



МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования
«РОССИЙСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
ГИДРОМЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ»

Кафедра метеорологических прогнозов

ВЫПУСКНАЯ КВАЛИФИКАЦИОННАЯ РАБОТА
(бакалаврская работа)

На тему: «Поля инфразвука на земной поверхности при сверхзвуковом полете самолетов»

Исполнитель Зикункова Дарья Владиславовна
(фамилия, имя, отчество)

Руководитель доктор физико-математических наук, доцент
(ученая степень, ученое звание)
Дробжева Яна Викторовна
(фамилия, имя, отчество)

«К защите допускаю»
заведующий кафедрой



(подпись)

кандидат физико-математических наук, доцент
(ученая степень, ученое звание)

Анискина Ольга Георгиевна
(фамилия, имя, отчество)

«28» мая 2021 г.

Санкт-Петербург
2021

СОДЕРЖАНИЕ

	СТР.
Введение.....	4
1 Акустические волны в атмосфере. Общие сведения об акустических волнах.....	6
1.1 Общие сведения об акустических волнах.....	6
1.2 Современный уровень разработки теории распространения акустических волн в атмосфере.....	9
2 Проверка работоспособности модели распространения акустических волн, генерируемых полетом самолетов со сверхзвуковой скорости на основе экспериментальных данных.....	13
2.1 Модель распространения акустических волн в атмосфере.....	13
2.1.1 Работоспособность модели для точечного источника.....	13
2.1.2 Модель распространения акустических волн в атмосфере для цилиндрического источника.....	19
2.2 Экспериментальные записи акустических импульсов, генерированных полетом самолета со сверхзвуковой скоростью, на земной поверхности.....	23
2.3 Проверка работоспособности модели распространения акустического импульса, генерированного полетом самолета со сверхзвуковой скоростью, на основе экспериментальных записей.....	27
2.3.1 Проверка модели нейтральной атмосферы на основе экспериментальных данных для условий полета самолетов.....	27
2.3.2 Акустические импульсы, генерированные полетом самолета со сверхзвуковой скоростью, на земной поверхности: модель и эксперимент.....	37
3 Акустический импульс на границе перехода ударной волны в акустическую.....	40
4 Определение эквивалентной энергии.....	43

5 Расчет широтного акустического поля для одного из самолетов.....	47
Заключение.....	53
Список использованных источников.....	55
Приложение.....	58

Введение

Полет самолета со сверхзвуковой скоростью генерирует ударную волну, которая, распространяясь в пространстве, на некотором расстоянии от источника переходит в акустическую. При этом она воздействует на ионосферу и вызывает в ней возмущение электронной концентрации. Кроме этого развитие сверхзвуковой авиации выявило экологический аспект воздействия акустических волн на здоровье и комфортное проживание населения.

Прямые измерения акустических волн вблизи полета сверхзвукового самолета затруднены. Поэтому задача получения информации о начальных импульсах остается нерешенной. Единственная возможность решить данную проблему — использовать адекватную эксперименту модель распространения для решения обратной задачи: рассчитать акустический импульс вблизи самолета на основе наземных измерений.

Также достаточно важной задачей является изучение влияния геофизических условий на распространение акустических волн, возникающих при полете сверхзвуковых самолетов, а также определение широтной изменчивости амплитуды и длительности акустических импульсов.

Авторами работ [Drobzheva Ya.V., Krasnov V.M., 2003] была разработана модель, позволяющая описать эволюцию акустического импульса произвольной формы при его распространении в реальной неоднородной атмосфере, с учетом поглощения, нелинейных эффектов и геометрического расширения волнового фронта. На ее основе была создана модель распространения акустических волн, генерированных цилиндрическим источником, движущимся в атмосфере со сверхзвуковой скоростью (полетом ракетносителя) [Drobzheva Ya., Krasnov V.M., Sokolova O.I., 2003], а также полетом самолета со сверхзвуковой скоростью.

Целью работы является изучение характеристик акустического поля на земной поверхности при полете самолетов со сверхзвуковой скоростью на основе адекватной эксперименту модели.

Для реализации поставленной цели необходимо решить следующие задачи:

- сформировать базу экспериментальных записей акустических (инфразвуковых) импульсов, возникающих при полете самолета со сверхзвуковой скоростью;
- рассчитать высотные профили температуры, давления плотности и скорости звука с использованием модели нейтральной атмосферы NRLMSIS-00;
- на основе экспериментальных записей инфразвука, зарегистрированных на земной поверхности, проверить имеющуюся модель;
- определить эквивалентную энергию взрыва при полете самолета со сверхзвуковой скоростью;
- определить параметры начального акустического импульса – импульса на границе перехода ударной волны в акустическую, генерируемого полетом самолета со сверхзвуковой скоростью;
- исследовать параметры акустических импульсов на земной поверхности в зависимости от широты.

1 Акустические волны в атмосфере

В окружающем мире происходит масса явлений, которые носят волновой характер. К таким процессам относятся волны землетрясений, звуковые волны в атмосфере, волны механических колебаний от струн инструментов и многое другое. Все эти процессы могут быть описаны одними и теми же математическими и физическими законами.

1.1 Общие сведения об акустических волнах

Волной называется любое изменение (возмущение) состояния среды, распространяющееся с конечной скоростью и несущее энергию.

Все волны делятся на два типа: упругие и электромагнитные. Упругие (акустические) волны – это волны, связанные с колебаниями частиц при механической деформации упругой среды. В этом случае перенос энергии упругой деформации осуществляется без переноса материала. Примером таких волн являются звуковые волны, которые представляют собой чередующиеся области повышенного и пониженного давления воздуха, расходящиеся от источника звука [И.П. Соловьянова, С.Н. Шабунин, 2004].

Волны бывают продольными и поперечными, в зависимости от направления вектора колебания по отношению к направлению распространения волны. Акустическая волна является продольной, так как вектор колебательной скорости параллелен направлению распространения волны.

В зависимости от частоты акустические волны делят на:

- инфразвуковые волны (частота ниже 16–20 Гц);
- звуковые волны (частота от 20 Гц до 16–20 кГц);
- ультразвуковые (частота от 16–20 кГц до 1 ГГц).

Инфразвуковые волны имеют низкое поглощение в различных средах. Благодаря этому свойству они могут распространяться на большие расстояния, что позволяет определять места сильных взрывов, предсказывать цунами, изучать свойства водной среды.

Движущаяся волна передает энергию из одной точки пространства в другую. При этом переноса самого вещества не происходит. Волна распространяется от одной точки к другой в течение определенного периода времени с ограниченной скоростью. Скорость распространения звуковых волн зависит от различных метеорологических параметров атмосферы, так например, в сухом воздухе при температуре $t=0^{\circ}\text{C}$ она равна 331 м/с.

Волна называется линейной, если свойства среды для этой волны не зависят от интенсивности волны. Линейные волны не влияют на прохождение других волн и распространяются независимо друг от друга без искажений. Линейные волны характеризуются принципом суперпозиции (наложения) волн. Нелинейная волна – это волна, под действием которой меняются свойства, а значит, и свойства самой волны.

Для описания волн используют следующие понятия:

- период колебания – время, в течение которого осуществляется весь цикл колебания;
- длина волны – наименьшее расстояние между двумя максимумами или минимумами возмущения в пространстве;
- волновое число – количество длин волн, которое укладывается на расстоянии 2π ;
- амплитуда – максимальное отклонение колебания от состояния равновесия;
- фаза колебания – это величина, которая определяет положение колебательной системы в любой момент времени.

Волна, распространяющаяся в трехмерном пространстве, характеризуется таким понятием, как фронт волны. Фронт волны – это поверхность, на которой волновой процесс имеет одинаковую фазу колебания. В зависимости от формы волнового фронта можно выделить плоские, цилиндрические и сферические волны.

Волна распространяется в направлении, перпендикулярном поверхности фронта. Плоская волна перемещается в одном направлении по нормали к ее фронту. Цилиндрическая и сферическая волны расходятся радиально, поэтому их также называют расходящимися. Амплитуда плоской волны не меняется во всем пространстве; амплитуда сферической волны уменьшается обратно пропорционально расстоянию до центра (в случае однородной, не поглощающей атмосферы и без учёта нелинейных процессов); амплитуда цилиндрической волны убывает обратно пропорционально квадратному корню расстояния (в случае однородной, не поглощающей атмосферы и без учёта нелинейных процессов).

Акустические волны могут переносить преимущественно вверх энергию и импульс, излучаемые на земной поверхности или в нижней части атмосферы. В то же время они проходят через всю толщу атмосферы, и информация об источнике может достигать высот верхней атмосферы.

Если амплитуда и направление волны не меняются на расстоянии порядка длины волны, то вводится понятие лучей, линиях, касательные к которым в каждой точке совпадают с направлением распространения волны. Тогда можно предположить, что инфразвук распространяется вдоль этих лучей, абстрагируясь при этом от его волновой природы.

1.2 Современный уровень разработки теории распространения акустических волн в атмосфере

Разработка теории переноса акустической энергии необходима для изучения ее влияния на атмосферу и ионосферу.

Также развитие данной теории необходимо для решения таких прикладных задач, как:

- выделение искусственных возмущений (для идентификации их источников) на фоне регулярных возмущений естественного происхождения. Решение этой проблемы особенно важно в связи с заключением Договора о всеобъемлющем запрещении испытаний ядерного оружия, поскольку одним из методов международного контроля над взрывами является инфразвуковой метод;
- отработка методов обнаружения, идентификации и оценки мощности взрывов;
- решение проблемы влияния короткопериодных ионосферных возмущений, вызванных акустическими волнами, на работу цифровых радиосистем коротковолновых и ультракоротковолновый диапазонов радиоизлучения;
- оценка экологических последствий взрыва ракетносителя. Определение мощности взрыва ракетносителя на различных высотах атмосферы на основе наземных инфразвуковых измерений позволит определить количество топлива, выброшенного в атмосферу, и тем самым оценить экологические последствия пусков ракетносителя.

При исследованиях [5–11] отклика ионосферы на взрывы было обнаружено, что акустические волны могут распространяться до высот верхней атмосферы. Эксперименты подтвердили связь между распространением акустических волн и возмущениями в ионосфере. Скорости распространения от источника и дисперсия скоростей, наблюдаемая с использованием

ионограммных и доплеровских методов на высотах ионосферы, неплохо совпадали с характеристиками акустических волн, наблюдаемых на Земле с помощью микробарографов. Таким образом, было сделано предположение о связи этих двух явлений.

В результате было доказано, что акустические волны, распространяясь вверх в атмосфере с экспоненциально уменьшающейся плотностью, достигают высоты ионосферы, вызывая в ней возмущения концентрации ионов. Кроме этого, было показано, что возмущение ионосферы может быть вызвано акустическими волнами, генерируемыми полетом ракетносителя со сверхзвуковой скоростью [Нагорский П.М., 1999; Нагорский П.М., 1998].

Моделирование распространения акустических волн в атмосфере является достаточно сложной задачей по следующим причинам:

1) акустическая волна, генерируемая, различными реальными источниками может иметь несинусоидальный характер, т.е. начальный акустический импульс имеет сложную форму и ограничен как в пространстве, так и во времени;

2) когда акустический импульс распространяется в пространстве, он проходит через различные слои атмосферы, свойства которых очень различаются, т.е. необходимо принимать во внимание неоднородность среды, при этом для адекватного описания должны учитываться реальные параметры атмосферы;

3) необходимо учитывать нелинейные эффекты, поглощение и геометрическую расходимость волнового фронта.

При анализе результатов наблюдений ионосферных возмущений, вызванных акустической энергией взрывов, многие авторы [Коробейников В.П., 1986] не учитывают нелинейные эффекты. То есть считают, что первичным носителем акустической энергии является ударная волна, которая

на некотором расстоянии от центра взрыва вырождается в акустическую волну, а затем распространяется по законам звуковых волн. Этот подход оправдан при расчете акустических полей на очень большом расстоянии от источника возмущения.

В действительности же, скорость распространения акустических возмущений, как следует из точных решений уравнений гидродинамики [Ландау Л.Д., Лифшиц Е.М., 1986], отличается от скорости звука на величину порядка амплитуды волны. Это приводит к нелинейному искажению волны: точки профиля волны с большей амплитудой перемещаются с большей скоростью по отношению к точкам профиля, в которых отклонение от невозмущенного состояния меньше. Модели распространения акустических волн от ракетносителя [Jacobson A.R., 1994] также ограничены приближением линейной акустики. Данное упрощение приводит к значительным ошибкам при моделировании ионосферных возмущений.

Линейная теория дает решения близкие к решениям точных уравнений в области, где указанные искажения невелики. Помимо этого, еще одним ограничением применения линейной теории является то, что время, в течение которого рассматривается движение звуковой волны, должно быть достаточно малым для того, чтобы не успели накопиться нелинейные эффекты.

В реальных условиях всегда есть процессы, замедляющие развитие нелинейных эффектов. В некоторых случаях влияние этих процессов может быть настолько большим, что нелинейными эффектами можно пренебречь. Например, вязкость и теплопроводность замедляют развитие нелинейных эффектов в атмосфере. Уменьшение плотности энергии в волне также может быть связано с геометрическими условиями распространения волны (в случае цилиндрических или сферических расходящихся волн). Дисперсия скорости звука также снижает влияние нелинейных эффектов. Таким образом, в каждом конкретном случае необходимо определять условия применимости теории линейной или нелинейной акустики.

Система уравнений, описывающая распространение акустических волн в вязкой среде, обычно нелинейная. Однако точных методов решений нелинейных уравнений не существует, поэтому в данной ситуации необходимо использовать приближенные методы, основанные каком-либо упрощении задачи. Самым распространенным упрощением является линеаризация уравнений. В этом случае предполагается, что звуковые возмущения гидродинамических частиц, как правило, небольшие по сравнению с соответствующими значениями в невозмущенном состоянии и для малых возмущений уравнения оказываются линейными.

Кроме этого распространение волны зависит от источника, который ее генерирует. Поэтому при моделировании данного процесса необходимо учитывать геометрическую расходимость волнового фронта.

Оценка надежности используемых решений и моделей может быть выполнена только с использованием экспериментальных данных. Однако в большинстве опубликованных работ сопоставление с экспериментом не проводилось или выполнялись только качественные оценки для ограниченных высот атмосферы. Кроме того сравнение теоретических и экспериментальных данных проводилось отдельно в двух высотных областях. Первая область находится вблизи поверхности земли, где можно измерять свойства акустического поля с помощью датчиков. Вторая область – это область ионосферы, в которой можно с помощью доплеровского радиозондирования можно наблюдать реакцию ионосферы на акустическое воздействие. Оба типа экспериментов не являются массовыми и тем более редки случаи их одновременного проведения.

2 Проверка работоспособности модели распространения акустических волн, генерируемых полетом самолетов со сверхзвуковой скорости на основе экспериментальных данных

Для решения поставленной задачи сначала необходимо определить насколько модель соответствует экспериментальным данным. И прежде всего, нужны данные акустических импульсов, зарегистрированных на земной поверхности при полете сверхзвуковых самолетов. Также необходима информация о параметрах атмосферы.

2.1 Модель распространения акустических волн в атмосфере

Модель распространения акустических волн от точечного или цилиндрического источников представляет собой сочетание следующих моделей:

1. Модель генерации акустических импульсов.
2. Модель распространения акустических импульсов в неоднородной атмосфере.

