

УДК 623.624.9

А.А. Жевтюк¹, А.А. Новиков², Е.А. Українець², М.М. Бречка², Е.В. Спиркин²¹ЦНИИ вооружения и военной техники Вооруженных Сил Украины, Киев²Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК РАССЕЯНИЯ ВОЕННО-ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЕТА АН-26

Статья посвящена определению характеристик рассеяния модели самолета Ан-26 в безэховой камере сверхвысоких частот Харьковского Национального университета имени В.Н. Каразина. Представлены особенности методики проведения модельного эксперимента. На основе анализа полученных данных сделаны выводы по особенностям характеристик рассеяния исследуемой модели, влиянию компоновочной схемы самолета на характеристики рассеяния.

Ключевые слова: эксперимент, модель, характеристики рассеяния, безэховая камера, эффективная поверхность рассеяния, самолет.

Введение

Характеристики радиолокационной заметности самолетов определяются экспериментальными, полумпирическими и численными методами. Расчет и точное определение значений основных показателей радиолокационной заметности, и, в частности, эффективной поверхности рассеяния σ представляет собой отдельную сложнейшую проблему, для решения которой разработаны теоретические и экспериментальные методы.

Целью статьи является экспериментальное определение характеристик рассеяния модели самолета Ан-26.

Основной раздел

Выбранный метод исследования – модельный эксперимент в безэховой камере (БЭК). Используемая в эксперименте БЭК Харьковского национального университета имени В.Н. Каразина имеет криволинейные стенки, размеры 8,3 м×5,2 м×4 м, принадлежит к 1 классу точности [1, 2], то есть, спроектирована для точных измерений параметров радиосистем. Внутренние стены БЭК покрыты подогнанными вручную 8400 пирамидами радиопоглощающего (РПМ) рассеивающего типа, высота каждой пирамиды равна 320 мм, угол при вершине около $\alpha=30^\circ$. При таких размерах пирамиды в диапазоне углов падения $\theta=0...40^\circ$ число отражений каждого луча не менее 4 и поглощение при каждом отражении 5...12 дБ. РПМ представляет собой радиопоглощающее пеностекло на основе углеродистого строительного пеностекла, выпускаемого Гомель-

ским стекольным заводом, с удельным затуханием электромагнитных волн на частоте 4275 МГц 2-3 дБ/см. РПМ подобного типа был создан в Государственном предприятии «Научно-исследовательский институт строительных материалов» совместно с Центральным конструкторским бюро специальных радиоматериалов и нашел широкое применение для изготовления высокоэффективных поглотителей электромагнитных волн. Неорганический состав, низкая плотность, замкнутая ячеистая структура углеродистого пеностекла обеспечивают стабильность его физических свойств, эффективность и долговечность в широком интервале температур и влажности. Высокие эксплуатационные свойства углеродистого пеностекла обусловлены тем, что замкнутость ячеек исключает проникновение влаги во внутренний объем материала и обеспечивает постоянство физических свойств при отрицательных температурах или повышенной влажности. Недостатком РПМ подобного типа является высокая стоимость, поскольку при его производстве больше удельные затраты труда, электроэнергии и топлива, чем при производстве других материалов, а при распиловке и оправке пеностекла существенно уменьшается выход готовой продукции.

Методика проведения эксперимента, состав применяемого оборудования представлены в работе [3].

В рассматриваемом высокочастотном диапазоне зондирующего сигнала ЭПР моделей самолетов является осциллирующей функцией частоты зондирующего сигнала, что обусловлено зависимостью от частоты разности фаз сигналов, отраженных различными участками поверхности модели, сильно

