

УДК 621.396.933.21

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТЕЙ ПАССИВНОЙ ЛОКАЦИИ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ПРЕДЕЛЬНО МАЛЫХ ВЫСОТАХ ПО СЕЙСМИЧЕСКИМ ПОЛЯМ

С.Р. ГЕЙСТЕР

НИИ Вооруженных Сил Республики Беларусь
Калиновского 4, Минск, 220103, Беларусь

Поступила в редакцию 14 ноября 2012

Акустическое поле двигательной установки аэродинамического летательного аппарата возбуждает в поверхностном слое земли сейсмическое поле, которое можно успешно использовать для локации объектов на предельно малых высотах (менее 200 метров). Дается характеристика пассивного способа локации на основе приема сейсмических полей. На основе натурального эксперимента прогнозируются дальности обнаружения летательных аппаратов (самолетов, вертолетов), выполняющих полет на предельно малых высотах.

Ключевые слова: сейсмическое поле, локация, малые высоты.

Введение

В [1] проанализированы факторы, снижающие эффективность радиолокационного обнаружения маловысотных летательных аппаратов (ЛА) в мирное время и тенденции в решении задачи обнаружения за рубежом. В результате анализа предложен путь решения задачи обнаружения ЛА на основе использования акустических и сейсмических полей.

Двигательные установки аэродинамических аппаратов генерируют акустические поля, активные исследования которых [2] начались в 30-х годах XX столетия и продолжаются до настоящего времени. Интенсивность акустического поля [3] напрямую связана с размерами и динамикой полета ЛА. Акустическое поле взаимодействует с поверхностью Земли и формирует сейсмическое поле. Открытые публикации, связанные с использованием сейсмических полей для обнаружения ЛА на малых высотах, весьма ограничены. Однако экспериментальные исследования, начавшиеся инициативно в Республике Беларусь в 2005 году, напрямую указывают на возможность эффективного обнаружения ЛА на основе приема сейсмических волн.

Необходимо отметить, что в современных условиях пассивная локация на основе акустических и сейсмических полей имеет, по меньшей мере, два очевидных преимущества перед активной радиолокацией. Во-первых, в отличие от радиолокационного способа обнаружения, требующего прямой видимости ЛА (радиолокация «из-за угла» невозможна в используемом диапазоне длин волн от метров до миллиметров), сейсмический способ обеспечивает обнаружение низколетящих ЛА как при наличии прямой видимости ЛА, так и при ее отсутствии. Во-вторых, сейсмический способ локации является пассивным, а средства, реализующие его – устойчивыми к радиоэлектронному подавлению и огневому поражению.

Характеристика типов сейсмических волн, создаваемых летательным аппаратом

Для правильного выбора устройства приема сейсмической волны необходимо знать тип сейсмической волны, создаваемой летательным аппаратом. На рис.1 представлена иллюстрация взаимодействия акустической волны, создаваемой аэродинамическим ЛА, с поверхностью земли. На основе первичного анализа можно полагать, что при полете ЛА на малых и предельно малых высотах в земле могут формироваться два основных типа волн:

– сейсмическая поперечная волна, формируемая в зоне проекции ЛА на поверхность земли, где фронт акустической волны ориентирован практически параллельно поверхности. Предполагается, что эта волна распространяется в горизонтальном плотном слое земли глубиной в десятки метров;

– сейсмическая поверхностная волна Релея, формируемая в зоне, удаленной от проекции летательного аппарата на поверхность земли, где фронт акустической волны ориентирован под углом относительно поверхности. Можно полагать, что эта волна распространяется в поверхностном слое земли глубиной единицы метров.