Физика распространения акустических волн в атмосфере идентична для данных источников. А вот модели генерации начальных акустических импульсов (на границе перехода ударной волны в акустическую), а именно, определение их начальных параметров: амплитуды и длительности, а также закон распределения энергии в пространстве в зависимости от расстояния до источника различны.

2.1.1 Работоспособность модели для точечного источника

Авторами [Drobzheva Ya.V. Krasnov V.M., 1999; Drobzheva Ya.V. Krasnov V.M., 2006] на основе уравнений гидродинамики было выведено новое уравнение и получено его решение. Оно описывает распространение

акустических волн в неоднородной атмосфере с учетом поглощения, нелинейных эффектов и геометрической расходимости волнового фронта, справедливые при произвольном соотношении между размерами акустического возмущения и высотой однородной атмосферы. На основе полученного решения была разработана модель распространения акустической волны, генерированной точечным источником, в атмосфере и ее воздействие на ионосферу, а также проведена проверка модельных расчётов на основе экспериментальных данных. В настоящее время это одна из двух имеющихся моделей, протестированных как для верхней, так и для нижней атмосферной высоты.

Разработанная программа включает в себя следующие подпрограммы:

- расчет высотных профилей параметров атмосферы;
- процесс генерации акустического импульса наземным химическим взрывом;
- расчет распространения акустического импульса от поверхности Земли через атмосферу до высот ионосферы.

Для расчета по модели необходимо:

1. задать источник акустических волн;
2. определить выражения для расчета начальных параметров этих волн;
3. определить уравнения, описывающие эволюцию акустических волн при их распространении вверх через атмосферу, а также время распространения.

В данной модели в качестве источника рассматривается наземный химический взрыв. Его можно рассматривать как точечный, так как геометрические размеры его заряда гораздо меньше длины акустической волны.

Точечный взрыв создает ударную волну сферической симметрии, т.е. в этой волне распределение плотности, скорости и др. зависит только от расстояния до центра взрыва. Взрывная ударная волна, распространяющаяся в атмосферу от центра взрыва, ослабляется за счет диссипации энергии и увеличения поверхности волнового фронта из-за сферической расходимости.

Для определения возмущения давления на фронте ударной волны сосредоточенного заряда (сферическая симметрия), возникающего при взрыве, использовалась эмпирическая формула для сферического взрыва заряда тротила в свободном пространстве [Коробейников В.П., 1986]:

$$\frac{\Delta p_u}{P_0} = \frac{0,21}{R_2} + \frac{0,21}{R_2^2} + \frac{0,15}{R_2^3}$$

где Δp_u – возмущение давления в однородной атмосфере; P_0 – атмосферное давление на поверхности Земли; $R_2 = r / \Lambda$ – безразмерная величина; $\Lambda = (E/P_0)^{1/3}$; E – энергия, выделенная при взрыве ($E = 4,15 \cdot 10^{12}$ Дж при взрыве 1 кг заряда ТНТ).

По мере распространения сферической ударной волны от центра взрыва ее скорость достигает скорости звука в атмосфере при $R_2 = 12,04$, а время распространения ударной волны от центра взрыва до R_2 может быть получено из выражения $t_0 = 9,526 \Lambda \sqrt{\rho_0 / P_0}$ [Коробейников В.П., 1986].

Форма акустического волнового фронта от наземного химического взрыва представляется в форме расширяющейся полусферы.

Для описания процесса распространения акустической волны необходимо задать временную форму начального акустического импульса на границе перехода ударной волны в акустическую. Она состоит из фазы сжатия и фазы разрежения. Обычно в качестве начальных использовались три временных формы акустического импульса (Рисунок 2.1):

Импульс Гласстоуна: $P'(t) = \Delta p_u \left(1 - \frac{t}{t_u}\right) \exp\left(1 - \frac{t}{t_u}\right)$ [Госсард Э., Хук У., 1978].

Импульс Рида: $P'(t) = \Delta p_u \left(1 - \frac{t}{t_u}\right) \left(1 - \frac{t}{\tau_g}\right) (1 - (t/\tau_g)^2)$ [Reed J.W., 1977].

Треугольный импульс: $P'(t) = \Delta p_u \left(1 - \frac{t}{t_u}\right)$ [Орлов В.В. Уралов А.М., 1984].

Исследования [Drobzheva Ya.V. Krasnov V.M., 2006] показали, что формула Рида лучше всего описывает фазу сжатия. Но у данного представления есть недостаток – площадь фазы сжатия оказывается меньше площади фазы разрежения, что противоречит закону сохранения количества движения. Авторами была проведена модификация формулы Рида для фазы разрежения. В результате было получено новое выражение [Drobzheva Ya.V. Krasnov V.M., 1999]:

$$\begin{cases} P'(t) = \Delta p_u \left(1 - \frac{t}{t_u}\right) \left(1 - \frac{t}{\tau_g}\right) (1 - (t/\tau_g)^2), & \text{при } 0 \leq t \leq 0,4 \tau_g \\ P'(t) = kt + d, & \text{при } 0,4 \tau_g \leq t \leq \tau_s \\ P'(t) = 0, & \text{при } t > \tau_s \end{cases}, \quad (2.1)$$

где t_u – длительность фазы сжатия; τ_g – общая длительность импульса; τ_s – время, для которого площадь волны разрежения становится равной площади волны сжатия, $d = P'(0,4 \tau_g) - 0,4 k \tau_g$, и $k = \partial P' / \partial t$, когда $t=0,4\tau_g$.

Для проверки адекватности нового выражения были рассчитаны формы акустических импульсов для высоты около 9 км (для всех четырех начальных форм) и сопоставлены с экспериментальными данными, полученными во время калибровочного наземного химического взрыва Mill Race [Warshaw S.I. Dubois P.F., 1981].

Рассчитанная по формуле (2.1) новая форма начального акустического импульса также представлена на Рисунке 2.1.

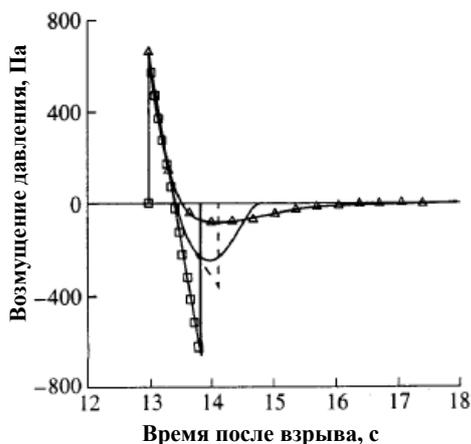


Рисунок 2.1 - Начальные формы акустического импульса:
квадраты – треугольная форма; треугольники – форма Гласстоуна;
сплошная линия – форма Рида и штриховая линия – новая форма

Для проверки работоспособности модели распространения акустических волн от точечного источника также использовались результаты измерений, полученные при точечном наземном взрыве Mill Race, проведенного 16 сентября 1981 г [Jacobson A.R. and Carlos R.C., 1994; Warshaw S.I. Dubois P.F., 1981].

Акустические измерения возмущения давления атмосферы проведены на четырех парашютах. Высоты расположения парашютов (h) составили 9,0 км, 8,8 км, 8,6 км и 8,2 км. Соответствующие горизонтальные расстояния от места взрыва (r) – 16,3 км, 10,6 км, 5,2 км и 1,9 км.

Измерения доплеровского сдвига частоты зондирующего ионосферу радиосигнала получены во время вертикального радиозондирования ионосферы на частотах 5,37 МГц, 7,98 МГц и 10,3 МГц и наклонного – на частоте 9,129 МГц.

Модельные расчеты были сопоставлены с экспериментальными данными одновременно для семи точек пространства: у поверхности (характеристики акустического поля) и на высотах ионосферы (измерения доплеровского сдвига частоты зондирующего ионосферу радиосигнала).

На Рисунке 2.2 представлены результаты расчетов акустических импульсов для четырех точек пространства и их сопоставление с экспериментом. Так по амплитуде, длительности и времени прибытия, рассчитанные акустические импульсы (сплошная линия) согласуются с экспериментальными (кружки) в пределах нескольких процентов. Фаза сжатия для двух видов начальных импульсов практически совпадают. При этом при использовании импульса Рида различия у модельной и экспериментальной формой фазы разряжения возрастает при увеличении угла выхода акустического луча.

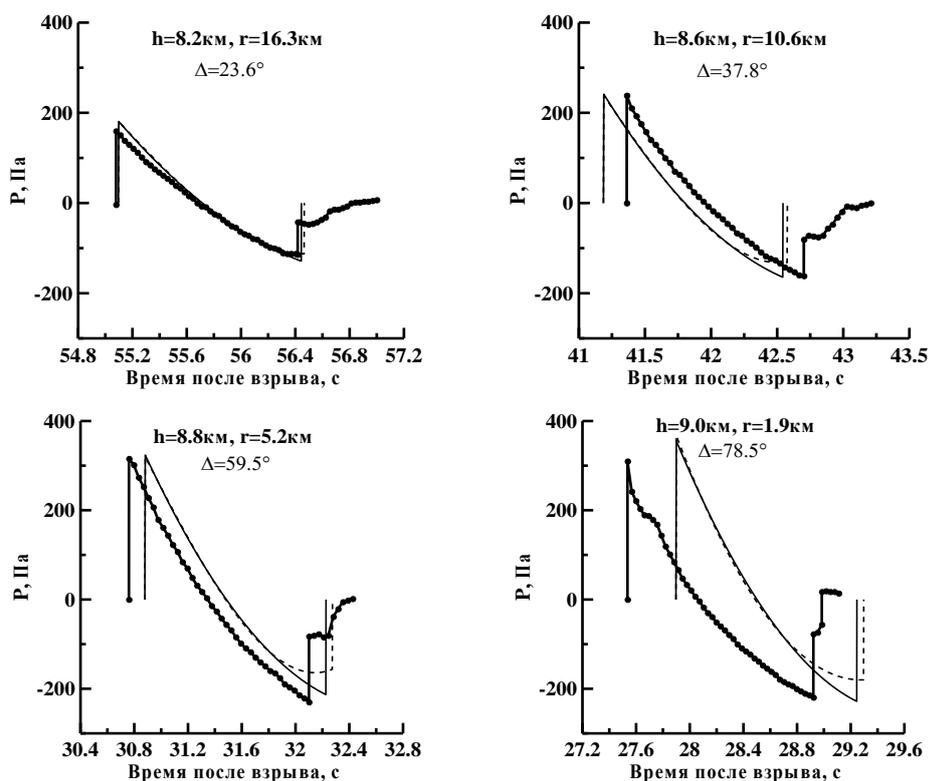


Рисунок 2.2 – Сопоставление результатов измерений (кривые с точками) с результатами модельных расчетов акустического импульса при использовании в качестве начального импульса Рида (штриховые линии) и модифицированного по формуле (2.1) (сплошные линии)

С помощью модели был проведен расчет эволюции формы начального акустического импульса и времени его распространения в атмосфере для различных высот (h), и соответствующих горизонтальных расстояний от места взрыва (r).

Полученные результаты указывают на то, что акустическая часть модели с высокой степенью достоверности позволяет описывать распространение акустических импульсов в атмосфере.

Данная модель позволяет описать эволюцию акустического импульса произвольной формы при его распространении в реальной неоднородной атмосфере, с учетом поглощения, нелинейных эффектов и геометрического расширения волнового фронта.

2.1.2 Модель распространения акустических волн в атмосфере для цилиндрического источника

При обтекании тел цилиндрической формы, движущихся со сверхзвуковой скоростью, движение газа происходит так же, как и при распространении взрывной волны от цилиндрического взрыва [Ландау Л.Д., Лифшиц Е.М., 1986; Цикулин М.А., 1969]. Прямое сравнение показало возможность использования результатов исследования ударных волн от цилиндрического взрыва для определения параметров ударных волн, возникающих при движении тел в газе со сверхзвуковой скоростью.

Теория распространения ударных и акустических волн от точечных и цилиндрических взрывов достаточно хорошо развита [Коробейников В.П., 1986; Ландау Л.Д., Лифшиц Е.М., 1986; Цикулин М.А., 1969]. В теоретических работах, посвященных исследованию цилиндрического взрыва, предполагается, что энергия мгновенно выделяется по всей бесконечной линии (оси) и далее решается одномерная задача. Таким образом, параметры ударной волны

зависят только от расстояния до оси и от энергии взрыва и в каждый момент времени одинаковы во всех плоскостях, перпендикулярных оси.

Модель распространения акустических волн в атмосфере для цилиндрического источника отличается от модели для точечного источника блоком генерации начальных акустических импульсов, а также учетом того, что полет самолета со сверхзвуковой скоростью генерирует цилиндрическую волну (цилиндрический фронт волны). Отличие состоит в формулах, используемых для расчета начальных параметров акустического импульса и закона распределения энергии в пространстве в зависимости от расстояния от источника. Так, акустическая волна, создаваемая точечным взрывом, имеет сферическую симметрию, т.е. в такой волне распределение плотности, скорости и т.д. зависит только от расстояния до некоторого центра. В случае акустической волны, генерируемой цилиндрическим источником, распределение всех величин в волне однородно вдоль некоторого одного направления и волна обладает полной осевой симметрией вокруг этой оси. Для однородной атмосферы в сферической волне амплитуда уменьшается обратно пропорционально расстоянию до центра, а амплитуда цилиндрической волны уменьшается обратно пропорционально корню квадратному из расстояния до оси [Ландау Л.Д., Лифшиц Е.М., 1986]. При этом в обоих случаях во временной области акустический импульс имеет близкую к треугольной форму, состоящую из фазы сжатия и фазы разрежения.

Таким образом, на основе разработанной модели для точечного источника была создана модель распространения акустических волн, генерированных цилиндрическим источником, движущимся в атмосфере, а именно полетом ракетносителя со сверхзвуковой скоростью.

Для определения начального возмущения давления на границе перехода ударной волны в акустическую, в модели использовалось выражение:

$$\frac{\Delta p_u}{P_0} = \frac{k_2 \sqrt{\cos \theta}}{\sqrt{R_2} \sqrt{\sqrt{R_2} - 0,7}}$$

где Δp_u – избыточное давление однородной атмосферы;

$R_2 = r / \Lambda$ – безразмерный радиус ударной волны;

$\Lambda = M_a d_r$ – масштаб цилиндрического взрыва для тел с полусферической головкой в воздухе;

d_r – диаметр ракеты;

$M_a = V_r / c_0$ – число Маха;

V_r – скорость ракеты;

r – радиус фронта волны;

c_0 – скорость звука на высоте нахождения ракетоносителя;

P_0 – окружающее атмосферное давление;

$K_2 = 0,4$ – асимптотический коэффициент для слабых ударных волн цилиндрической симметрии.

Для моделирования генерации и распространения акустического импульса необходимо знать фоновые параметры атмосферы, такие как, плотность, температура, давление, скорость звука. Высотные профили параметров атмосферы были получены при помощи модели нейтральной атмосферы NRLMSIS-00 [Picone J.M., Hedin A.E., 2002]. Данная модель позволяет получить временные и пространственные зависимости параметров атмосферы для любой точки земного шара.

Так как процессы, происходящие на Солнце, оказывают достаточно большое влияние на процессы, происходящие в атмосфере Земли, то необходим учет этого влияния при моделировании различных метеорологических параметров.

Активность солнца определяется индексами солнечной активности – числом солнечных пятен R и индексом солнечной активности F10.7 – равный плотности потока радиоизлучения Солнца на длине волны 10.7 см.