изменяющейся картиной зон Френеля на поверхности модели при изменении частоты зондирующего сигнала [4], степенью согласованности характеристик применяемого в модельном эксперименте оборудования. Кроме того, в определении ЭПР никак не учитываются, например, свойства приемной и передающей антенн, способных излучать и принимать волну только с определенной поляризацией. При двухпозиционном рассеянии, характерном для модельного эксперимента в БЭК, поляризации излучающей и приемной антенн не совпадают, поэтому будет принята только часть рассеянной мощности, соответствующая поляризации приемной антенны, а наблюдаемая ЭПР будет ниже вычисленной теоретически, и этот факт должен приниматься во внимание [5, С. 22]. Особое значение при практическом определении в модельном эксперименте ЭПР компоновок «малозаметных» самолетов приобретает энергетика генератора СВЧ в сочетании с согласованностью характеристик оборудования, определяемые экспериментально. Следовательно, выбор частоты зондирующего сигнала для дальнейших исследований должен осуществляться на основании эксперимента в зоне наибольшей энергетика сигнала применяемого генератора СВЧ для поиска максимума уровня мощности сигнала на входе усилитель, что позволит удовлетворить повышенным требованиям к энергетике генератора СВЧ при исследовании «малозаметных» объектов и снизить погрешность, обусловленную несогласованностью характеристик средств измерений при их комплексном использовании [6, С. 18].

На рис. 2 представлена зависимость от частоты зондирующего сигнала относительного уровня мощности сигнала на входе в измеритель отношения

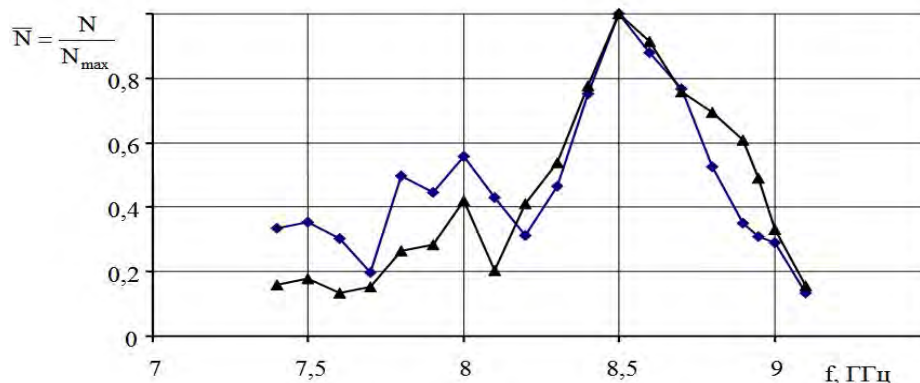


Рис. 2. Зависимость относительного уровня мощности сигнала на входе в измеритель отношения напряжений В 8-7 линзы Люнеберга (линия, маркированная ромбиками) и модели самолета Ан-72 (линия, маркированная треугольниками) от частоты зондирующего сигнала

Анализ представленных зависимостей позволяет сделать вывод о том, что для проведения дальнейших исследований с моделями «малозаметных» самолетов наиболее рациональным является использование частоты зондирующего сигнала $f=8,5$ ГГц (соответствует длине волны $\lambda=3,53$ см), что обеспечивает максимум уровня мощности сигнала на входе в измеритель от-

напряжений В 8-7 при зондировании линзы Люнеберга (рис. 1) на азимутальном угле $\beta=0^\circ$ и угле места $\varphi=0^\circ$, и модели военного-транспортного самолета Ан-72 на азимутальном угле $\beta=90^\circ$ и угле места $\varphi=0^\circ$. Линза Люнеберга используется при создании аэродинамических ложных целей и представляет собой сложный диэлектрический линзовый вторичный излучатель с металлическим экраном, обеспечивающий функционирование в широком угловом секторе, что нивелирует ошибки в угловом положении модели, излучающей и принимающей антенны. Линза собирается из сферических слоев с подобранными по определенному закону показателями преломления, падающие лучи фокусируются линзой на металлический отражатель сферической формы в точке, диаметрально противоположной точке касания линзы фронтом падающей волны [7]. Модель самолета Ан-72 полностью металлическая, выполнена в стандартном модельном масштабе 1:72.

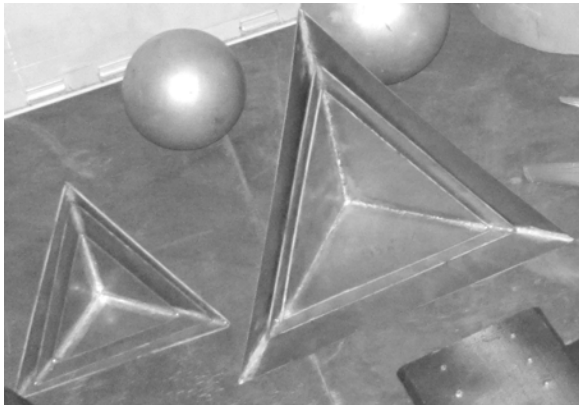


Рис. 1. Фотография линзы Люнеберга, использованной для проведения эксперимента

ношения напряжений В 8-7, и, соответственно минимальную величину погрешности, обусловленной несогласованностью характеристик средств измерений при их комплексном использовании.