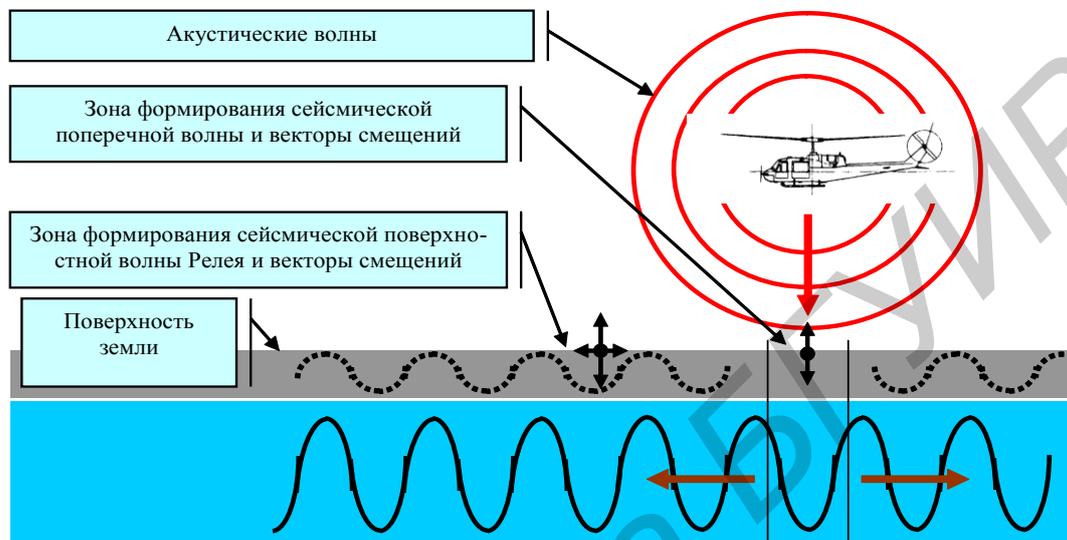


Рис. 1. Взаимодействие акустической волны с поверхностью Земли

Сейсмическая поверхностная волна Релея характеризуется тем, что при ее распространении существуют одновременно деформации объема и сдвига [4]. Это означает, что в данной волне присутствуют как вертикальный, так и горизонтальный векторы смещений.

Характеристика эксперимента

Основной задачей эксперимента является оценка возможностей обнаружения ЛА по мощности полезной составляющей в выходном сигнале сейсмического приемника (СП). Структура регистрирующего комплекса представлена на рис. 2, а внешний вид сейсмического приемника и его демонстрация на учениях «Щит Союза-2006» – на рис. 3. В ходе экспериментальных исследований регистрировались выходные сигналы СП, построенного на основе магнитоэлектрического эффекта, имеющего резонансную частоту около 20 Гц, установленного на глубину около 70 см и обеспечивавшего прием и преобразование в электрический сигнал вертикальной компоненты сейсмических волн. Эксперименты проводились на аэродроме без принятия специальных мер по снижению сейсмических помех, сопровождающих повседневную деятельность (обслуживание, заправка и пр.).

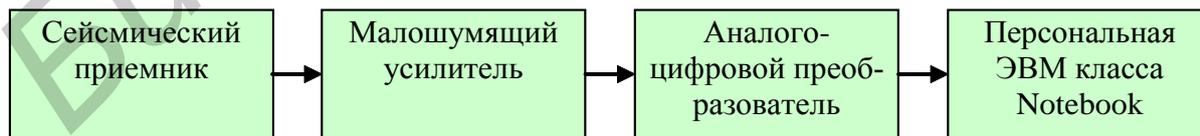


Рис. 2. Структура регистрирующего комплекса

Выполнена регистрация выходных сигналов СП для следующих ЛА: реактивный самолет класса «истребитель»; средний винтовой самолет (типа Ан-26); вертолет с одновинтовой схемой (типа Ми-8). Удаление объектов от СП составляло от 300 м до 5 км.