Состояние геомагнитного поля определяется различными индексами геомагнитной активности, например: Kp – квазилогарифмический планетарный трехчасовой индекс геомагнитной активности и Ap – планетарный среднесуточный индекс геомагнитной активности. Данные индексы вычисляются для средних широт специальной международной службой каждые три часа или в среднем за сутки. Значение Ap порядка нескольких единиц соответствует спокойным условиям, а нуль – исключительно спокойным. Во время очень сильных магнитных бурь Ap-индекс может достигать значений порядка двух-трех сотен.

Таблица 2.1 – Входные данные для модели NRLMSIS-00

Время UTC	Дата	Широта	Долгота	ИСА в день расчетов	Индекс геомагнитной активности
17:29:59	3.08.87	35,178	298,59	87,1	12
15:11:20	31.07.87	35,156	298,60	91,9	14
14:48:33	3.08.87	35,190	298,60	87,1	12
15:10:36	8.08.87	35,163	298,6	93,8	10
14:44:12	6.08.87	35,190	298,59	85,2	8
14:57:05	8.08.87	35,188	298,59	93,8	10

Таким образом, в качестве входных данных для модели NRLMSIS-00 помимо имеющейся информации о времени и месте регистрации акустических импульсов также требуются данные о солнечной и геомагнитной активности. Эта информация была получена из архивов [электронный ресурс:

<https://ccmc.gsfc.nasa.gov/modelweb/models/nrlmsise00.php>]. Вся информация, используемая в модели NRLMSIS-00, представлена в Таблице 2.1.

2.2 Экспериментальные записи акустических импульсов, генерированных полетом самолета со сверхзвуковой скоростью, на земной поверхности

Измерения акустических импульсов, генерируемых полетом самолета на сверхзвуковой скорости, достаточно редки. Для дипломной работы были использованы наземные записи акустических импульсов, генерируемых полетами сверхзвуковых самолетов F-4 и F-18 в районе пустыни Мохаве, находящейся на территории США, штат Калифорния, в утренние часы (в условиях достаточно устойчивой атмосферы) [Hobbs С.М., Page J.A., 2011; Lee R.A., Downing J.V., 1991].

В данном эксперименте [Lee R.A., Downing J.V., 1991] измерения акустической волны проводились с 31 июля по 8 августа 1987 года к востоку от авиабазы Эдвардс в 22,5 км к северу от перекрестка Крамера, штат Калифорния. Группа из 22 датчиков, регистрирующих звуковую волну, была установлена перпендикулярно к основной траектории полета самолетов.

Места, где были расположены датчики и трасса полета, представлены на Рисунке 2.3. Семь датчиков располагались к северу от трассы полета (линия со стрелками на Рисунке 2.3) на расстоянии около 9,66 км. Непосредственно под трассой полета располагались пять датчиков. Остальные семнадцать – располагались к югу от трассы полета на расстоянии около 29 км.

Все датчики были установлены на отметках миль вдоль американского шоссе 395. Соответственно, каждый номер участка был идентифицирован соответствующим маркером мили (т.е. участок 50 был расположен на отметке 50 миль). Самолет летел в западном направлении и достигал устойчивых условий полета в точке, расположенной в нескольких милях (для перевода миль

в км можно воспользоваться соотношением: 1 миля = 1,609 км) перед группой датчиков.

Информация о траектории и условиях полета для каждого вылета самолета приведена в Таблице 2.2, где высоты выражены в тысячах футов над средним уровнем моря (MSL).

Во время проведения эксперимента, были получены также высотные экспериментальные профили параметров атмосферы. Высотные профили параметров атмосферы были получены на основе трех ежедневных запусков радиозондов на базовой метеостанции, а параметры атмосферы на наземной станции были измерены на участке 00 после фиксирования каждой акустической волны [Lee R.A., Downing J.V., 1991].

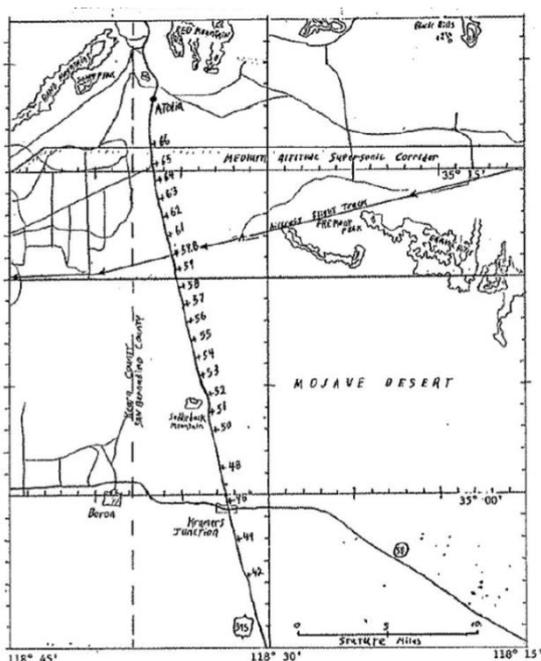


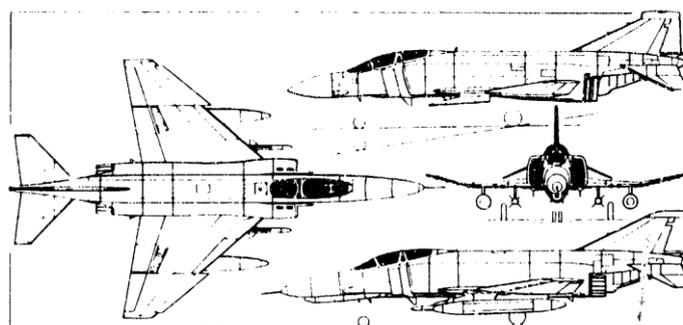
Рисунок 2.3 – Карта территории, на которой проводился эксперимент

DATE	AIRCRAFT	INTERSECTION NUMBER	MACH	ALTITUDE (FT. MSL)	BOOM AT SITE 00 (Local Time)	
31 JUL 87	F-4 *	57.8	1.20	16000	08:41:20	
03 AUG 87	F-4	60.1	1.24	29200	07:48:33	
	F-4	60.6	1.29	29300	07:58:33	
	F-4	53.6	1.10	13000	08:08:06	
	F-4	59.2	1.10	14400	10:29:59	
	F-4	61.3	1.37	44400	10:43:22	
	T-38	58.6	1.00	13600	10:05:35	
T-38	56.0	1.10	13000	10:12:15		
T-38	59.5	1.11	29600	12:28:18		
T-38	60.5	1.05	21200	12:38:17		
04 AUG 87	AT-38	60.0	1.17	41400	07:19:41	
	AT-38	60.0	1.12	32300	07:30:09	
	AT-38	65.0	1.15	16700	07:36:46	
	AT-38	59.6	1.20	30300	09:14:06	
	AT-38	59.0	1.10	14000	09:23:15	
	F-15	61.5	1.38	41400	07:56:42	
	F-15	60.3	1.20	29700	08:04:06	
	F-15	60.6	1.10	12500	08:10:13	
	F-15	60.0	1.13	15200	10:46:15	
	F-15	59.0	1.28	31000	11:02:18	
	F-15	64.0	1.42	45000	11:11:28	
	F-15	60.0	1.40	45500	11:34:21	
	05 AUG 87	F-16	57.0	1.25	29500	09:06:05
		F-16	60.0	1.43	46700	09:33:54
F-16		58.8	1.17	19300	09:44:51	
F-16		59.5	1.13	14400	11:44:24	
F-16		60.4	1.12	13800	11:54:39	
F-16		60.5	1.25	30000	12:04:46	
SR-71		60.8	2.50	64800	09:26:12	
SR-71 *		59.8	3.00	73000	10:55:12	
SR-71		59.4	1.23	32400	11:05:38	
SR-71		62.0	1.70	52000	12:35:51	
06 AUG 87	F-18	60.0	1.30	30000	07:44:12	
	F-18	59.6	1.40	44700	07:57:05	
	F-18	58.0	1.10	14200	08:10:34	
	F-18	59.8	1.30	30000	10:22:47	
	F-18	59.8	1.43	45000	10:34:14	
	F-18	59.8	1.10	13000	10:48:38	
	F-14	56.2	1.20	31500	08:28:45	
	F-14	62.0	1.27	16500	10:43:43	
	F-111D	59.8	1.20	14000	11:48:18	
F-111D	59.8	1.40	45000	12:04:44		
07 AUG 87	F-111D	58.3	1.25	29900	10:50:26	

Таблица 2.2 – Информация о вылетах самолетов

Прежде всего, необходимо отметить, что в работе [Lee R.A., Downing J.V., 1991] в удобном виде представлены результаты измерения акустических импульсов только от самолетов F-4 и F-18, пролетающих на некоторых высотах.

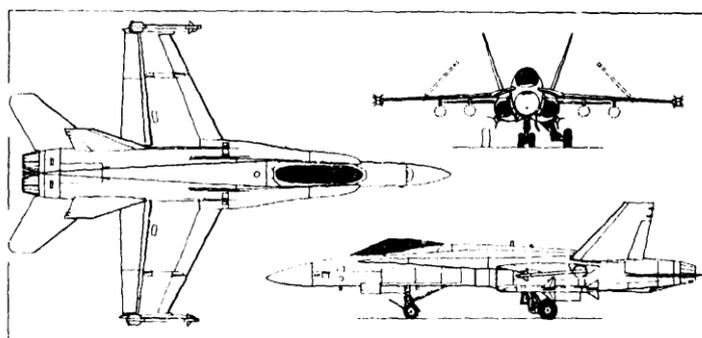
Также в работе были приведены характеристики всех используемых в эксперименте самолетов. На Рисунках 2.4 и 2.5 приведены характеристики самолетов F-4 и F-18. На данных изображениях представлены значения: Thrust Per Engine – тяга двигателя в фунтах (для перевода можно воспользоваться соотношением: 1 фунт = 0,45359 кг); Length – длина в футах (1 фут = 0,3048 м); Height – высота в футах; Wing Span – размах крыла в футах; Wing Area – площадь крыла в квадратных футах; Empty Weight – пустой вес в фунтах; Gross Weight – общий вес в футах.



Aircraft:	F-4	Height:	16.5 ft
Name:	Phantom II	Wing Span:	38.6 ft
Engines:	(2) J79-GE-17	Wing Area:	530 sq ft
Thrust Per Engine:	17,820 lbs	Empty Weight:	29,500 lbs
Length:	63.0 ft	Gross Weight:	58,000 lbs

Рисунок 2.4 – Чертеж и характеристики сверхзвукового самолета F-4

Таким образом, самолет F-4 имеет тягу, равную 8083 кг, длину – 19,2 м, высоту – 5 м, размах крыла – 11,8 м.



Aircraft:	F-18	Height:	15.3 ft
Name:	Hornet	Wing Span:	37.5 ft
Engines:	(2) F404-GE-400	Wing Area:	400 sq ft
Thrust Per Engine:	16,000 lbs	Empty Weight:	21,800 lbs
Length:	56.0 ft	Gross Weight:	35,000 lbs

Рисунок 2.5 – Чертеж и характеристики сверхзвукового самолета F-18

Таким образом, самолет F-18 имеет тягу, равную 7257,5 кг, длину – 17,1 м, высоту – 4,7 м, размах крыла – 11,4 м.

Так как в работе значения высоты приводились в футах, то для перевода в километры использовалось следующее соотношение: 1фут = 0,3048 м. Также было необходимо привести местное время, которое приводилось в исследовании, к UTC.

Информация о вылетах исследуемых сверхзвуковых самолетов представлена в Таблице 2.3:

Таблица 2.3 – Информация о вылетах исследуемых сверхзвуковых самолетов

Тип самолета	Дата	Число Маха	Высота, м	Широта, ⁰	Долгота, ⁰
F-4	3 августа	1,1	4389	35,178	118,59
F-4	31 июля	1,2	4876	35,156	118,60
F-4	3 августа	1,2	8900	35,190	118,60
F-18	8 августа	1,1	4267	35,163	118,60
F-18	6 августа	1,3	9144	35,190	118,59
F-18	8 августа	1,4	13716	35,188	118,59

Кроме этого для расчетов использовалось время регистрации акустических импульсов наземными датчиками, которое было представлено в Таблице 2.1 (локальное время в столбце №6). Также из работы были взяты данные радиозондирования атмосферы (пример данных зондирования в работе представлен в приложении А), но, к сожалению, данные были представлены не для всех дней вылета, а только для 3 и 6 августа.

2.3 Проверка работоспособности модели распространения акустического импульса, генерированного полетом самолета со сверхзвуковой скоростью, на основе экспериментальных записей

При помощи модели распространения акустических волн от цилиндрического источника были рассчитаны акустические импульсы на земной поверхности для всех, описанных выше полетов сверхзвуковых самолетов F-4 и F-18.

2.3.1 Проверка модели нейтральной атмосферы на основе экспериментальных данных для условий полета самолетов

Самолет F-4 произвел вылет Завгуста 1987 г. Полет проходил на высоте 4389 м. Акустический импульс, сгенерированный при этом полете был зафиксирован в 17:29:59 UTC датчиком, расположенным на 35,178⁰ С.Ш. 118,59⁰ З.Д. Средний за 3 месяца индекс солнечной активности F10.7 в этот день составил 87,1. Индекс солнечной активности в день расчетов был 87,1. Индекс геомагнитной активности – 12.

Так как для расчетов по модели необходимы высотные профили параметров атмосферы, которые были рассчитаны на основе модели нейтральной атмосферы NRLMSIS-00 (пример входных данных для данной модели представлен в приложении А), то, прежде всего, необходимо было проверить насколько хорошо модельные расчеты совпадают с экспериментальными данными. Модельные высотные профили температуры, давления, плотности и скорости звука, и экспериментальные профили (пример данных радиозондирования представлен в приложении А) для 3 августа 17:24 по UTC представлены на Рисунке 2.6. Следует отметить, что плотность атмосферы рассчитывалась с использованием уравнения состояния сухого воздуха.