Для подтверждения возможности использования разработанной экспериментальной методики для определения ЭПР моделей сложных аэродина-

мических объектов проведено сравнение экспериментальных и теоретических значений максимальной ЭПР эталонных уголкового отражателей (рис. 3)



с различной длиной ребра. Отражатели изготовлены из металлизированного пластика, стыки тщательно пропаяны.

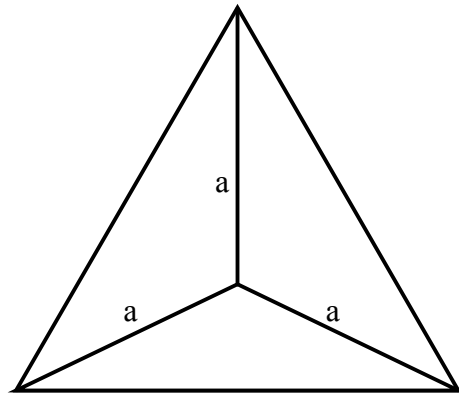


Рис. 3. Фотография и схема эталонных уголкового отражателей, использованных для проведения эксперимента

Как известно, трехгранные уголкового отражатели обеспечивают интенсивное отражение в двумерном секторе углов прихода. Максимальная эффективная площадь обеспечивается при наблюдении трехгранного уголкового отражателя вдоль оси симметрии, когда определяемая площадь эквивалентной пластинки достигает максимального значения:

$$S_{0\max} = a^2 / \sqrt{3} \quad \text{и} \quad \sigma_{\max} = 4\pi a^4 / (3\lambda^2), \quad (1)$$

где a – длина ребра уголкового отражателя, м; λ – длина волны зондирующего сигнала [6].

На рис. 4 представлено сравнение экспериментальных и теоретических значений максимальной ЭПР эталонных уголкового отражателей (рис. 3).

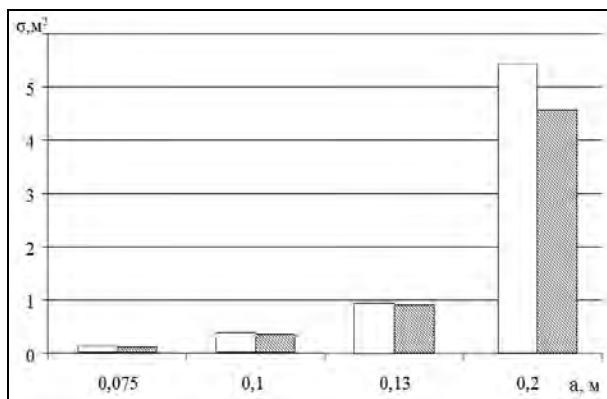


Рис. 4. Диаграмма значений максимальной ЭПР эталонных уголкового отражателей (столбцы белого цвета – теоретическое значение, заштрихованные столбцы – экспериментальное значение)

Анализ представленной диаграммы позволяет сделать вывод об удовлетворительном совпадении теоретических значений и экспериментальных данных, некоторое количественное расхождение обусловлено, по-видимому, влиянием разнесенного приема, заниженным значением ЭПР при калибровке по сфере, а также недостаточной жесткостью исполь-

зованного при изготовлении отражателей пластика, что приводит к «волнистости» боковых поверхности отражателей с большим ребром, и, следовательно, уменьшению эффективности уголкового отражателя.

На рис. 6 представлена полученная численным методом [4] зависимость величины ЭПР специального отражателя (рис. 5) с нанесенными экспериментальными точками. «Бочкообразной» отражатель предназначен для создания аэродинамических ложных целей, отличается предельной простотой формы и конструкции, изготовлен из дерева, внешняя поверхность металлизирована алюминиевой фольгой. Азимутальный угол в расчете и в эксперименте отсчитывался от торца отражателя. Анализ представленной зависимости позволяет сделать вывод об удовлетворительном совпадении теоретических значений и экспериментальных данных, при этом несколько заниженные значения ЭПР, полученные в эксперименте, обусловлены влиянием разнесенного приема, заниженным значением ЭПР при калибровке по сфере, неточностями при изготовлении отражателя.