a

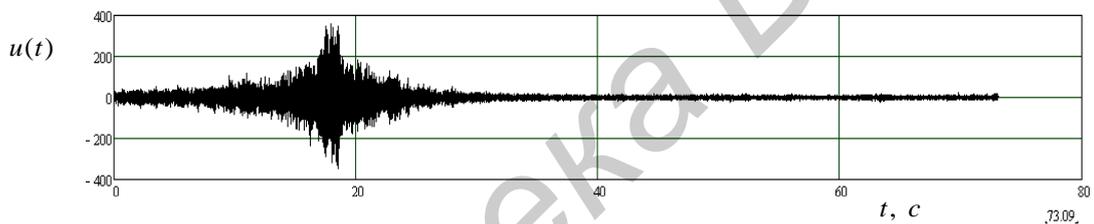


б

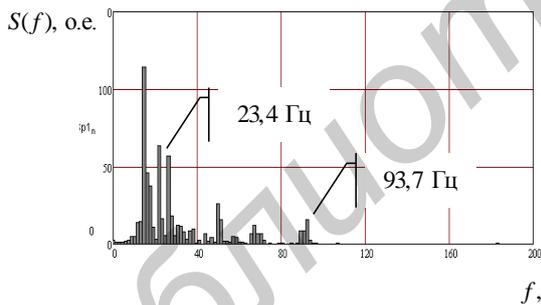
Рис. 3. Внешний вид сейсмического приемника (*a*) и его демонстрация (*б*) на учениях «Щит Союза-2006»

Результаты экспериментальных исследований

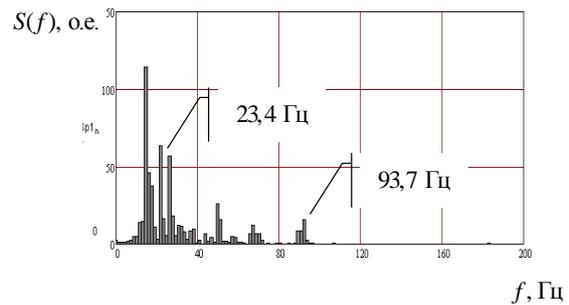
На рис. 4 представлены результаты исследований сигнала $u(t)$ на выходе СП при взлете винтового самолета Ан-26.



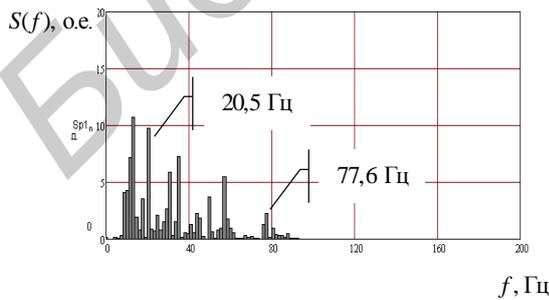
a



б



в



г



д

Рис. 4. Результаты исследований для самолета Ан-26:
a – временная реализация сигнала на выходе СП; *б* – спектр сигнала при $t = 12$ с;
в – спектр сигнала при $t = 17$ с; *г* – спектр сигнала при $t = 27$ с; *д* – спектр сигнала при $t = 70$ с

Энергетические спектры $S(f)$ принятого сигнала получены на основе быстрого преобразования Фурье (БПФ) от временных фрагментов длительностью 0,853 с (разрешение по частоте $\Delta F \cong 1,17$ Гц). В ходе взлета минимальное расстояние от Ан-26 до СП составляло около 300 м. Из рисунков следует:

- мощность спектральных составляющих фона, которые можно оценить по рис. 4, *д* (Ан-26 на удалении около 5 км), не превышает значения 1,1 относительной единицы (о.е.) в диапазоне 0...40 Гц, 0,336 о.е. – в диапазоне 40...150 Гц и 0,01 о.е. – в диапазоне 150...300 Гц;

- мощность спектральных составляющих полезного сигнала для удаляющегося Ан-26 на расстоянии около 1 км (рис. 4, *з*) доходит до 11 о.е.;

- основные спектральные составляющие находятся на частотах, кратных частоте вращения винта f_V и частоте f_{VL} , равной произведению частоты f_V и числа лопастей. В данном случае $f_V \cong 21,5$ Гц и $f_{VL} \cong 86$ Гц. Эти значения имеют отклонения в спектре при приближении (удалении) самолета относительно СП в соответствии с эффектом Доплера.