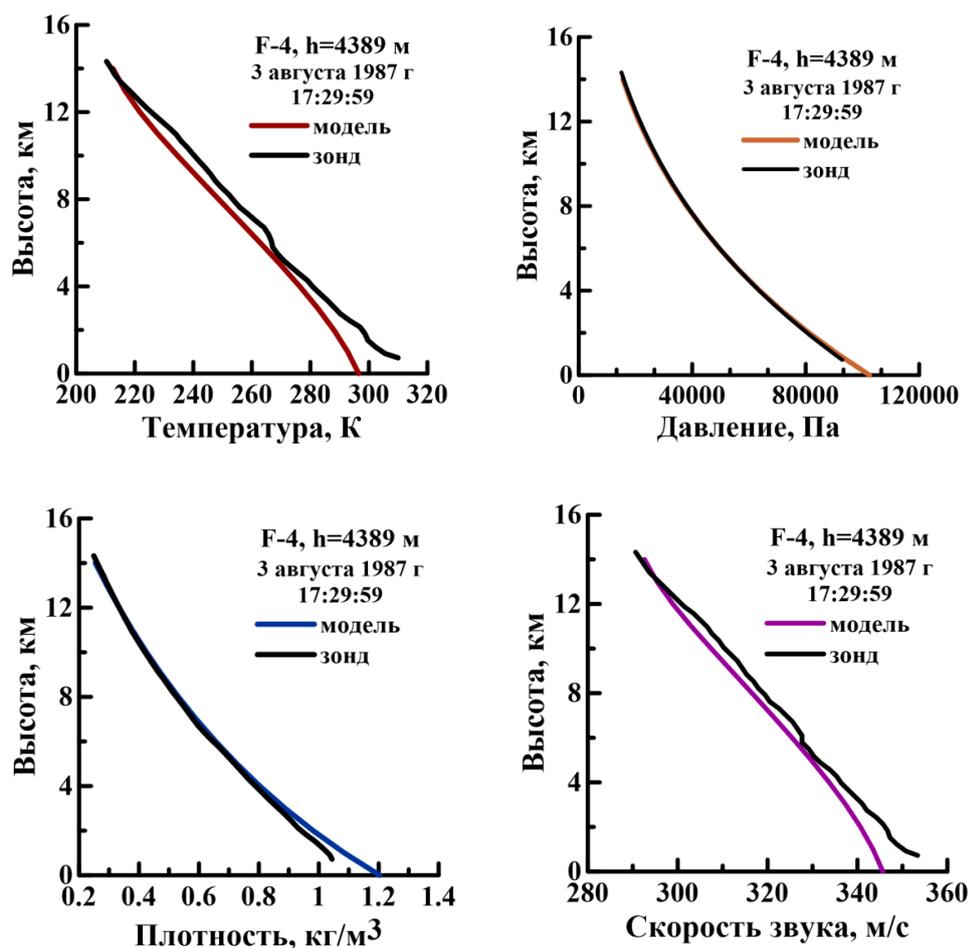


Рисунок 2.6 – Высотные профили температуры, давления, плотности атмосферы и скорости звука, рассчитанные по модели NRLMSIS-00 и полученные в результате зондирования атмосферы для полета самолета F-4 и даты 3 августа 1987 г.

По представленным профилям можно сказать, что все метеорологические характеристики уменьшаются с высотой. Кроме того по реальным профилям температуры воздуха и скорости звука можно заметить, что данные характеристики связаны. Также при сравнении модельных и реальных профилей наилучшее соответствие было у профилей давления и плотности. Это связано с тем, что давление меняется не в очень больших пределах в атмосфере, и данные изменения по порядку немного меньше 100000 Па.

Результаты сопоставления модельных и экспериментальных высотных профилей показали, что средняя относительная ошибка профиля температуры воздуха составила 2,4 %, для профиля давления – 1,1 %, для плотности – 2,6 %, скорости звука – 1,1 %. Среднеквадратическое отклонение для профилей соответственно равно 6,2 К, 495,0 Па, 0,0295 кг/м³ и 3,5 м/с. Во всех профилях наибольшие ошибки наблюдаются в приземном слое. Таким образом, относительные ошибки расчета по модели NRLMSIS-00 не превышают 13 %, что позволяет использовать данную модель для расчета распространения акустических импульсов в атмосфере.

Самолет F-4 произвел вылет 31 июля 1987 г., полет проходил на высоте 4876 м. Акустический импульс, сгенерированный при этом полете был зафиксирован в 15:11:20 UTC датчиком, расположенным на 35,156⁰ С.Ш. 118,60⁰ З.Д. Средний за 3 месяца индекс солнечной активности F10.7 в этот день составил 91,9. Индекс солнечной активности в день расчетов был 91,9. Индекс геомагнитной активности – 14.

К сожалению, в работе [Lee R.A., Downing J.V., 1991] не были представлены данные радиозондирования за этот день, однако результаты по определению работоспособности модели NRLMSIS-00 для 3 августа 1987 г., представленные выше, позволяют использовать данную модель для расчета параметров атмосферы. Модельные высотные профили температуры, давления, плотности и скорости звука представлены на Рисунке 2.7.

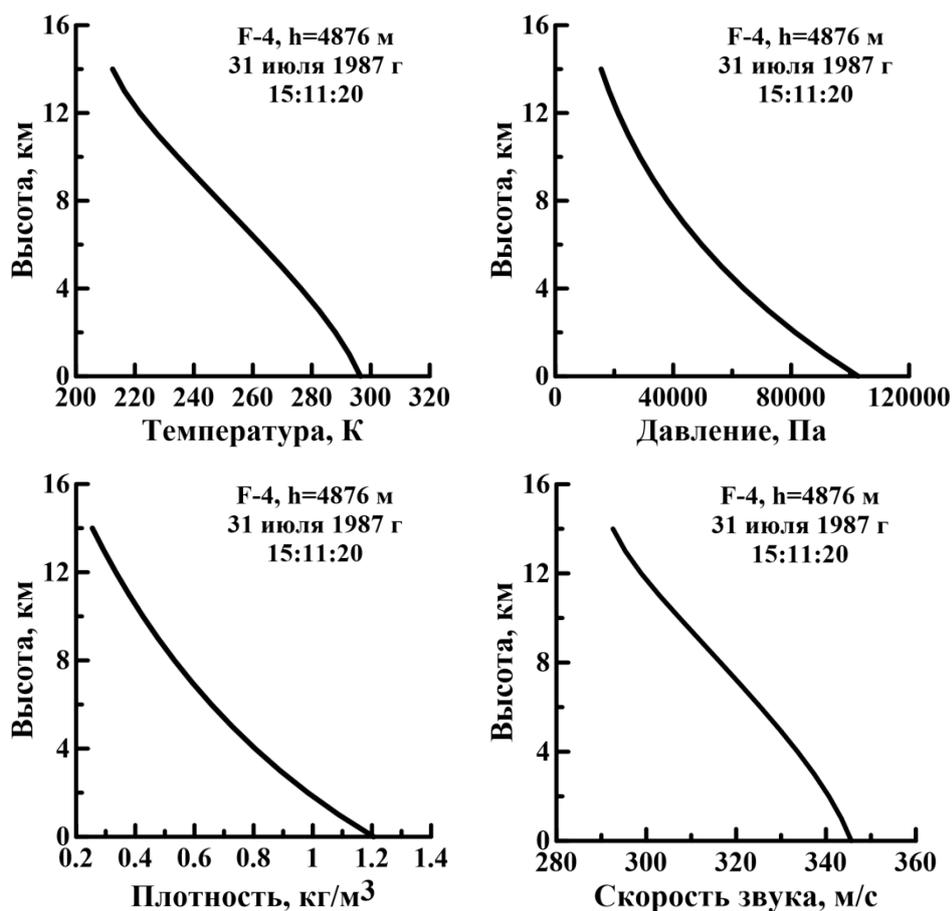


Рисунок 2.7 – Высотные профили температуры, давления, плотности атмосферы и скорости звука, рассчитанные по модели NRLMSIS-00 для полета самолета F-4 и даты 31 июля 1987 г.

Самолет F-4 произвел вылет 3 августа 1987 г., полет проходил на высоте 8900 м. Акустический импульс, сгенерированный при этом полете был зафиксирован в 14:48:33 UTC датчиком, расположенным на 35,190⁰ С.Ш. 118,60⁰ З.Д. Средний за 3 месяца индекс солнечной активности F10.7 в этот день составил 87,1. Индекс солнечной активности в день расчетов был 87,1. Индекс геомагнитной активности – 12.

Так как для расчетов по модели нужны высотные профили параметров атмосферы, которые были рассчитаны на основе модели нейтральной атмосферы NRLMSIS-00 (пример входных данных для данной модели представлен в приложении А), то сначала необходимо было проверить

насколько хорошо модельные расчеты совпадают с экспериментальными данными. Модельные высотные профили температуры, давления, плотности и скорости звука, и экспериментальные профили (пример данных радиозондирования представлен в приложении А) для 3 августа 14:30 по UTC представлены на Рисунке 2.8. Следует отметить, что плотность атмосферы рассчитывалась с использованием уравнения состояния сухого воздуха.

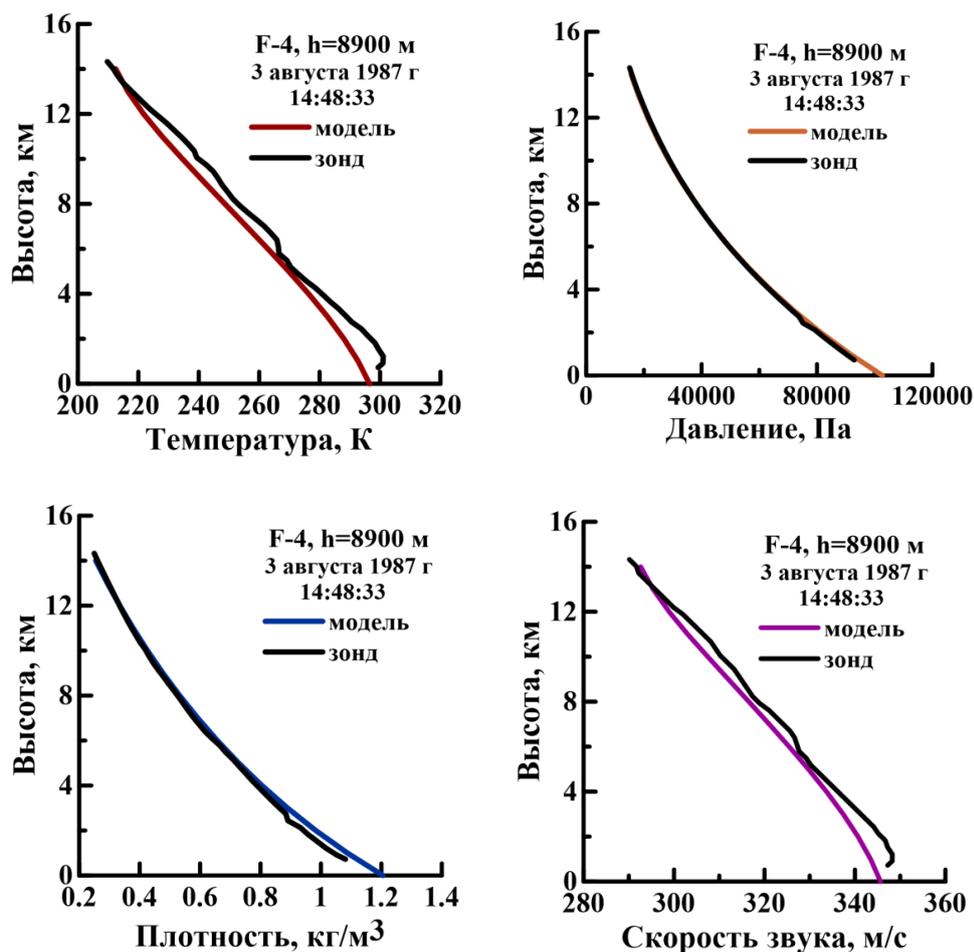


Рисунок 2.8 – Высотные профили температуры, давления, плотности атмосферы и скорости звука, рассчитанные по модели NRLMSIS-00 и полученные в результате зондирования атмосферы для полета самолета F-4 и даты 3 августа 1987 г.

По представленным профилям можно сказать, что значения всех метеорологических характеристик с высотой уменьшаются. Кроме того по реальным профилям температуры воздуха и скорости звука можно заменить, что данные характеристики имеют прямую связь. Также при сравнении модельных и реальных профилей наилучшее соответствие было у профилей давления и плотности. Это связано с тем, что давление меняется не в очень больших пределах в атмосфере, и данные изменения по порядку немного меньше 100000 Па.

Средняя относительная ошибка для профиля температуры воздуха составила 1,8 %, для профиля давления – 1,1 %, для плотности – 2,0 %, скорости звука – 0,8 %. Среднеквадратическое отклонение для профилей соответственно равно 2,1 К, 545,4 Па, 0,0123 кг/м³ и 1,3 м/с. Во всех профилях ошибки были больше в приземном слое. Таким образом, относительные ошибки расчета по модели NRLMSIS-00 не превышают 5 %, что позволяет использовать данную модель для расчета распространения акустических импульсов в атмосфере.

Самолет F-18 произвел вылет 8 августа 1987 г., полет проходил на высоте 4267 м. Акустический импульс, сгенерированный при этом полете был зафиксирован в 15:10:36 UTC датчиком, расположенным на 35,163⁰ С.Ш. 118,60⁰ З.Д. Средний за 3 месяца индекс солнечной активности F10.7 в этот день составил 93,8. Индекс солнечной активности в день расчетов был 93,8. Индекс геомагнитной активности – 10.

К сожалению, в работе [Lee R.A., Downing J.V., 1991] не были представлены данные радиозондирования за этот день, однако результаты по определению работоспособности модели NRLMSIS-00 для 3 августа 1987 г., представленные выше, позволяют использовать данную модель для расчета параметров атмосферы. Модельные высотные профили температуры, давления, плотности и скорости звука представлены на Рисунке 2.9.

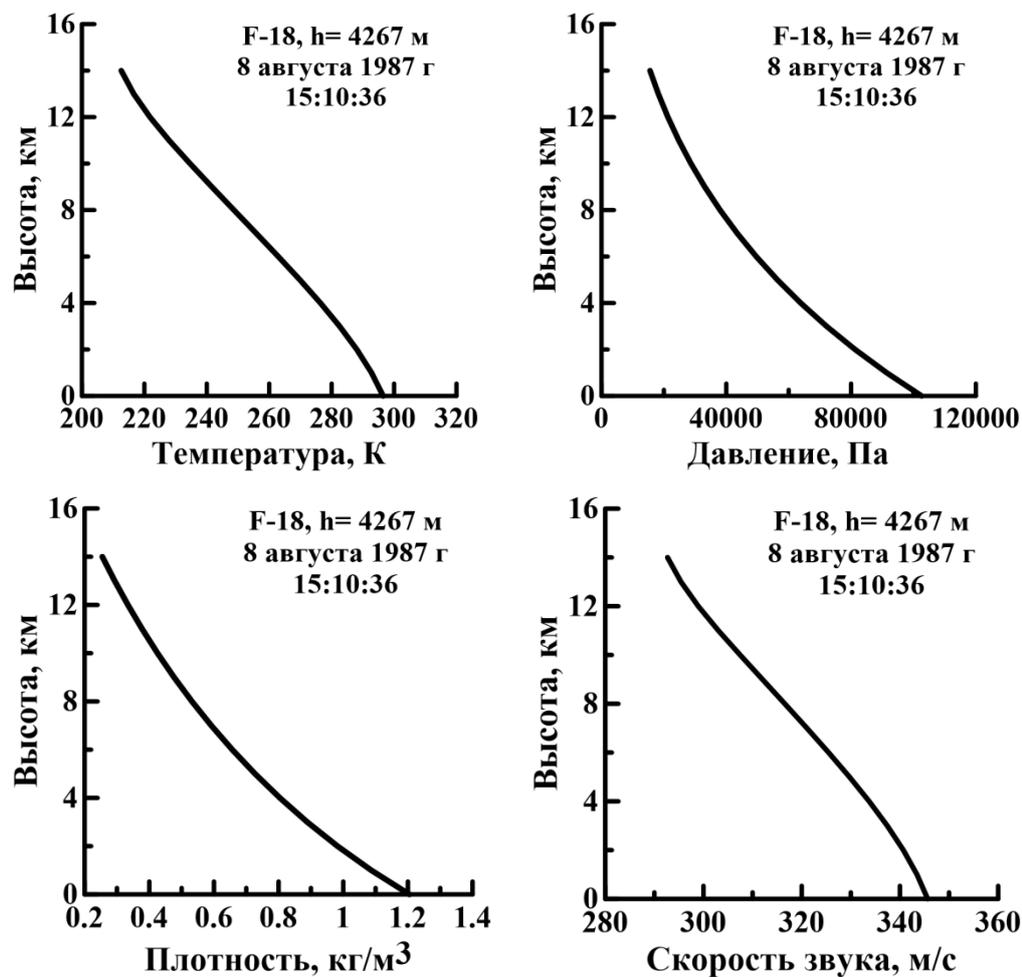


Рисунок 2.9 – Высотные профили температуры, давления, плотности атмосферы и скорости звука, рассчитанные по модели NRLMSIS-00 для полета самолета F-4 и даты 8 августа 1987 г.