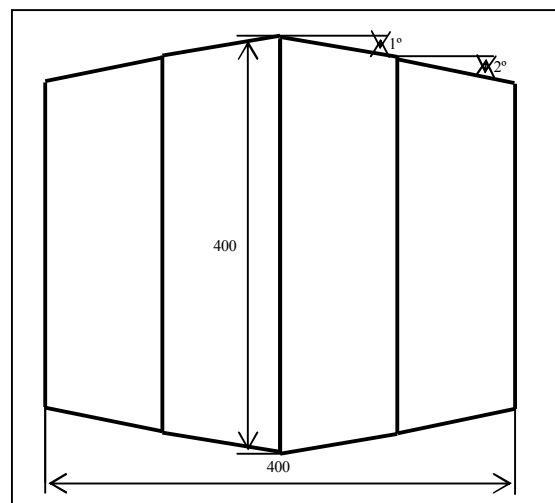


Рис. 5. Эскиз специального отражателя

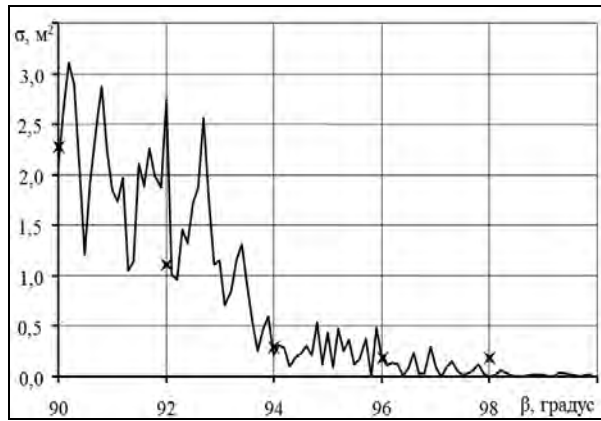


Рис. 6. Расчетная зависимость величины ЭПР специального отражателя с нанесенными экспериментальными точками (обозначены звездочками)

Для подтверждения возможности использования разработанной экспериментальной методики для определения ЭПР моделей сложных аэродинамических объектов проведено сравнение экспериментальных и расчетных [4] значений ЭПР военно-транспортного самолета Ан-26 (рис. 7, табл. 1).



Рис. 7. Фотография модели военно-транспортного самолета Ан-26

Легкий военно-транспортный самолет Ан-26 создан на базе пассажирского самолета Ан-24, находится на вооружении Воздушных Сил ВС Украины и предназначен для десантирования воздушных десантов, перевозки по воздуху личного состава и боевой техники, доставки войскам боеприпасов, топлива и материальных средств. Самолет представляет собой высокоплан нормальной балансировочной схемы с палубным размещением оперения, развитой взлетно-посадочной механизацией, обдуваемой воздушными винтами [8 – 9]. В конструкции планера преобладают алюминиевые сплавы. Модель самолета выполнена в масштабе 1:35 из дерева, поверхность металлизирована напылением нескольких слоев алюминия.

На рис. 8 представлено сравнение результатов эксперимента по определению величины осредненной по азимуту ЭПР военно-транспортного самолета Ан-26 с результатами работы [4]. Измеренное значение ЭПР модели самолета σ' пересчитано в ЭПР самолета по соотношению:

$$\sigma = \sigma' p^2, \quad (2)$$

где p – параметр масштабирования.

Таблица 1
Геометрические и летно-технические характеристики военно-транспортного самолета Ан-26

| | |
|-----------------------------|-----------------------------------|
| Размах крыла | 29,2 м |
| Длина самолета | 23,8 м |
| Высота самолета | 8,58 м |
| Площадь крыла | 74,98 кв.м |
| Максимальная взлетная масса | 24000 кг |
| Тип двигателя | |
| – основные | 2 ТВД АИ-24ВТ |
| – дополнительный | 1 ТРД РУ-19А-300 |
| Крейсерская скорость | 440 км/ч |
| Практическая дальность | 2550 км |
| Практический потолок | 7500 м |
| Экипаж | 5 чел |
| Полезная нагрузка | 40 десантников или 5500 кг груза. |

