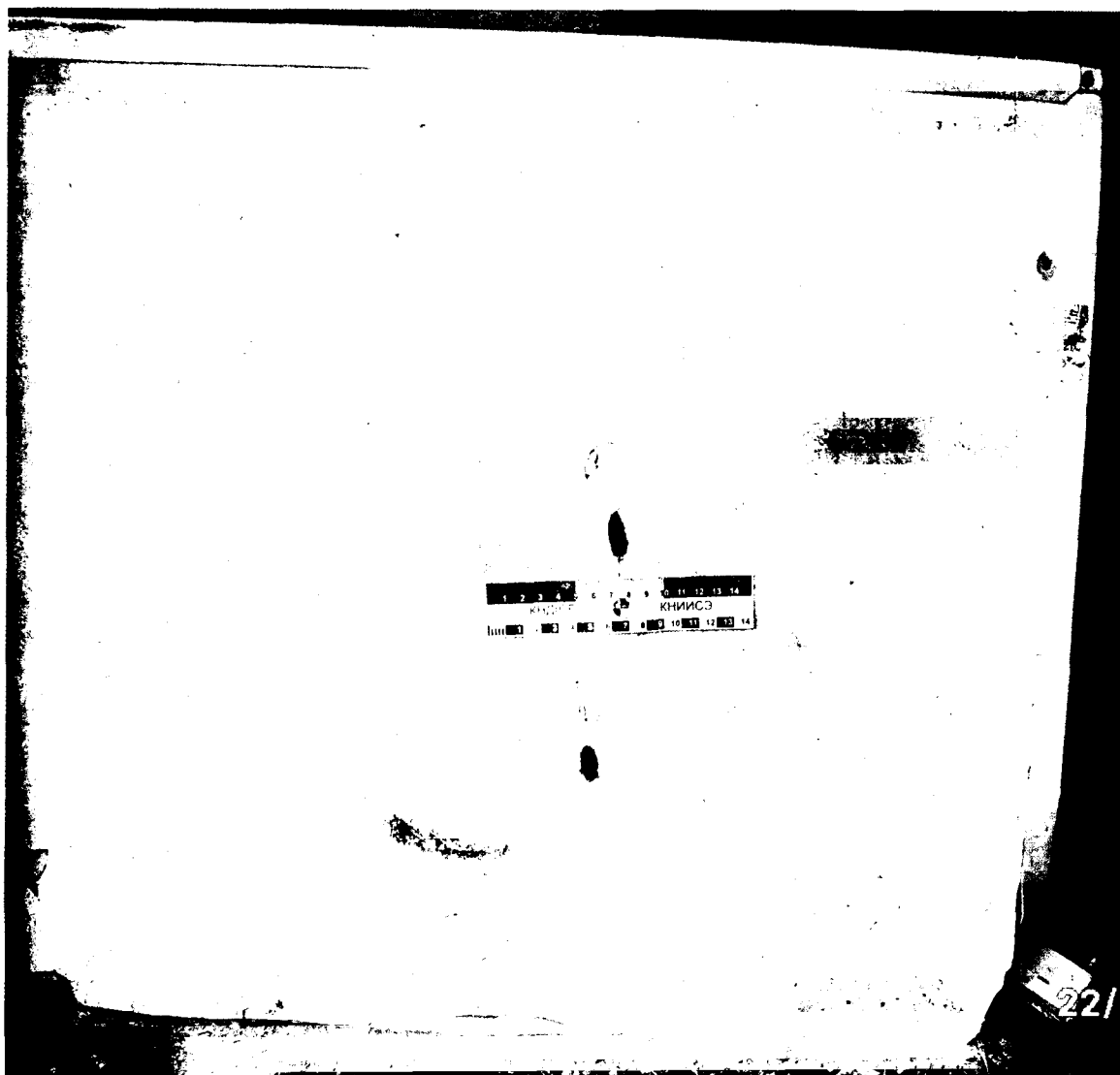
А.О. Полтавський

О.Л. Рувін

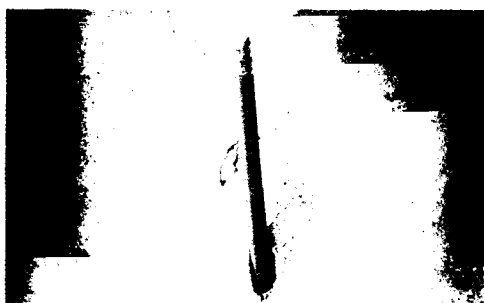
К.В. Запорожцев

О.П. Ягодин

О.Ф. Федулова



Зображення 11. Фрагмент вертикальної перегородки відсіку теліжки з пошкодження.



Зображення 12. Пошкодження на фрагменті перегородки теліжки, проілюстрованій на зображенні 11.

Судові експерти:

*[Signature]*

А.О. Полтавський

О.Г. Рувін

*[Signature]*

О.П. Ягодин

*[Signature]*

К.В. Запорожцев

*[Signature]*

О.Ф. Федулова



Зображення 13. Столик пасажирського кресла економічного класу з пошкодженнями.



Зображення 14. Пошкодження (зі зворотного боку) на столику кресла економічного класу, проілюстрованого на зображенні 13.

Судові експерти:

*[Signature]*  
А.О. Полтавський

О.Г. Рувін

О.П. Ягодин

*[Signature]*

К.В. Запорожцев

О.Ф. Федулова



## ІЛЮСТРАТИВНА ТАБЛИЦЯ

до висновку експертів 5932/5933/5934-09/3561/10-18 за результатами судової комплексної експертизи у господарській справі № 30/261-2004



Зображення 1.



Зображення 2.

Судові експерти:

А.О. Полтавський

О.Г. Рувін

О.П. Ягодин

К.В. Запорожцев

О.Ф. Федулова



Зображення 3.

Ідентифіковані уламки літака, викладені у горизонтальній площині  
(з різних ракурсів).

Судові експерти:

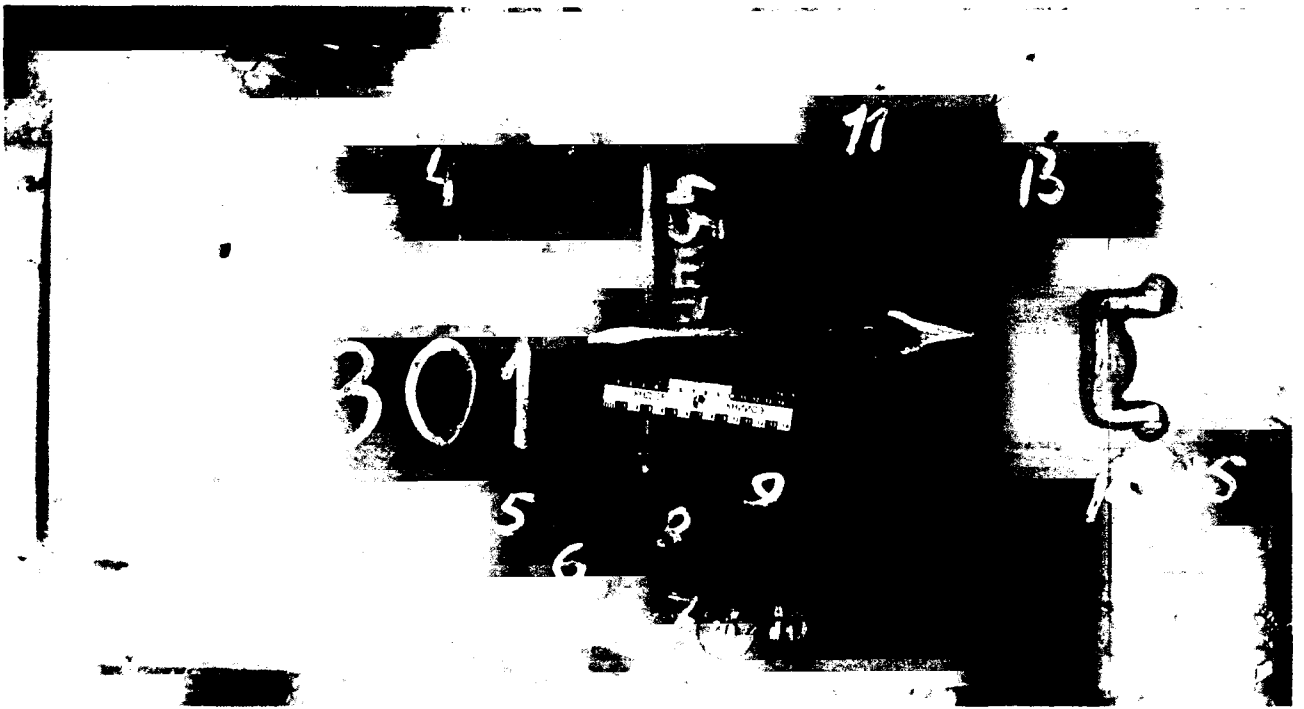
А.О. Полтавський

О.Г. Рувін

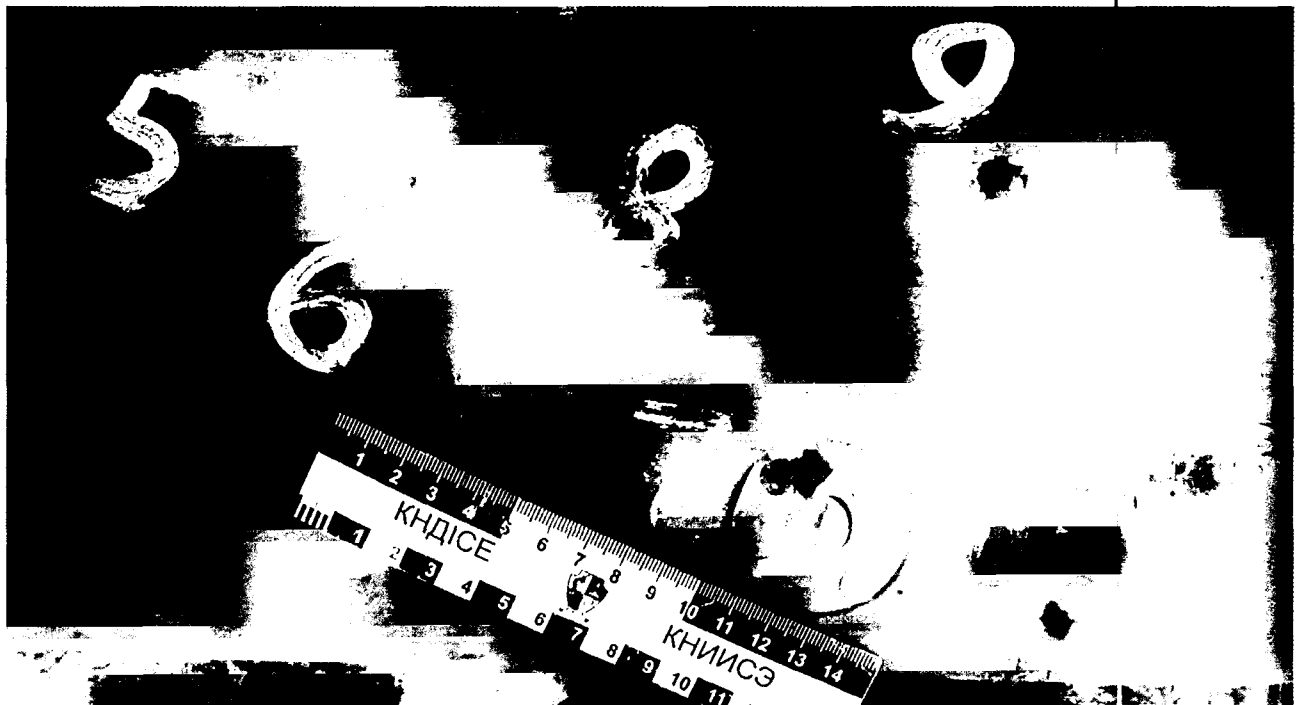
О.П. Ягодин

К.В. Запорожцев

О.Ф. Федулова



Зображення 4. Один з фрагментів пола (кришки люка) з наскрізними та сліпими пошкодженнями.