Самолет F-18 произвел вылет 6 августа 1987 г., полет проходил на высоте 9144 м. Акустический импульс, генерированный при этом полете был зафиксирован в 14:44:12 UTC датчиком, расположенным на 35,190° С.Ш. 118,59° З.Д. Средний за 3 месяца индекс солнечной активности F10.7 в этот день составил 85,2. Индекс солнечной активности в день расчетов был 85,2. Индекс геомагнитной активности – 8.

Так как для расчетов по модели необходимы высотные профили параметров атмосферы, которые были рассчитаны на основе модели нейтральной атмосферы NRLMSIS-00 (пример входных данных для данной

модели представлен в приложении А), то сперва было необходимо проверить насколько хорошо совпадают модельные расчеты с экспериментальными данными. Модельные высотные профили температуры, давления, плотности и скорости звука, и экспериментальные профили (пример данных радиозондирования представлен в приложении А) для 6 августа 16:55 по UTC представлены на Рисунке 2.10. Следует отметить, что плотность атмосферы рассчитывалась с использованием уравнения состояния сухого воздуха.

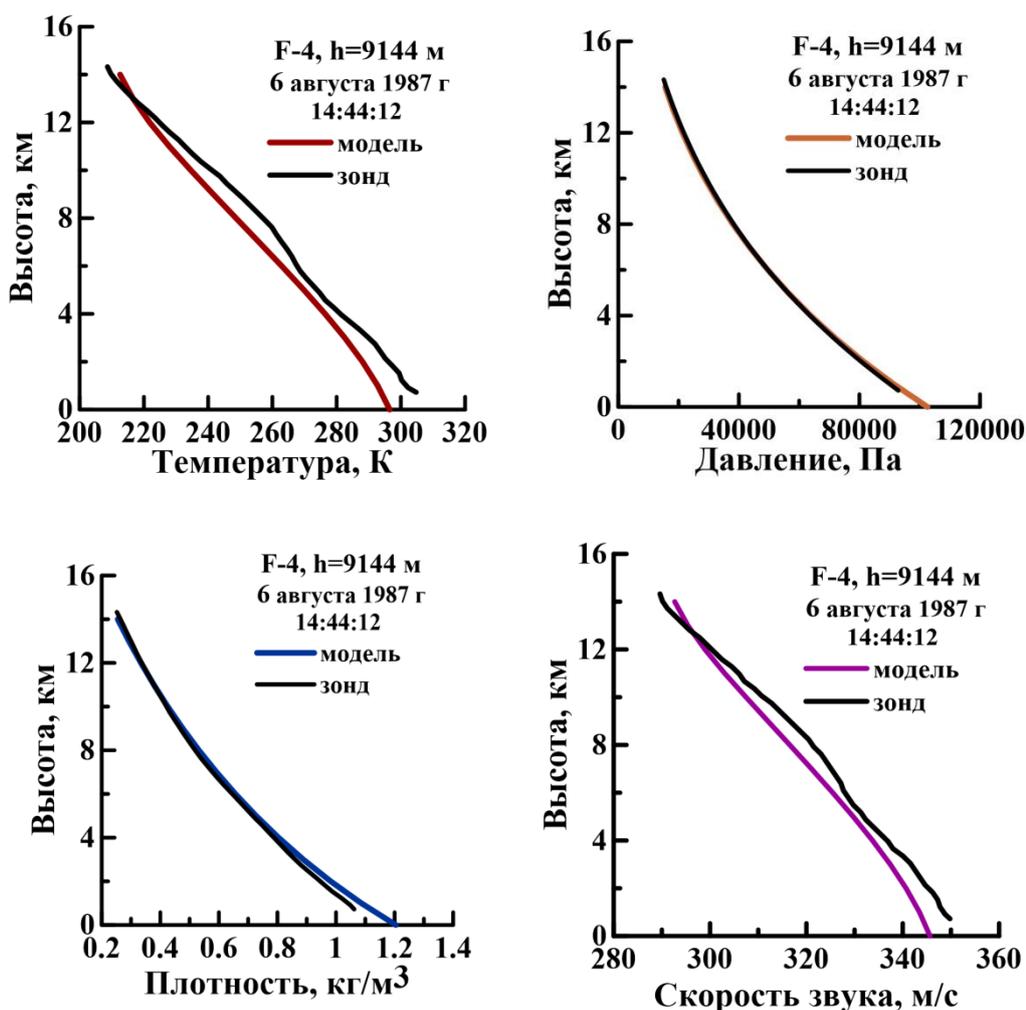


Рисунок 2.10 – Высотные профили температуры, давления, плотности атмосферы и скорости звука, рассчитанные по модели NRLMSIS-00 и полученные в результате зондирования атмосферы для полета самолета F-18 и даты 6 августа 1987 г.

По представленным профилям можно сказать, что все метеорологические характеристики уменьшаются с высотой. Кроме того по реальным профилям температуры воздуха и скорости звука можно заметить, что данные характеристики связаны. Также при сравнении модельных и реальных профилей наилучшее соответствие было у профилей давления и плотности. Это связано с тем, что давление меняется не в очень больших пределах в атмосфере, и данные изменения по порядку немного меньше 100000 Па.

Средняя относительная ошибка профиля температуры воздуха составила 2,4 %, для профиля давления – 1,3 %, для плотности – 2,7 %, скорости звука – 1,1 %. Среднеквадратическое отклонение для профилей соответственно равно 3,6 К, 548,6 Па, 0,0210 кг/м³ и 1,6 м/с. Во всех профилях ошибки были больше в приземном слое. Таким образом, модель NRLMSIS-00 дала неплохой результат (относительные ошибки не превышали 9 %).

Самолет F-18 произвел вылет 8 августа 1987 г. Полет проходил на высоте 13716м. Акустический импульс, сгенерированный при этом полете был зафиксирован в 14:57:05 UTC датчиком, расположенным на 35,188⁰ С.Ш. 118,59⁰ З.Д. Средний за 3 месяца индекс солнечной активности F10.7 в этот день составил 93,8. Индекс солнечной активности в день расчетов был 93,8. Индекс геомагнитной активности – 10.

К сожалению, в работе [Lee R.A., Downing J.V., 1991] не были представлены данные радиозондирования за этот день, однако результаты по определению работоспособности модели NRLMSIS-00 для 3 и 6 августа 1987г., представленные выше, позволяют использовать данную модель для расчета параметров атмосферы. Модельные высотные профили температуры, давления, плотности и скорости звука представлены на Рисунке 2.11.

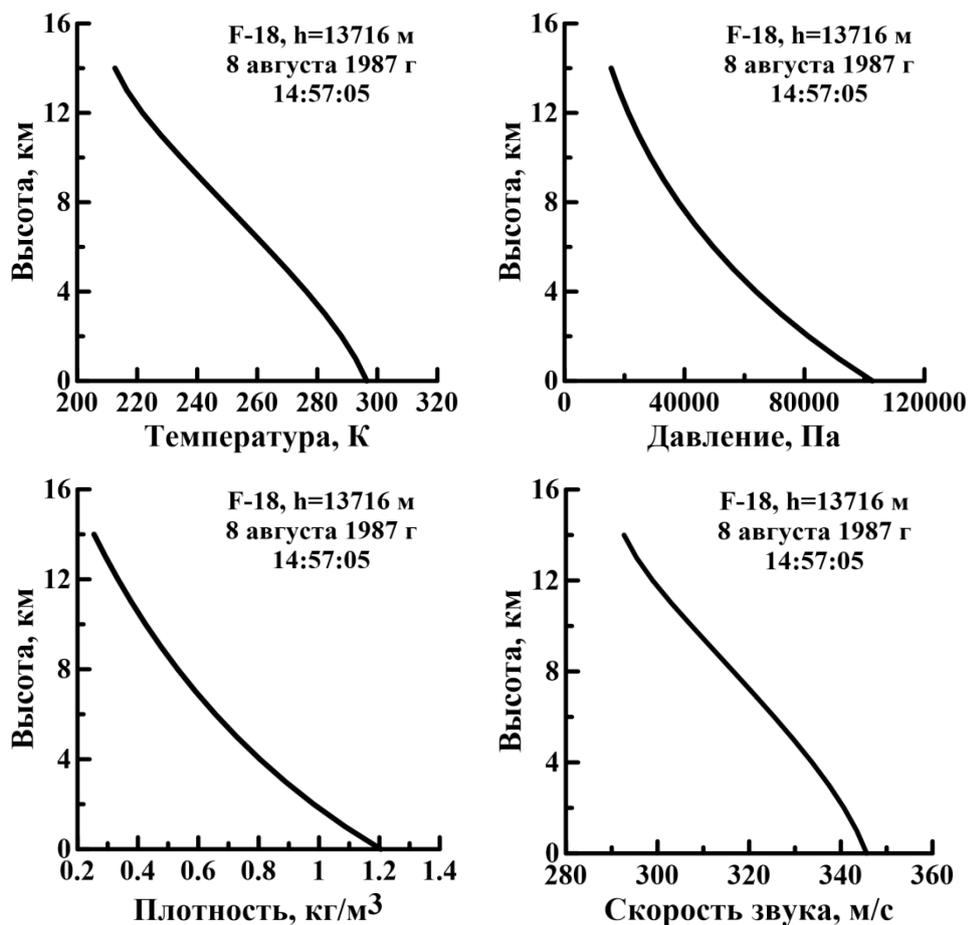


Рисунок 2.11 – Высотные профили температуры, давления, плотности атмосферы и скорости звука, рассчитанные по модели NRLMSIS-00 и полученные в результате зондирования атмосферы для полета самолета F-18 и даты 8 августа 1987 г.

Таким образом, можно сделать вывод, что значения всех величин уменьшаются с высотой. При этом профиль скорости звука схож с профилем температуры, что связано с прямой связью между этими параметрами. Наибольшие отклонения смоделированных значений от данных зондирования наблюдались в приземном слое. В целом, относительные ошибки по всем данным не превышали 15%, что является достаточно хорошим результатом.

2.3.2 Акустические импульсы, генерированные полетом самолета со сверхзвуковой скоростью, на земной поверхности: модель и эксперимент

С помощью модели распространения акустических волн от цилиндрического источника были рассчитаны акустические импульсы на земной поверхности, генерированные движением самолетов F-4 и F-18 со сверхзвуковой скоростью, для трех высот полета (пример входных и выходных данных модели представлен в приложении А).

Результаты сопоставления акустических импульсов, рассчитанных по модели распространения акустических волн, с импульсами, зарегистрированными во время эксперимента для полетов самолетов F-4 и F-18 на разных высотах, представлены на Рисунках 2.12 и 2.13.

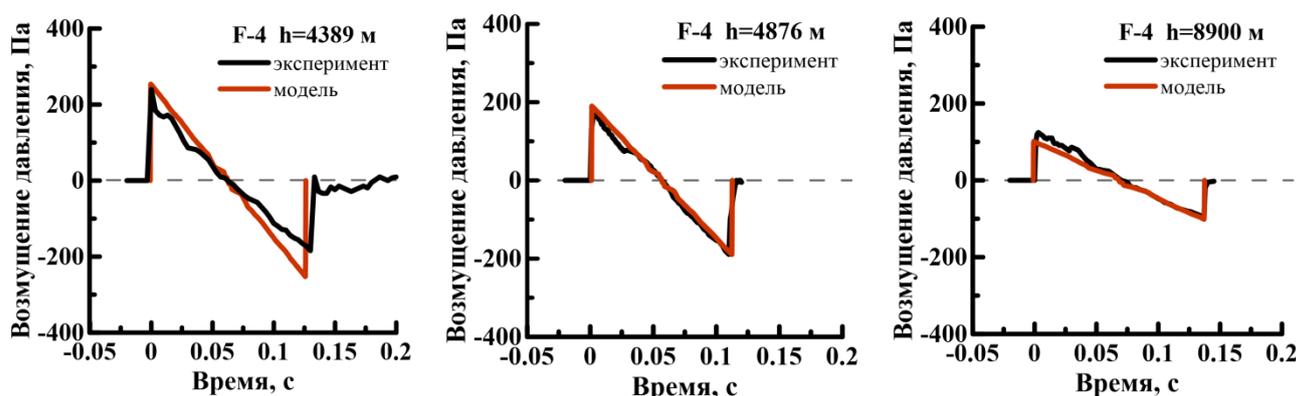


Рисунок 2.12 – Модельные акустические импульсы и импульсы, измеренные на земной поверхности, во время полета сверхзвукового самолета F-4 на разных высотах.

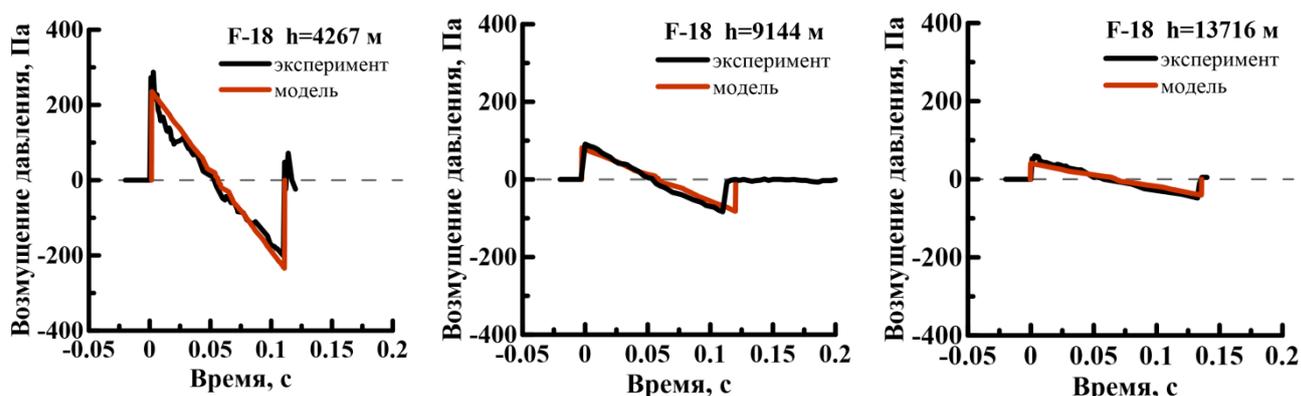


Рисунок 2.13 – Модельные акустические импульсы и импульсы, измеренные на земной поверхности, во время полета сверхзвукового самолета F-18 на разных высотах.

Из рисунков видно, что модельные акустические импульсы, генерированные полетами самолетов F-4 и F-18 на различных высотах полета (от 4,4 км до 13,7 км), всего по три высоты полета для каждого самолета, достаточно хорошо согласуются с экспериментальными акустическими импульсами как по форме, так и по амплитуде и длительности. Значения амплитуды и длительности для экспериментальных и модельных акустических импульсов представлены в Таблице 2.4.