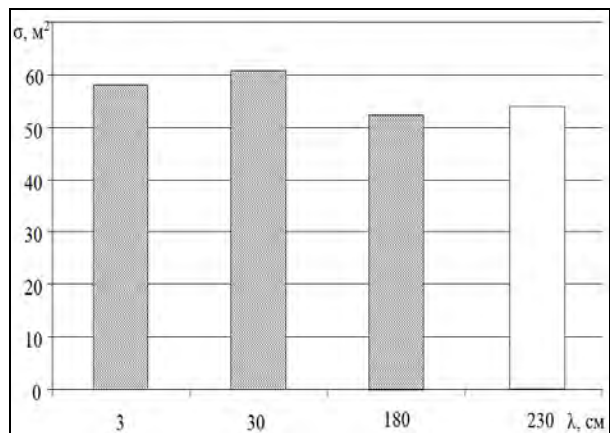


Рис. 8. Диаграммы осредненной по азимуту величины ЭПР самолета Ан-26 от длины волны λ зондирующего сигнала (расчет – заштрихованные столбцы, эксперимент – столбец с белым фоном)

Несоответствие длины волны зондирующего сигнала в расчете и в эксперименте обусловлено ограниченными возможностями экспериментального оборудования и размерами безэховой зоны БЭК, поэтому предварительная оценка влияния частоты зондирования на величину средней ЭПР типовой цели – военно-транспортный самолет, проведена с использованием результатов работы [4] и представлена на рис. 9.

Выводы

Анализ приведенных данных позволяет сделать следующие выводы:

– влияние длины волны зондирующего сигнала на величину осредненной по азимуту ЭПР типовой цели – военно-транспортного самолета не носит решающего характера, величины осредненной по азимуту ЭПР при изменении длины волны зондирующего сигнала на 2 порядка остается одного порядка. Поэтому удовлетворительное совпадение расчетных и экспериментальных данных (менее 11 %, рис. 9)

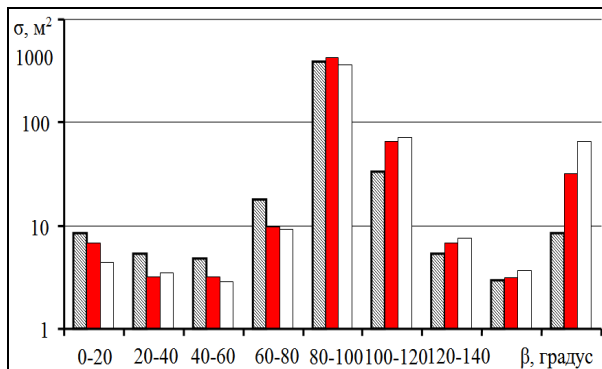


Рис. 9. Диаграммы величин ЭПР самолета Ан-26 в двадцатиградусных диапазонах азимута при зондировании на частотах 166 МГц (заштрихованные столбцы), 1 ГГц (столбцы с темным фоном) и 10 ГГц (столбцы без фона)

дополнительно подтверждают возможность использования разработанной экспериментальной методики для определения ЭПР моделей сложных аэродинамических объектов.

– основной вклад в суммарную ЭПР самолета Ан-26 вносят «гладкие» участки фюзеляжа, мотогондол, крыльев и, особенно, вертикального оперения увеличенной для обеспечения режимов короткого взлета и посадки площади;

– существенный вклад в суммарную ЭПР самолета Ан-26 в азимутах $0\div 20^\circ$, $340\div 360^\circ$ вносят воздушные винты, что с точки зрения снижения радиолокационной заметности является недостатком;

– наибольшие значения ЭПР самолета Ан-26 соответствуют азимутам $0\div 10^\circ$, $0\div 350^\circ$ и, особенно, $80\div 100^\circ$, $260\div 280^\circ$, где уровень ЭПР достигает более 400 м^2 . Это обусловлено тем, что при проектировании военно-транспортного самолета Ан-26 приоритетной была задача достижения высоких летно-тактических характеристик, величин полезной нагрузки, низких эксплуатационных затрат, в соответствии с этим Ан-72 относится к 3 уровню радиолокационной заметности [10].