Зображення 5. Пошкодження одного з фрагментів пола (кришки люка), проілюстрованого на зображенні 4.

Судові експерти:

*[Signature]*  
А.О. Полтавський

О.Г. Рувін

О.П. Ягодин

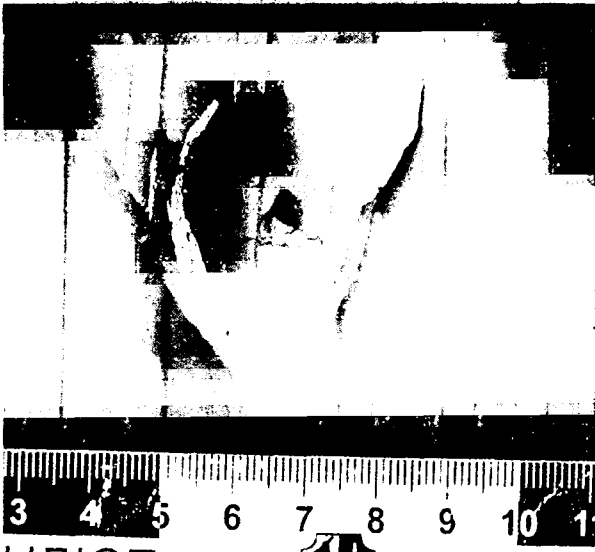
*[Signature]*

К.В. Запорожцев

О.Ф. Федулова



Зображення 6. Фрагмент панелі пола з пошкодженням.


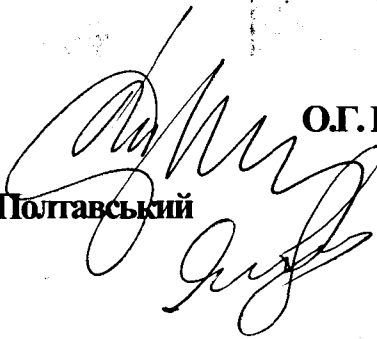

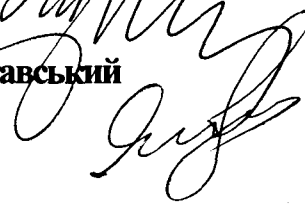



Зображення 7. Пошкодження резинового покриття на фрагменті полу, проілюстрованого на зображенні 6.



Зображення 8. Пошкодження під резиновим покриттям на фрагменті полу, проілюстрованого на зображенні 6.

Судові експерти:

		
А.О. Полтавський	О.Г. Рувін	К.В. Запорожцев
		
	О.П. Ягодин	О.Ф. Федулова



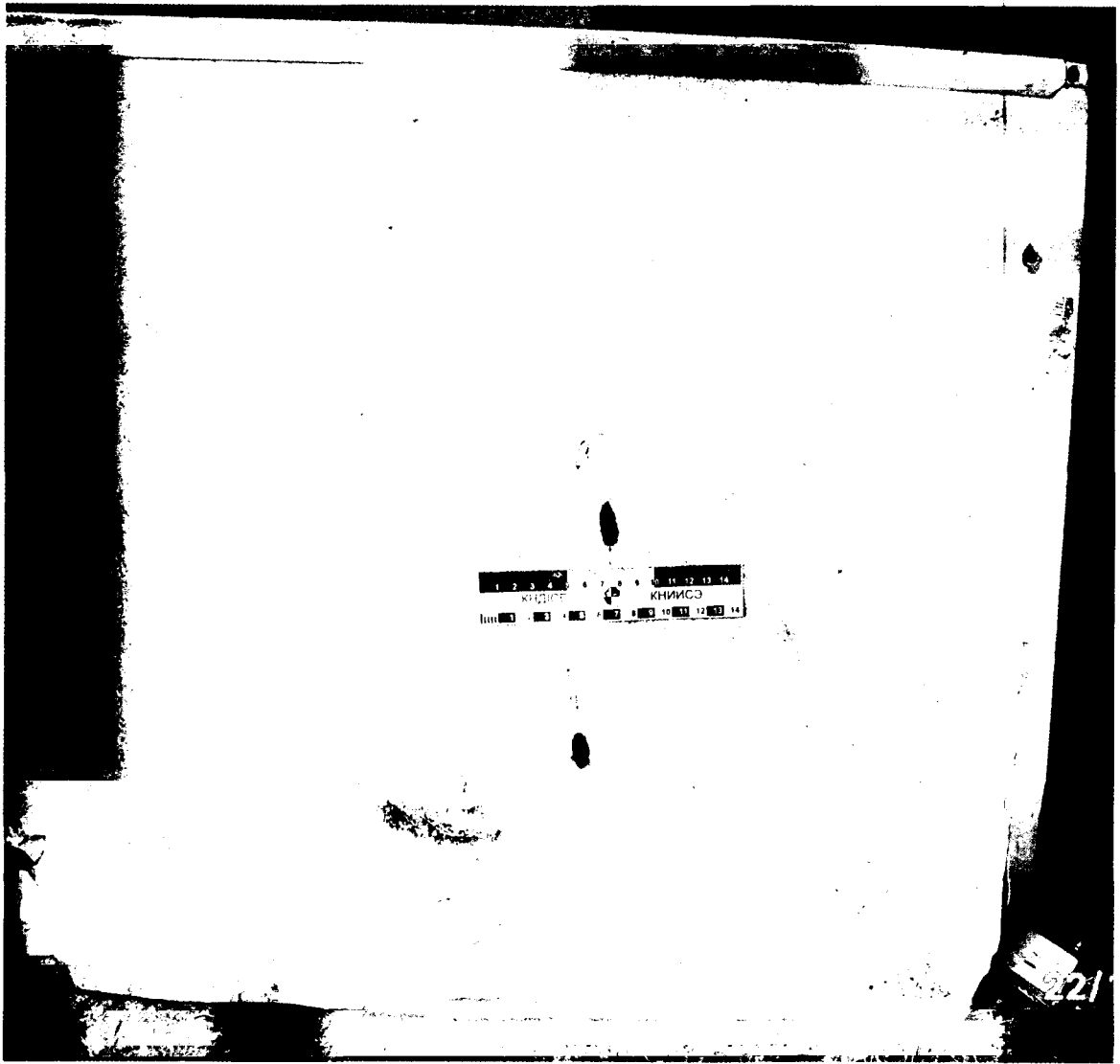
Зображення 9. Фрагмент панелі стелі з наскрізними пошкодженнями.



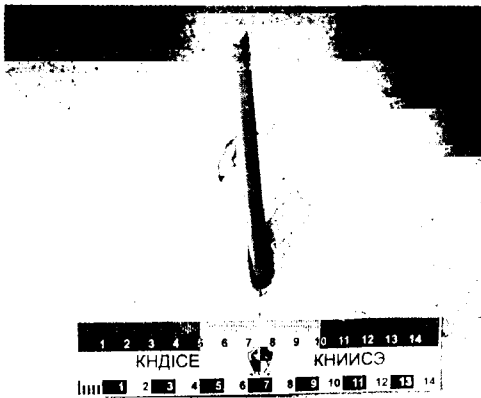
Зображення 10. Пошкодження панелі стелі, проілюстрованій на зображенні 9.

Судові експерти:

А.О. Полтавський      О.Г. Рувін      К.В. Запорожцев  
 О.П. Ягодин      О.Ф. Федулова



Зображення 11. Фрагмент вертикальної перегородки відсіку теліжки з пошкодження.



Зображення 12. Пошкодження на фрагменті перегородки теліжки, проілюстрованій на зображенні 11.