Таблица 2.4 – Значения амплитуды и длительности акустических импульсов

Самолет	Высота, м	Модель		Эксперимент	
		Амплитуда, Па	Длительность, с	Амплитуда, Па	Длительность, с
F-4	4389	254,002	0,126	239,400	0,130
F-4	4876	190,012	0,111	172,368	0,106
F-4	8900	101,465	0,138	124,488	0,134
F-18	4267	235,851	0,109	287,280	0,107
F-18	9144	82,018	0,122	90,970	0,110
F-18	13716	40,546	0,136	59,850	0,130

Относительные ошибки модельных расчетов амплитуды и длительности, полученные по формуле:

$$\sigma = \frac{|X_M - X_э|}{X_э},$$

где X_m – значение величины, полученные с помощью модели; X_e – значение величины, полученные в результате эксперимента, представлены в Таблице 2.5.

Таблица 2.5 – Относительные ошибки моделирования акустических импульсов

Тип самолета	Высота, м	Ошибка расчетов по амплитуде, %	Ошибка расчетов по длительности, %
F-4	4389	6,1	3,0
F-4	4876	10,2	4,7
F-4	8900	18,5	2,8
F-18	4267	17,9	1,9
F-18	9144	9,8	11,3
F-18	13716	32,3	4,7

Так анализ сопоставления модельных и экспериментальных акустических импульсов на земной поверхности показал, что для самолетов F-4 и высот полета 4389 и 4876 м и F-18 – для 9144 м: относительная ошибка модельных расчетов по амплитуде не превышает 11 %, а по длительности 12 % (Таблица 2.5). При этом относительная ошибка расчета по амплитуде для самолета F-4 (высота 8900 м) составила 18,5 %, а для F-18 (высоты 4367 и 13716 м) 17,9 % и 32,3 %, соответственно. В то время как ошибка по длительности для данных самолетов и высот полета не превышает 5 % (Таблица 2.5).

Следует отметить, что при расчете эволюции распространения акустических импульсов использовались модельные профили параметров атмосферы, относительная ошибка расчетов которых составляет около 10 % для высотного профиля от 0 до 14 км и для слоя от 0 до 4,3 км составила около 8 %; кроме того, видно, что измеренные акустические импульсы для данных самолетов и высот имеют изрезанную форму.

На основании полученных результатов можно сделать вывод, что данная модель адекватна эксперименту.

3 Акустический импульс на границе перехода ударной волны в акустическую

Известно, что движение самолетов и ракетоносителей со сверхзвуковой скоростью генерирует ударную волну, которая при своем распространении на некотором расстоянии от источника переходит в акустическую. Прямые измерения акустических волн вблизи полета самолета со сверхзвуковой скоростью, а именно на границе перехода ударной волны в акустическую, очень затруднены. Поэтому получение информации о начальных импульсах становится возможным при использовании адекватной эксперименту модели.

С помощью, как показано выше, адекватной эксперименту модели распространения акустических волн от цилиндрического источника были определены начальные акустические импульсы на границе перехода ударной волны в акустическую для полетов сверхзвуковых самолетов F-4 и F-18 на различных высотах. Полеты самолета F-4 проводились 3 августа на высотах 4389 м и 8900 м, импульс при этом был зафиксирован на земной поверхности в 17:29:59 UTC и 14:48:33 UTC соответственно, на высоте 4876 м полет совершался 31 июля, а импульс был зафиксирован в 15:11:20 UTC. Полеты F-18 проводились 6 августа на высоте 9144 м и 8 августа на высотах 4267 м и 13716 м, при этом акустические импульсы были зафиксированы на земле датчиками в 14:44:12 UTC, 15:10:36 UTC и 14:57:05 UTC соответственно. Результаты расчета, представлены на Рисунках 3.1 и 3.2.

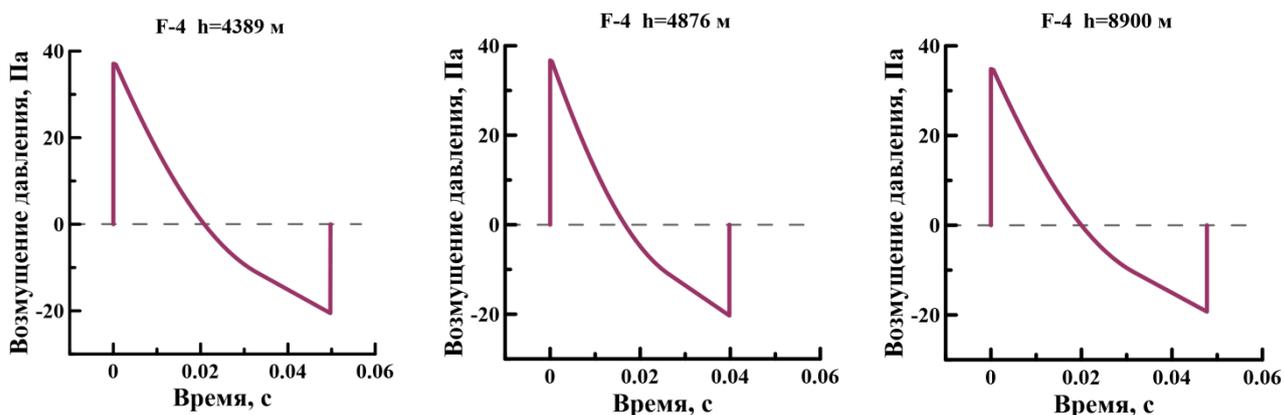


Рисунок 3.1 – Начальные акустические импульсы, рассчитанные на границе перехода ударной волны, генерируемой полетом самолета F-4 со сверхзвуковой скоростью, в акустическую волну.

На основании данного рисунка можно определить, что амплитуда для полета самолета F-4 на высотах 4389 м, 4876 м и 8900 м соответственно равняется 37 Па, 36,7 Па и 34,8 Па. Таким образом, можно сказать, что амплитуда начального акустического импульса зависит от высоты, на которой совершался полет сверхзвукового самолета. Из графиков также видно, что длительность импульса для высот 4389 м и 8900 м равна около 0,05 с, а для высоты 4876 м – 0,04 с.

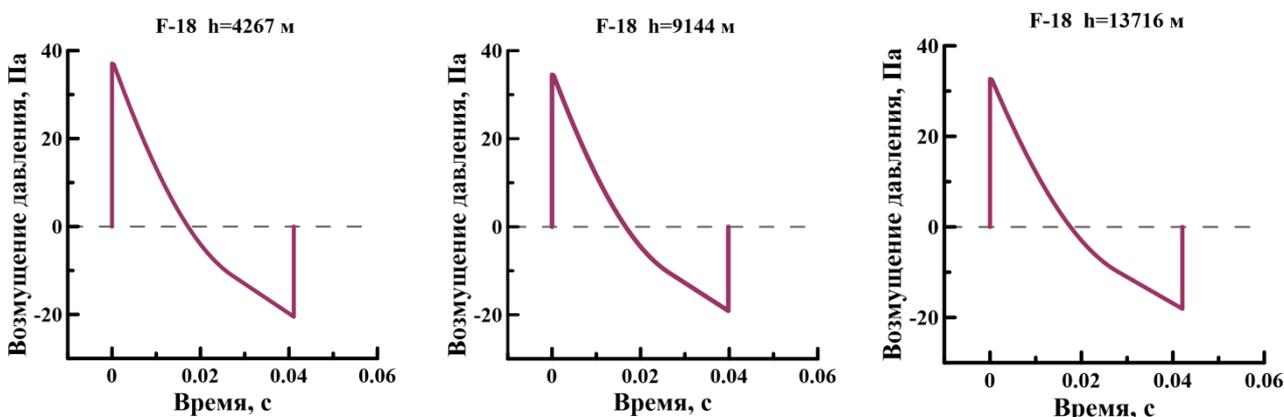


Рисунок 3.2 – Начальные акустические импульсы, рассчитанные на границе перехода ударной волны, генерируемой полетом самолета F-18 со сверхзвуковой скоростью, в акустическую волну.

По данному рисунку можно сказать, что амплитуда для полета самолета F-18 на высотах 4267 м, 9144 м и 13716 м соответственно равняется 37 Па, 34,5 Па и 32,6 Па. Таким образом, можно сказать, что амплитуда начального акустического импульса уменьшается с увеличением высоты, на которой совершался полет сверхзвукового самолета. Длительность для всех случаев составила около 0,04 с.

Из этих результатов следует, что амплитуда начального акустического импульса на границе перехода ударной волны, генерированной полетом самолета со сверхзвуковой скоростью, в акустическую уменьшается при увеличении высоты полета самолета. Это обусловлено тем, что с высотой значения плотности атмосферы уменьшаются. Именно плотностью атмосферы определяется амплитуда импульса.

Таким образом, впервые получен теоретически важный результат, а именно определены начальные параметры и формы акустических импульсов на границе перехода ударной волны в акустическую для сверхзвуковых самолетов F-4 и F-18. При этом данные результаты следует считать достоверными, так как они получены на основе расчетов по модели адекватной эксперименту.

4 Определение эквивалентной энергии

С помощью модели, описывающей генерацию и распространение акустических волн в атмосфере для цилиндрического источника, а именно полета самолета со сверхзвуковой скоростью, была определена эквивалентная энергия взрыва.

Исследования [Цикулин М.А., 1962] показали, что при обтекании тел цилиндрической формы, движущихся со сверхзвуковой скоростью, движение газа такое же, как и при распространении взрывной волны от цилиндрического взрыва. Путем прямого сопоставления была показана возможность применения результатов исследования ударных волн от цилиндрического взрыва для определения параметров ударных волн, возникающих при движении тел в газе со сверхзвуковой скоростью.

В результате экспериментальных исследований по взрывам взрывчатых веществ был установлен принцип энергетического подобия при распространении взрывных волн [Цикулин М.А., 1962]. То есть при обтекании тела потоком со сверхзвуковой скоростью действие конца тела эквивалентно действию взрыва. При этом энергию взрыва на единицу длины заряда следует считать пропорциональной полной силе лобового сопротивления тела. Этот принцип позволяет использовать для описания ударных волн, образуемых телами, движущимися в газе со сверхзвуковой скоростью, результаты, полученные при исследовании взрыва взрывчатого вещества. Эмпирические зависимости, представленные в данной работе [Цикулин М.А., 1962], были использованы в модели для определения расстояния, на котором ударная волна переходит в акустическую волну, а также начальных параметров акустического импульса (амплитуды и длительности) на этой на границе.

Таким образом, с помощью разработанной модели можно определить эквивалентную энергию цилиндрического взрыва для каждого вылета самолета, представленного в данном дипломном проекте.

В Таблице 4.1 представлены эквивалентные энергии цилиндрического взрыва для F-4 и F-18 и шести высот полета самолетов.

Таблица 4.1 – Эквивалентные энергии цилиндрического взрыва при полетах самолетов F-4 и F-18 на разных высотах

Тип самолета	Высота, м	Число Маха	Эквивалентная энергия взрыва, кг ТНТ
F-4	4389	1,1	0,96
F-4	4876	1,2	0,6
F-4	8900	1,2	0,45
F-18	4267	1,1	0,7
F-18	9144	1,3	0,3
F-18	13716	1,4	0,155

Изменения эквивалентной энергии в зависимости от высоты полета сверхзвукового самолета представлены на Рисунке 4.1.

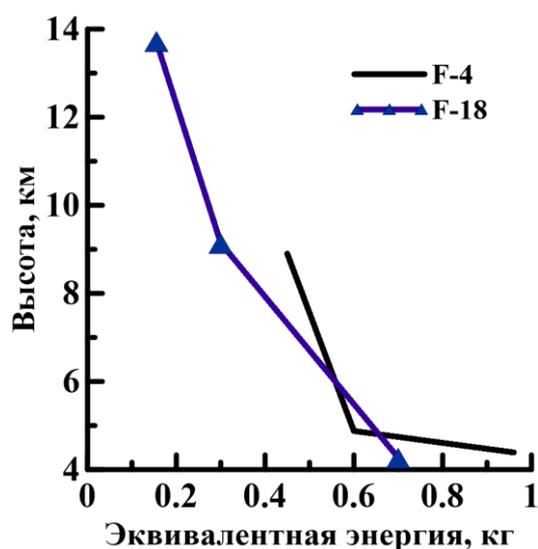


Рисунок 4.1 – Эквивалентная энергия цилиндрического взрыва для полетов F-4 и F-18 на разных высотах

Из данного рисунка видно, что при увеличении высоты полета эквивалентная энергия цилиндрического взрыва уменьшается. Чем выше полет самолета, тем меньше плотность атмосферы, а значит меньше сила сопротивления атмосферы, тем меньше энергии самолета тратится при движении. При этом значение эквивалентной энергии для самолета типа F-18 меньше, чем для F-4. Это обусловлено следующей причиной. Величина эквивалентной энергии определяется, в том числе, так называемым, масштабом цилиндрического взрыва, который зависит от числа Маха и диаметра самолета.

При этом следует заметить, что полеты совершались в разное время и даты. Однако, из Рисунка 4.2 видно, что для всех дней профили всех характеристик меняются незначительно, следовательно, мы можем представить полученные значения эквивалентной энергии для разных высот и дней данного типа самолета на одном графике.

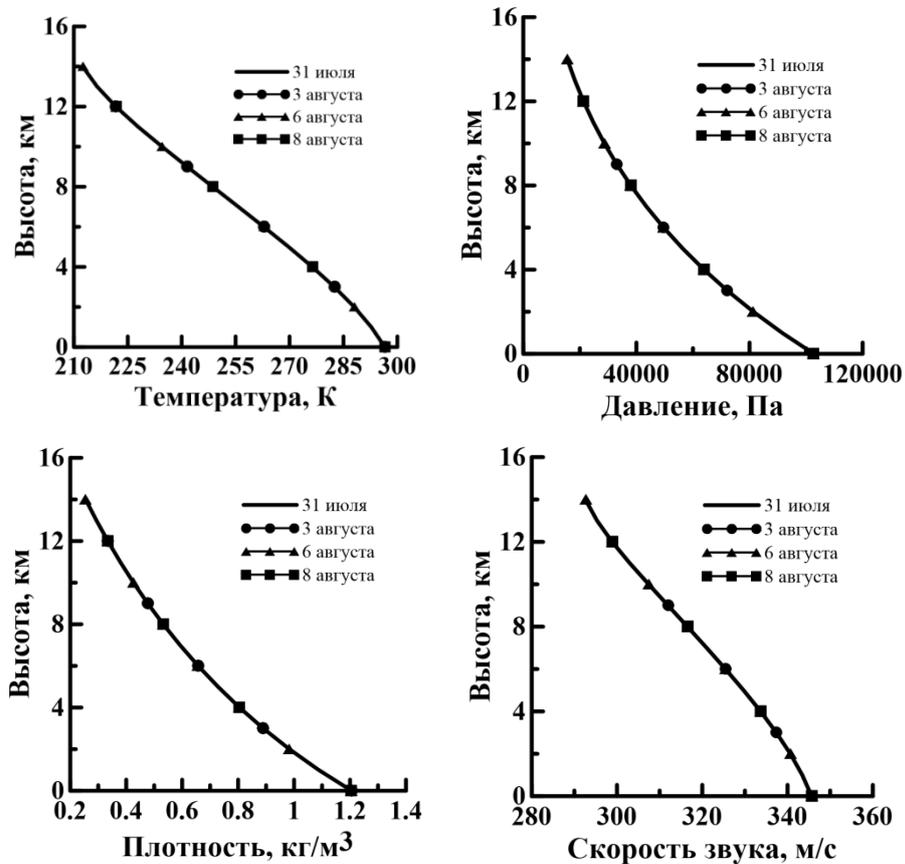


Рисунок 4.2 – Профили температуры, давления, плотности и скорости звука для всех дней, когда проводились вылеты самолетов F-4 и F-18

Эти результаты имеют практическое применение. Так как знание эквивалентной энергии для самолетов данных типов, позволит рассчитать акустическое поле на Земле для различных высот полета, при различных погодных условиях, для различных геофизических параметров и траекторий полета самолетов. Получить характеристик акустических полей для различных условий и больших территорий с помощью эксперимента (измерений) чрезвычайно сложно, так как проведение подобных экспериментов является сложным и дорогостоящим делом.