Список литературы

1. Беззховая камера СВЧ сантиметрового диапазона и методика определения ее основных характеристик / Э.Ф. Каменский, И.Г. Леонов, Д.В. Максютя, В.С. Наконечный, С.В. Нечитайло, С.В. Орехов, А.А. Побережный // *Збірник наук. праць ХВУ*. – 2000. – Вип. № 4(30). – С. 72-78.
2. Орехов С.В. «Уявна» ефективна поверхня розсіювання безлунних камер надвисоких частот, методика її визначення та зменшення / С.В. Орехов, С.В. Нечитайло, К.В. Садовий // *Системи обробки інформації*. – 2005. – Вип. № 6(46). – С. 119-122.
3. Борисенко М.В. Экспериментальное определение характеристик рассеяния модели самолета Ан-72 / М.В. Борисенко, Е.А. Украинец, Ю.А. Черных // *Збірник наукових праць ХУПС*. – Х.: ХУПС, 2010. – Вип. 2(24). – С. 32-35.
4. Рассеяние электромагнитных волн воздушными и наземными радиолокационными объектами: монография / О.И. Сухаревский, В.А. Василец, С.В. Кукобко и др.; под ред. О.И. Сухаревского. – Х.: ХУПС, 2009. – 487 с.
5. Львова Л.А. Радиолокационная заметность летательных аппаратов / Л.А. Львова. – Снежинск: Изд-во РФЯЦ-ВНИИТФ, 2003. – 232 с.
6. Бакулев П.А. Радиолокационные системы: [учебн. для вузов] / П.А. Бакулев. – М.: Радиотехника, 2004. – 320 с.
7. Радиоэлектронные системы: основы построения и теория. Справочник / Я.Д. Ширман, С.Т. Багдасарян, А.С. Маляренко и др.; под ред. Я.Д. Ширмана. – М.: Радиотехника, 2007. – 512 с.
8. Самолет Ан-26. Техническое описание. – Кн. 1. Летно-технические характеристики. – М.: Внешторгиздат, 1978. – 27 с.
9. Самолет Ан-26. Техническое описание. – Книга 2. Конструкция самолета. – М.: Внешторгиздат, 1978. – 301 с.
10. Украинец Е.А. Классификация летательных аппаратов боевой и транспортной авиации с учетом радиолокационной заметности для концептуальных проработок летно-технических характеристик на ранних стадиях проектирования / Е.А. Украинец // *Інтегровані технології та енергозбереження*. – Х.: НТУ «ХПІ». – 2008. – № 3. – С. 114-119.

Поступила в редколлегию 12.10.2010

Рецензент: канд. техн. наук, проф. Ю.И. Миргород, Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков.

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ВИЗНАЧЕННЯ ХАРАКТЕРИСТИК РОЗСІЯННЯ ВІЙСЬКОВО-ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАКА АН-26

О.А. Жевтук, А.О. Новіков, Е.О. Українець, М.М. Бречка, Є.В. Спіркін

Стаття присвячена визначенню характеристик розсіяння моделі літака Ан-26 в беззховій камері надвисоких частот Харківського Національного університету імені В.Н. Каразіна. Представлені особливості методики проведення модельного експерименту. На основі аналізу отриманих даних зроблені висновки про особливостях характеристик розсіяння досліджуваної моделі, впливі компоновальної схеми літака на характеристики розсіяння.

Ключові слова: експеримент, модель, характеристики розсіяння, беззховая камера, ефективна поверхня розсіяння, літак.

EXPERIMENTAL DETERMINATION OF DESCRIPTIONS OF DISPERSION OF TROOP-CARRIER AN-26

A.A. Zhevtyuk, A.A. Novikov, Ye.A. Ukrainets, M.M. Brechka, Ye.V. Spirkin

The article is devoted determination of descriptions of dispersion of model of airplane An-26 in the anechoic chamber of extreme frequencies of the Kharkov National university of the name of V.N. Karazin. The features of method of conducting of model experiment are presented. On the basis of analysis of the got data conclusions are done on the features of descriptions of dispersion of the probed model, influencing of arrangement chart of airplane on descriptions of dispersion.

Keywords: experiment, model, descriptions of dispersion, anechoic chamber, effective surface of dispersion, airplane.