На рис. 5 представлены результаты исследований сигнала $u(t)$ на выходе СП при взлете среднего реактивного самолета класса «истребитель», скорость которого при взлете имела значение около 500 км/ч.

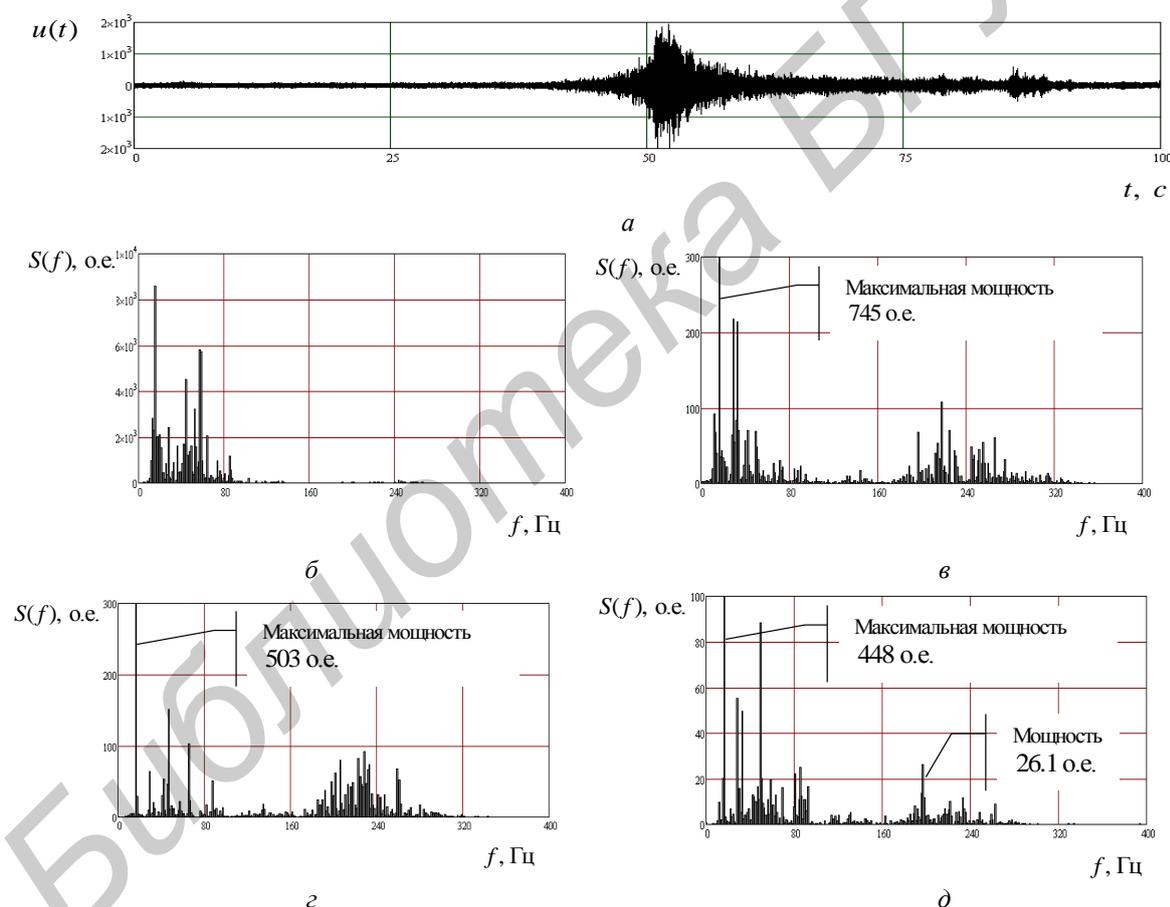


Рис. 5. Результаты исследований для реактивного самолета:

a – временная реализация сигнала на выходе СП; *б* – спектр сигнала при $t = 53$ с;