5 Расчет широтного акустического поля для одного из самолетов

Для расчета акустических импульсов на различных широтах использовалась адекватная эксперименту модель распространения акустических волн от цилиндрического источника. Наилучший результат моделирования акустического импульса, генерируемого полетом самолета со сверхзвуковой скоростью, был у F-4, совершившим полет на высоте 4389 м. Эквивалентная энергия при этом равнялась 0,96 кг. Было решено провести расчеты для 12 часов UTC 8 августа 1987 г. Средний за 3 месяца индекс солнечной активности F10.7 в этот день составил 93,8. Индекс солнечной активности в день расчетов был 93,8. Индекс геомагнитной активности – 10. Расчеты проводились для экватора, 30° , 60° и 90° широт северного и южного полушарий и для долготы 118° западного полушария.

Прежде всего, были рассчитаны высотные профили метеорологических параметров для всех широт с использованием модели нейтральной атмосферы NRLMSIS-00.

На Рисунке 5.1 представлены профили температуры атмосферы для различных широт северного (Рисунок 5.1 а) и южного (Рисунок 5.1 б) полушарий.

На основании данных рисунков можно сказать, что наиболее высокие температуры воздуха в приземном слое наблюдаются вблизи экватора, также вблизи экватора наблюдаются наибольшие высотные изменения значений температуры, что связано с тем, что на эти широты поступает большее количество солнечной радиации.

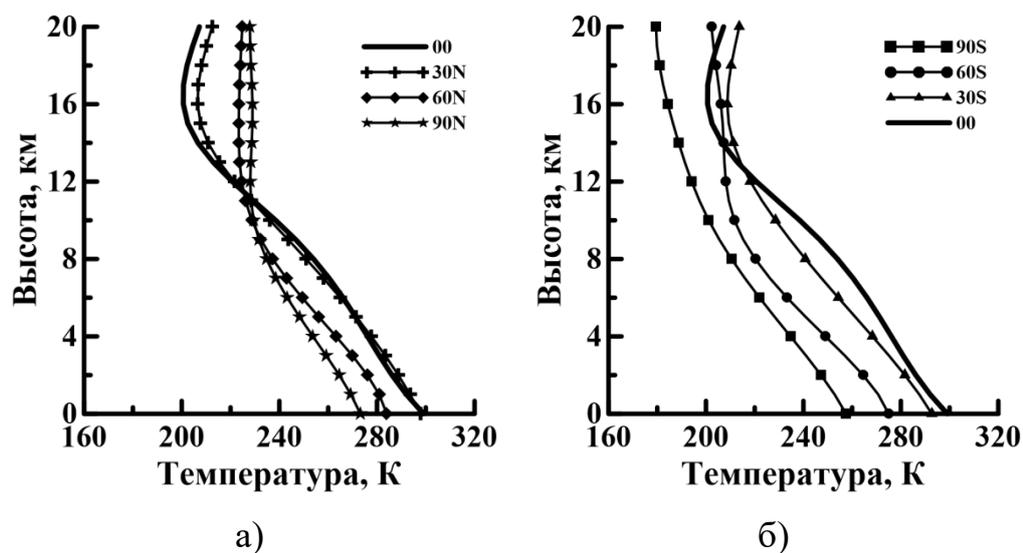


Рисунок 5.1 – Высотные профили температуры для различных широт северного и южного полушария за 8 августа 1987 г; а – северное полушарие; б – южное полушарий.

На Рисунке 5.2 представлены профили атмосферного давления для различных широт северного (Рисунок 5.2 а) и южного (Рисунок 5.2 б) полушарий.

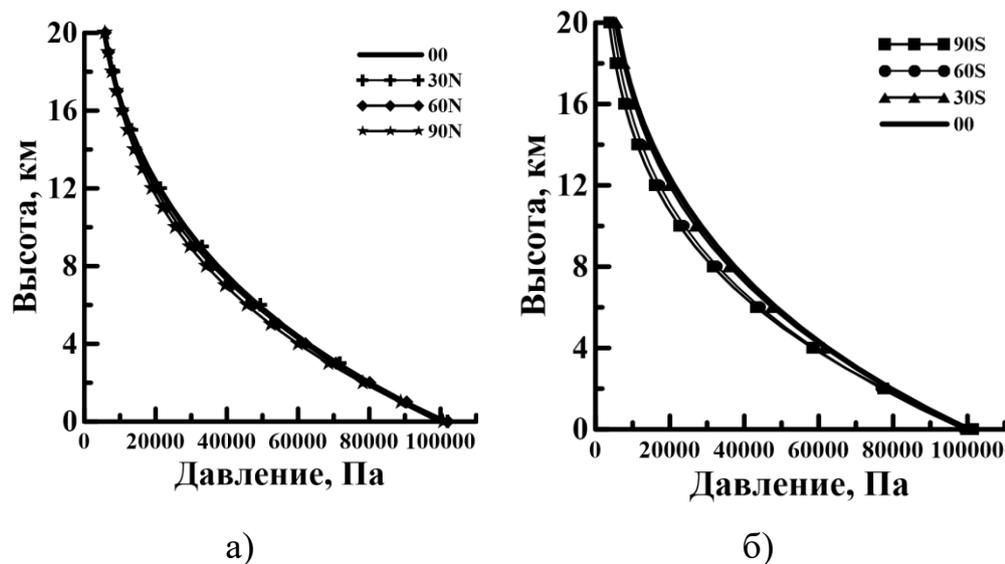


Рисунок 5.2 – Высотные профили давления для различных широт северного и южного полушария за 8 августа 1987 г; а – северное полушарие; б – южное полушарий.

Из данных графиков можно сделать вывод, что значения давления незначительно меняются в зависимости от широты, а также давление больше меняется в южном полушарии по мере удаления от экватора. Значение давления на полюсах меньше, чем в более низких широтах, что связано с меньшей температурой атмосферы высоких широт.

На Рисунке 5.3 представлены профили плотности воздуха для различных широт северного (Рисунок 5.3 а) и южного (Рисунок 5.3 б) полушарий. По данным профилям можно сделать вывод, что плотность воздуха на различных широтах больше меняется вблизи земной поверхности, также в южном полушарии эти изменения больше. Значения плотности на полюсах вблизи поверхности больше, чем на более низких широтах. Начиная с высоты, равной 8 км, плотность на полюсах становится меньше, чем на экваторе. Это связано с тем, что плотность воздуха связана с температурой и давлением уравнением состояния.

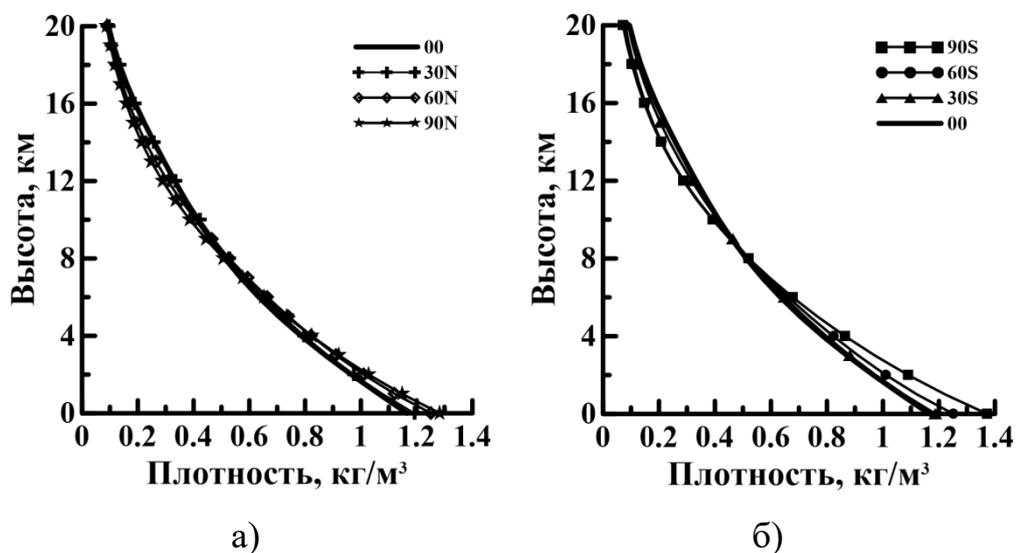


Рисунок 5.3 – Высотные профили плотности для различных широт северного и южного полушарий за 8 августа 1987 г; а – северное полушарие; б – южное полушарие.

На Рисунке 5.4 представлены профили скорости звука для различных широт северного (Рисунок 5.4 а) и южного (Рисунок 5.4 б) полушарий. По данным рисункам можно сделать вывод, что при удалении от экватора скорость звука уменьшается, что связано с уменьшением температуры воздуха.

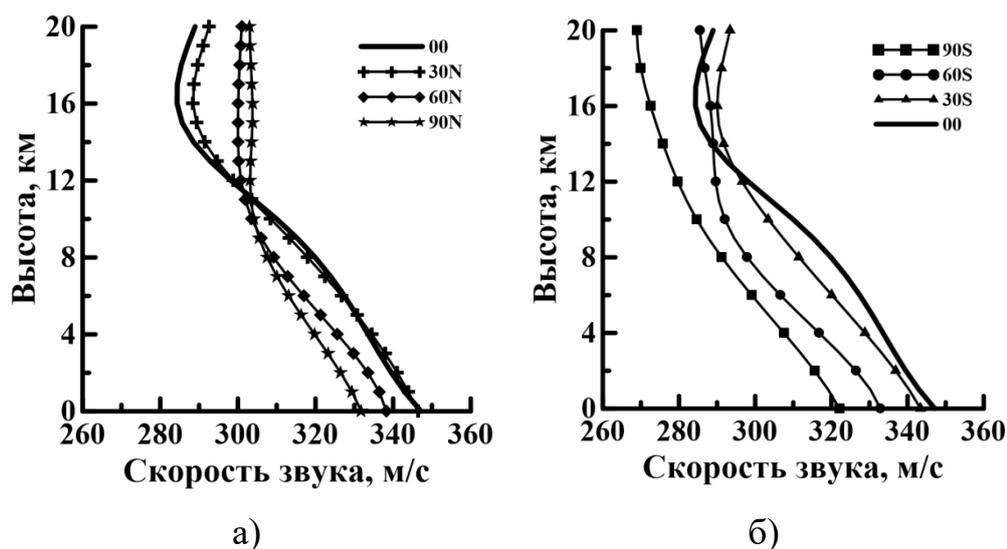


Рисунок 5.4 – Высотные профили скорости звука для различных широт северного и южного полушарий за 8 августа 1987 г; а – северное полушарие; б – южное полушарие.

В целом, можно сделать вывод, что температура и скорость звука по мере увеличения широты уменьшаются, а давление и плотность меняются незначительно. Также по графикам видно, что все характеристики сильнее меняются в южном полушарии, что связано с меньшим количеством материков в данном полушарии.

С использованием рассчитанных с помощью модели нейтральной атмосферы профилей метеорологических характеристик для всех широт были определены акустические импульсы на земной поверхности. Результаты представлены на Рисунках 5.5 и 5.6.

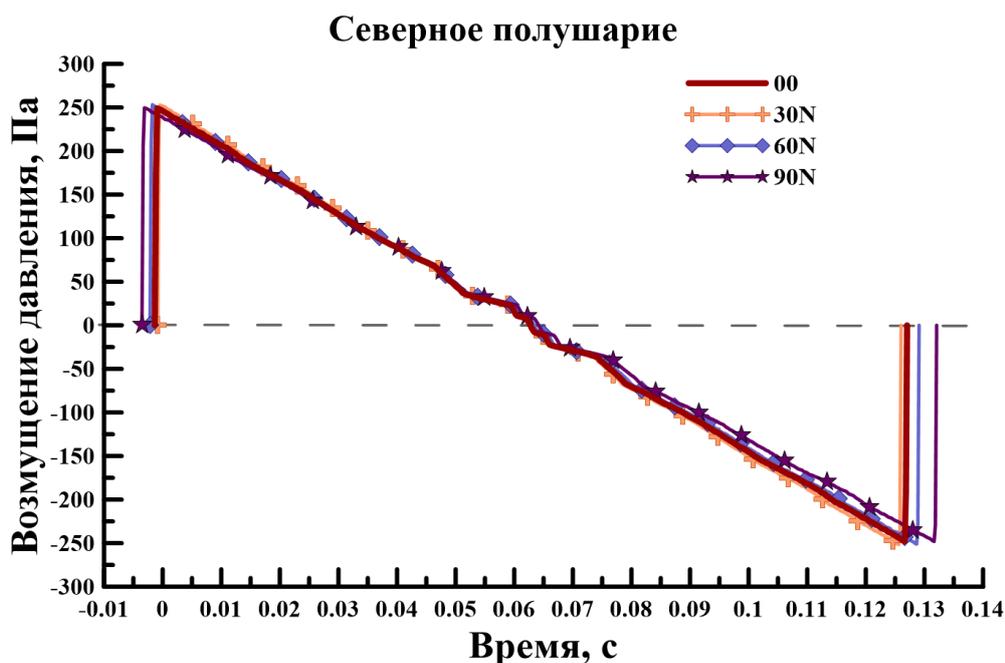


Рисунок 5.5 – Акустические импульсы у земной поверхности, полученные для экватора, 30° , 60° и 90° северной широты

На графике видно, что длительность акустического импульса увеличивается при увеличении широты, амплитуда же не меняется.

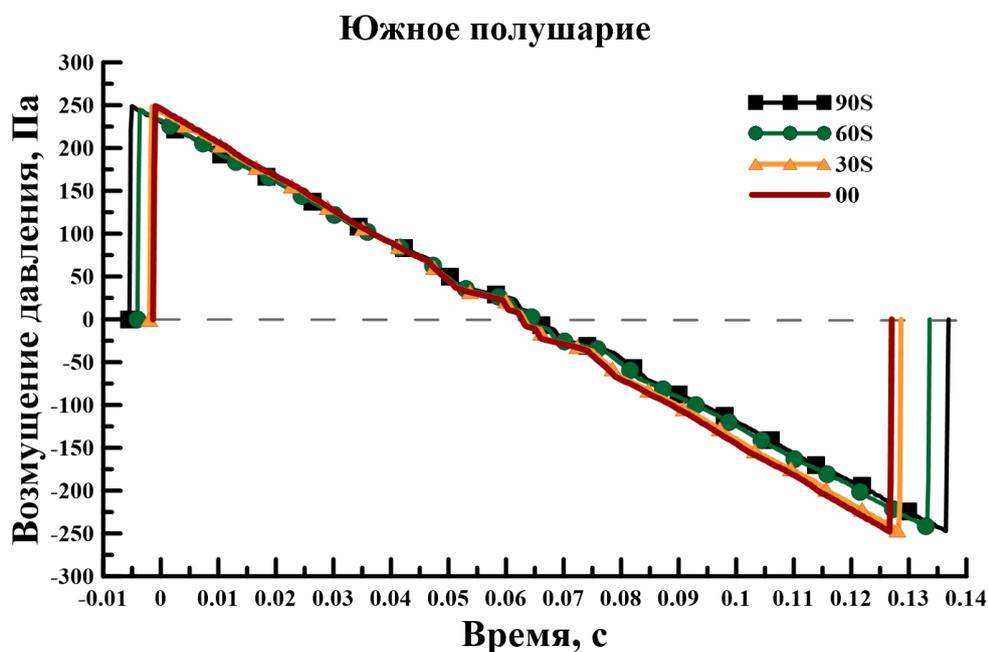


Рисунок 5.6 – Акустические импульсы у земной поверхности, полученные для экватора, 30° , 60° и 90° южной широты

Из рисунка заметно, что длительность акустического импульса увеличивается при увеличении широты, амплитуда же не меняется.