Судові експерти:

*[Signature]*

А.О. Полтавський

*[Signature]*

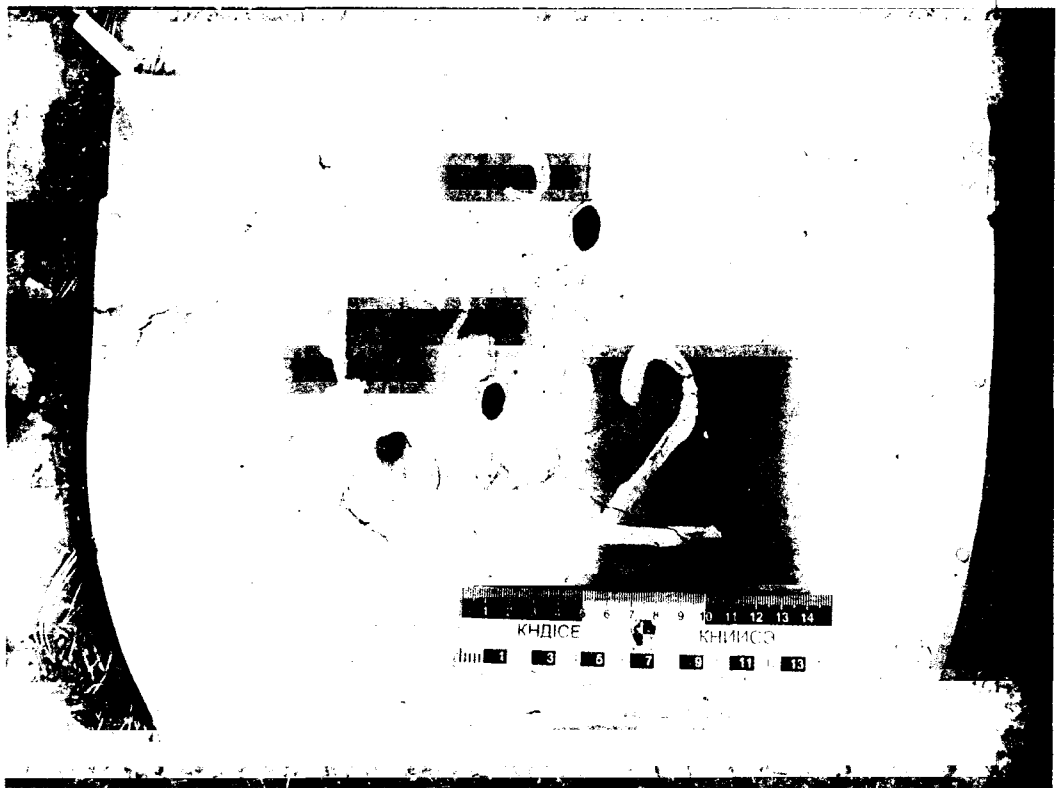
О.Г. Рувін

О.П. Ягодин

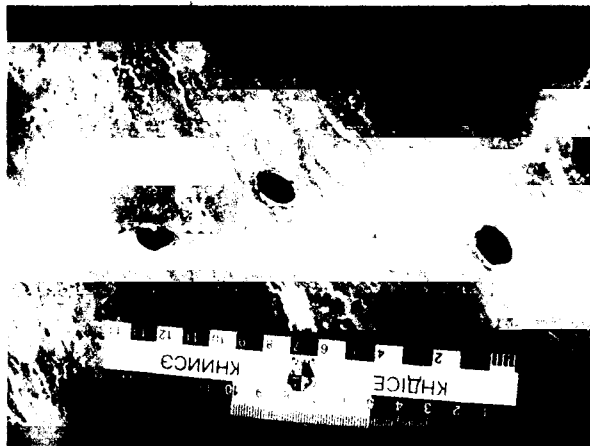
*[Signature]*

К.В. Запорожцев

О.Ф. Федулова



Зображення 13. Столик пасажирського кресла економічного класу з пошкодженнями.



Зображення 14. Пошкодження (зі зворотного боку) на столику кресла економічного класу, проілюстрованого на зображенні 13.

Судові експерти:

*[Signature]*  
*[Signature]*  
 А.О. Полтавський

О.Г. Рувін

О.П. Ягодин

*[Signature]*  
*[Signature]*

К.В. Запорожцев

О.Ф. Федулова