в – спектр сигнала при $t = 63$ с (дальность – 1 км, высота – 300 м); *з* – спектр сигнала при $t = 73$ с (дальность – 2 км, высота – 600 м); *д* – спектр сигнала при $t = 83$ с (дальность – 3 км, высота – 900 м)

Энергетические спектры $S(f)$ получены на основе БПФ от временных фрагментов выходного сигнала СП длительностью 0,853 с (разрешение по частоте $\Delta F \cong 1,17$ Гц). В ходе взлета минимальное расстояние от самолета до СП составляло около 300 м. На основании анализа рисунков можно сделать следующие выводы:

– регулярные спектральные составляющие в спектре при наблюдении реактивного самолета отсутствуют, однако спектр является неравномерным. Наибольшие спектральные составляющие находятся в диапазонах $0 \dots 150$ Гц и $150 \dots 300$ Гц;

– мощность спектральных составляющих полезного сигнала для удаляющегося самолета на расстоянии около 3 км (рис. 5, д) имеет значение не менее 448 о.е. в диапазоне $0 \dots 150$ Гц и не менее 26,1 о.е. в диапазоне $150 \dots 300$ Гц;

– для удаляющегося самолета доплеровский эффект проявляется в смещении положения максимума составляющих средних частот от значения 245 Гц в момент $t = 53$ с до значения 200 Гц в момент $t = 83$ с.

На рис. 6 представлены результаты исследований сигнала $u(t)$ на выходе СП при полете вертолета Ми-8 на высоте менее 50 м с дальности около 1500 м в направлении СП и зависании на дальности около 400 м.

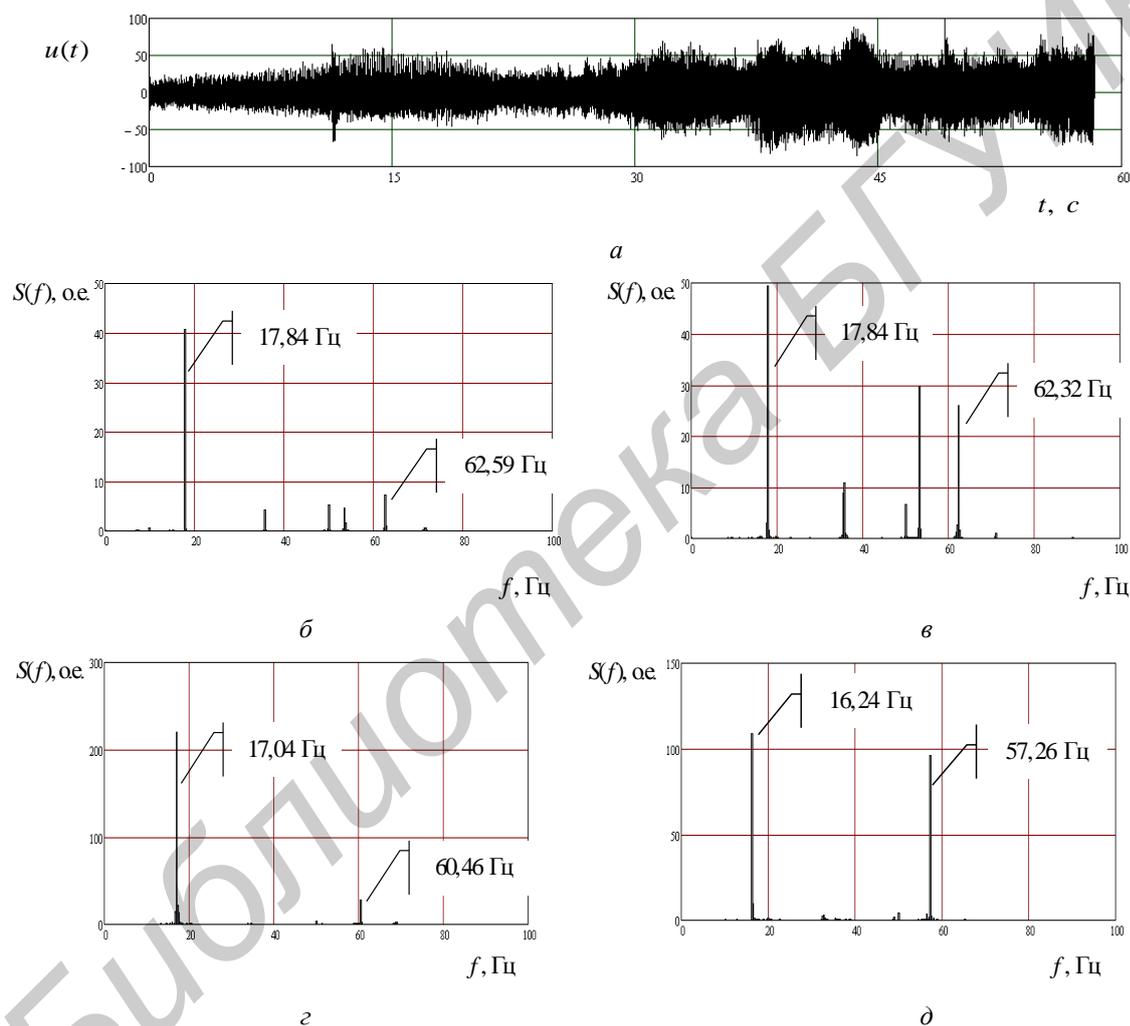


Рис. 6. Результаты исследований для вертолета Ми-8:

a – временная реализация сигнала на выходе СП; *б* – спектр сигнала при $t = 5$ с; *в* – спектр сигнала при $t = 15$ с; *г* – спектр сигнала при $t = 35$ с; *д* – спектр сигнала при $t = 54$ с

Для вертолета Ми-8 характерны номинальные значения частоты вращения несущего винта $F_{NV} = 3,14$ Гц и частоты вращения рулевого винта $F_{RV} = 18,4$ Гц. Соответственно, коэффициент отношения частот вращения рулевого и несущего винтов $K_{R/N} = 5,8598$. Соотношение частот следования сигналов рулевого винта $F_{RL} = F_{RV} N_{L-RV}$ и несущего винта

$F_{NL} = F_{NV} N_{L-NV}$ для вертолета Ми-8 будет иметь значение $\frac{F_{RL}}{F_{NL}} = \frac{N_{L-RV}}{N_{L-NV}} K_{R/N} = 3,51588$, где

$N_{L-NV} = 5$ и $N_{L-RV} = 3$ – число лопастей несущего и рулевого винтов.

Энергетические спектры $S(f)$ принятого сигнала получены на основе БПФ от временных фрагментов длительностью 3,754 с (разрешение по частоте $\Delta F \cong 0,266$ Гц). Из рисунков следует:

– спектр принятого сигнала при наблюдении вертолета является дискретным, а его параметры определяются количеством лопастей и частотами вращения винтов. В представленных спектрах наблюдается до 4-х спектральных составляющих, сформированных несущим винтом, частоты которых кратны целому числу F_{NL} ;

– на дальности более 1000 м с учетом эффекта Доплера для приближающегося вертолета частота следований сигналов лопастей от несущего винта $F_{NL_pr} = 17,84$ Гц, а от лопастей рулевого винта $F_{KL_pr} = 62,59$ Гц. В режиме зависания на дальности около 400 м частота следования сигналов лопастей от несущего винта $F_{NL} = 15,24$ Гц, а частота следования сигналов от лопастей рулевого винта $F_{KL} = 57,26$ Гц. Это соответствует отмеченному выше соотношению F_{RL} / F_{NL} , которое в данном случае равно 3,52.

Анализ результатов исследований

Оценки дальности обнаружения можно получить на основе оценок отношения сигнал/помеха для максимальных спектральных составляющих в полосе анализа.

В соответствии с рис. 4, δ мощность максимальных спектральных составляющих помехового фона имеет значение не более 1,1 о.е. в диапазоне 0...150 Гц и не более 0,01 о.е. в диапазоне 150...300 Гц.

С учетом этого отношение сигнал/помеха на выходе устройства когерентного накопления принятого сигнала, сформированного на выходе сейсмического приемника:

– для летательного аппарата класса «средний винтовой самолет» на дальности около 1000 м (см. рис. 4, ε) отношение сигнал/помеха в диапазоне 0...40 Гц – 10 дБ, а в диапазоне 40...100 Гц – 12,5 дБ;

– для летательного аппарата класса «средний реактивный самолет» на дальности более 3000 м (см. рис. 5, δ) отношение сигнал/помеха в диапазоне 150...300 Гц составило 34 дБ;

– для летательного аппарата класса «вертолет» на дальности около 1000 м (см. рис. 6, δ) отношение сигнал/помеха в диапазоне 0...150 Гц составило 15,7 дБ.

На основании экспериментально оцененных значений отношения сигнал/помеха можно прогнозировать дальности обнаружения аэродинамических ЛА, выполняющих полет на предельно малых высотах:

– для летательного аппарата класса «средний реактивный самолет» – около 3000 м при отношении сигнал/помеха около 30 дБ;

– для летательного аппарата класса «вертолет» – около 1000 м при отношении сигнал/помеха около 15 дБ;

– для летательного аппарата класса «средний винтовой самолет» – около 1000 м при отношении сигнал/помеха около 10 дБ.

Заключение

Исследования показали возможность успешного обнаружения аэродинамических ЛА, выполняющих полет на предельно малых высотах, на основе использования сейсмических полей, возникающих в земле под воздействием собственных акустических излучений ЛА. Дальность обнаружения определяется видом обработки сигналов, сформированных на выходе сейсмического приемника. При использовании простейшего алгоритма обработки в виде когерентного накопления с последующей некогерентной весовой обработкой дальность обнаруже-

ния на предельно малых высотах составит для реактивных самолетов не менее 3000 м, а для винтовых самолетов и вертолетов – не менее 1000 м. На высокую устойчивость сейсмического способа обнаружения к внешним помехам указывает то, что экспериментальные исследования проведены на аэродроме без принятия специальных мер по снижению сейсмических помех, сопровождающих повседневную деятельность (обслуживание, заправка и пр.). В итоге можно обоснованно утверждать, что сейсмические системы локации обеспечат успешное обнаружение, определение координат и распознавание класса ЛА на предельно малых высотах, в том числе и при отсутствии прямой видимости ЛА. Такие системы могут быть использованы в районах со сложным рельефом местности как на границе, так и на наиболее опасных направлениях в условиях как мирного времени, так и в ходе боевых действий с применением радиоэлектронного подавления и огневого поражения.

EXPERIMENTAL ABILITY EVALUATION OF PASSIVE NAP-OF-THE-EARTH AIRCRAFT TARGET LOCATION USING SEISMIC FIELDS

S.R. HEISTER

Abstract

The acoustic field created by aircraft engine causes generation of seismic field in the ground surface layer. The seismic field may be successfully used to locate nap-of-the-earth (with less than 200 m flight altitude) aircraft. Description of method for passive target location is presented. The range of target detection in accordance with the experimental research of nap-of-the-earth aircraft (airplanes, helicopters) is predicted.

Список литературы

1. *Гейстер С.Р., Джеки А.М.* // Наука и военная безопасность. 2008. № 1 (17). С. 42–46.
2. *Гутин Л.Я.* // Журн. техн. физики. 1936. Т. 6, вып. 5. С. 899–909.
3. *Свищев Г.П., Мунин А.Г.* // Наука и жизнь. 1980. № 10. С. 12–19.
4. *Гурвич И.И., Боганик Г.Н.* Сейсмическая разведка. М., 1980.