Таким образом, можно сделать вывод, что на распространение акустического импульса, генерируемого полетом самолета со сверхзвуковой скоростью, значительное влияние оказывает состояние метеорологических параметров. При этом изменяется длительность импульса. Наибольший по длительности импульс приходится на полюсах, где наблюдаются достаточно низкие температуры, а значит более высокая плотность воздуха и меньшая скорость звука.

Заключение

В ходе выполнения работы поставленная цель – изучение характеристик акустического поля на земной поверхности при полете самолетов со сверхзвуковой скоростью на основе адекватной эксперименту модели – была достигнута. При этом были выполнены следующие задачи:

1. Была сформирована база экспериментальных записей акустических импульсов, возникающих при полете самолета со сверхзвуковой скоростью;
2. Были рассчитаны высотные профили температуры, давления, плотности и скорости звука с использованием модели нейтральной атмосферы NRLMSIS-00, а также было проведено сравнение экспериментальных и модельных данных;
3. На основе экспериментальных записей акустических импульсов на земной поверхности, генерированного полетом самолетов F-4 и F-18 со сверхзвуковой скоростью, показано что модель генерации и распространения акустических импульсов от сверхзвукового полета самолетов адекватна эксперименту. Также импульсы достаточно хорошо согласуются по форме. Для самолетов F-4 и высот полета 4 и 5 км и F-18 – для 9 км относительная ошибка модельных расчетов по амплитуде и длительности не превышает 12%. Для остальных полетов ошибка по амплитуде была от 18 до 32%, а по – длительности не превышала 5%.
4. Впервые определены начальные параметры и формы акустических импульсов на границе перехода ударной волны в акустическую для сверхзвуковых самолетов F-4 и F-18, при этом данные результаты следует считать достоверными, так как они получены на основе расчетов по модели адекватной эксперименту. Данный результат является теоретически значимым.
5. Определена эквивалентная энергия взрыва полета самолетов со сверхзвуковой скоростью данных типов: с увеличением высоты эквивалентная энергия уменьшается. При этом значение энергии для

самолета типа F-18 меньше, чем для F-4. Знание эквивалентной энергии для самолетов данных типов, позволит рассчитать акустическое поле на Земле для различных высот полета, при различных погодных условиях, для различных геофизических параметров и траекторий полета самолетов. При этом следует учесть, что получить характеристик акустических полей для различных условий и больших территорий с помощью эксперимента (измерений) чрезвычайно сложно, так как проведение подобных экспериментов является сложным и дорогостоящим делом.

6. Были рассчитаны параметры акустических импульсов в зависимости от широты для полета самолета F-4 на высоте 4389 м. Показано, что при увеличении широты длительность импульса увеличивается, а амплитуда, практически не меняется.

Список используемых источников

1. Drobzheva Ya.V. Krasnov V.M. Acoustic energy transfer to the upper atmosphere from surface chemical and underground nuclear explosions//Journal of Atmospheric and Solar-Terrestrial Physics. – 2006. – V. 68. –P. 578–585.
2. Краснов В.М., Дробжева Я.В. (2018). Нелинейная акустика в неоднородной атмосфере в рамках аналитических решений. Монография – СПб: полиграфическое предприятие «Кром-Принт». 172с.
3. Drobzheva Ya., Krasnov V. M., Sokolova O.I. Disturbances of the ionosphere of blast and acoustic waves generated at ionospheric heights by rockets. //Journal of Atmospheric and Solar-Terrestrial Physics. –2003. –V. 65, pp.1385-1392.
4. Т 33 ТЕОРИЯ ВОЛНОВЫХ ПРОЦЕССОВ: Акустические волны: Учебное пособие / И.П. Соловьянова, С.Н. Шабунин. Екатеринбург: ГОУ ВПО УГТУ-УПИ, 2004. 142 с
5. Dieminger W. and Kohl H. Effects of nuclear explosions on the ionosphere // Nature – 1962. – V.193. – P.963–964.
6. Krasnov V.M., Remote monitoring of nuclear explosions during radio sounding of ionosphere over explosion site. Proceedings of the 16th National Radio Science Conference, Egypt. – 1999. P. 280–288.
7. Banister J. and Hereford W.V. Observed high-altitude pressure wave from an underground and surface explosion // J. Geo-phys. Res. – 1991. – V. 96. – № D3. – P. 5185–5193.
8. Нагорский П.М. О возмущениях электронной концентрации в ионосфере, вызываемых наземными взрывами // Известия АН СССР. Сер. "Физика Земли". – 1985. – № 11. – С.66–71.
9. Pokhotelov O.A. Parrot V. Fedorov E.N. Response of the ionosphere to natural and man-made acoustic sources // Annales Geophysicae. – 1995. – V. 13. – P. 1197–1210.
10. Fitzgerald T.J. and Carlos R.C. Effects of 450-kg surface explosions on HF radio reflection from the E layer // Radio Science. – 1997. – V. 32. – № 1. – P. 169–180.

11. Bedard A.J., Georges T.M. Atmospheric Infrasound // *Physics Today*, – 2000. – March. – P. 32–37.
12. Нагорский П.М. Анализ отклика КВ-радиосигнала на возмущения ионосферной плазмы, вызванные ударно-акустическими волнами// *Известия ВУЗов. Радиофизика*, – 1999, – Т. 13. – С. 36–44.
13. Нагорский П.М. Неоднородная структура F области ионосферы, образованная ракетами// *Геомагнетизм и аэрномия*. – 1998. – Е.38. – С. 100–106.
14. Коробейников В.П. Задачи теории точечного взрыва. – М.: Наука, 1986, 400 с.
15. Ландау Л.Д., Лифшиц Е.М. Т. VI Гидродинамика. – М: Наука, 1986, 733с.
16. Jacobson A. R. and Carlos R. C. Observations of acoustic-gravity waves in the thermosphere following Space Shuttle ascents// *Journal of Atmospheric and Solar–Terrestrial Physics* – 1994. – V.56. – № 4. – P.525–528.
17. Drobzheva Ya.V. Krasnov V.M. Initial signature of an acoustic impulse and the model of its vertical-oblique propagation in the atmosphere (on the basis of results of Mill Race explosion) // *Acoustical Physics*. – 1999. – V. 45. – № 2. – P. 190–195.
18. Госсард Э., Хук У. Волны в атмосфере. – М: Мир, 1978, 532 с.
19. Reed J.W. Atmospheric attenuation of explosion waves // *J. Acoust. Soc. Amer.* – 1977. – V.61. – № 1. – P. 39–47.
20. Орлов В.В. Уралов А.М. Реакция ионосферы на слабый наземный взрыв // *Известия АН СССР. Сер. "Физика атмосферы и океана"*. – 1984. – Т. 20 – № 6. – С. 476–484.
21. Warshaw S.I. Dubois P.F. Preliminary theoretical acoustic and RF sounding calculation for Mill Race // *LLNL Report 550, USA*. – 1981. –20 p.
22. Hobbs, C.M., Page, J.A., "PCBoom Model Prediction Comparisons with Flight Test Measurement Data", Wyle Laboratories 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 4 - 7 January 2011, Orlando, Florida.

23. Lee, R.A., Downing, J.M., "Sonic Booms Produced by United States Air Force and United States Navy Aircraft: Measured Data." AL-TR-1991-0099, 1991.
24. Picone J. M., Hedin A. E., Drob D. P., Aikin A. C., "NRLMSISE-00 empirical model of the atmosphere: Statistical comparisons and scientific issues", 24 December 2002. (<https://agupubs.onlinelibrary.wiley.com/doi/full/10.1029/2002JA009430>)
25. Цикулин М.А. Ударные волны при движении в атмосфере крупных метеоритных тел. Москва, 1962. – 47 с.
26. Цикулин М.А. Ударные волны при движении в атмосфере крупных метеоритных тел, Москва, 1969, 47с.

Приложение А: Дополнительная информация

Пример данных зондирования атмосферы, приведенных в работе Lee, R.A.,
Downing, J.M., 1991 за 3 августа 17:24 ВСВ.

В первом столбце находится абсолютная высота в футах (1фут = 0,0003048 км), во втором столбце – давление в фунтах на квадратный фут (pst) (1pst=47,8803 Па), далее идет температура в градусах Цельсия, в 4 столбце – влажность воздуха в %, в 5 – направление ветра в градусах, в последних двух столбцах идут скорость ветра и скорость звука соответственно в узлах (1 узел = 0,514м/с).

3 AUG 87		1724 ZULU					
ALT	ATMOSPHERIC			REL	WIND DIR	WIND	SOUND
MSL	PRESS	TEMP	DEWPT	HUM	(T NORTH)	SPEED	SPEED
FEET	(PSF)	(°C)	(°C)	(%)	(°)	(KTS)	(KTS)
2372	1940	36.8	5.9	15	130	4	687
3000	1899	32.4	3.5	16	159	2	682
4000	1836	29.1	2.0	17	160	0	678
5000	1774	26.5	1.2	19	154	0	675
6000	1713	25.5	0.7	19	174	2	674
7000	1655	23.8	1.8	23	124	5	672
8000	1598	20.2	5.8	39	123	6	669
9000	1542	17.1	6.2	48	124	6	665
10000	1488	14.9	5.0	51	103	6	663
11000	1435	12.7	4.0	55	98	8	660
12000	1384	10.2	3.4	62	101	10	657
13000	1334	7.8	3.0	71	102	13	654
14000	1286	5.9	1.5	73	125	11	652
15000	1239	3.1	-1.6	71	134	11	649
16000	1193	0.4	-3.5	74	114	13	645
17000	1148	-2.2	-5.3	79	104	13	642

Пример входных данных для модели NRLMSIS-00

```
D:\Документы\диплом_итог\Нейтральная и реальная атм\NRLMSIS.exe
year (INTEGER)
1987
MJD (INTEGER)
0806
Universal time, hour (REAL)
14.
minutes (REAL)
44.
seconds (REAL)
12.
Altitude to which we calculate from earth (INTEGER)
20
Geodetic latitude, deg (REAL)
35.19
Geodetic longitude, deg (REAL)
298.59
3 month average of F10.7 flux (REAL)
85.2
Daily F10.7 flux for previous day (REAL)
85.2
AP - magnetic index (daily) (REAL)
8.
```

Пример выходных данных температуры и давления модели NRLMSIS-00.

Первый столбец – высота, второй и третий – температура и давление соответственно.

Altitude	Temperature	Pressure	Constant
0	296.504400	102582.100000	28.940320
1	292.767900	91370.840000	28.940320
2	288.053200	81250.400000	28.940320
3	282.537700	72101.240000	28.940320
4	276.396900	63825.120000	28.940320
5	269.796900	56340.360000	28.940320
6	262.889900	49577.950000	28.940320
7	255.810700	43478.610000	28.940320
8	248.675600	37990.300000	28.940320
9	241.582400	33066.320000	28.940320
10	234.611600	28663.950000	28.940320
11	227.891900	24743.670000	28.940320
12	221.768000	21270.610000	28.940320
13	216.570200	18214.310000	28.940320
14	212.571300	15545.970000	28.940320
15	210.022300	13236.470000	28.940320
16	209.065600	11255.570000	28.940320
17	209.403000	9569.551000	28.940320
18	210.662500	8141.709000	28.940320
19	212.487400	6935.578000	28.940320
20	214.509900	5917.102000	28.940320

Пример выходных данных плотности и скорости звука модели NRLMSIS-00.

Первый столбец – высота, второй и третий – плотность и скорость звука соответственно.

Altitude (km)	Density	Speed of Sound
0	1.204238	345.648600
1	1.086316	343.463800
2	9.818039E-01	340.687000
3	8.882562E-01	337.409600
4	8.037676E-01	333.722700
5	7.268663E-01	329.714200
6	6.564273E-01	325.466400
7	5.916011E-01	321.054300
8	5.317549E-01	316.545200
9	4.764227E-01	311.998100
10	4.252639E-01	307.463700
11	3.779264E-01	303.028600
12	3.338511E-01	298.929400
13	2.927427E-01	295.405500
14	2.545570E-01	292.665500
15	2.193709E-01	290.905500
16	1.873944E-01	290.242200
17	1.590672E-01	290.476300
18	1.345241E-01	291.348500
19	1.136113E-01	292.607700
20	9.601379E-02	293.997000

Пример входных данных для модели распространения акустических импульсов от сверхзвукового полета самолета

```
D:\Документы\диплом_итог\Импульсы\Equivalent_финиш\Debug\Equivalent.exe
Altitude where was rocket, km(real)?
4.389
Enter energy of explos.in the free space, kg (real)
0.96
Power of explosion in J 3984000.075234270000000
Mach number, real)
1.1
```

Пример выходных данных о приземном акустическом импульсе модели распространения акустических импульсов при полете самолетов со сверхзвуковой скоростью

```
v2_F-4(4.876m)_e0.6_t0.042 - Блокнот
Файл Правка Формат Вид Справка
9.713018471912277E-004 0.000000000000000E+000
1.134508233610124E-003 139.634967208760100
1.297714620029020E-003 190.011509883988800
1.460921006447916E-003 189.483234393011100
1.624127392866812E-003 188.612366088080900
1.78733379285708E-003 187.901184869253300
1.950540165704603E-003 187.523220295484200
2.113746552123499E-003 187.258375818415600
2.276952938542395E-003 186.724643105296500
2.440159324961291E-003 186.196056714411200
2.603365711380187E-003 185.752667691408900
2.766572097799083E-003 185.147725761432100
2.929778484217979E-003 184.523146350825100
3.092984870636875E-003 183.971556579290300
3.256191257055771E-003 183.205330632529700
3.419397643474667E-003 182.522476236670000
3.582604029893563E-003 182.270271063859100
3.745810416312459E-003 182.015307665495700
3.909016802731355E-003 181.562522176430000
4.072223189150251E-003 181.073718727059800
4.235429575569147E-003 180.644820901261600
4.398635961988043E-003 179.955380078827500
4.561842348406939E-003 179.129136932449500
4.725048734825835E-003 178.598743591370600
4.888255121244731E-003 178.104938082120900
5.051461507663627E-003 177.569692157963200
5.214667894082523E-003 177.171579661917500
5.377871280501110E-003 176.807002250163800
Стр 1, стлб 1 100% Windows (CRLF) UTF-8
```

Пример выходных данных о начальном акустическом импульсе модели распространения акустических импульсов при полете самолетов со сверхзвуковой скоростью

```
imp_F-4(4.389m)_e0.96_t0.042 - Блокнот
Файл Правка Формат Вид Справка
4.940656458412465E-324 37.113323607839770
5.734616370884713E-004 36.881539666067550
6.730736274596749E-004 36.650105831238880
7.726856178308785E-004 36.419024264914890
8.722976082020821E-004 36.188297119958310
9.719095985732857E-004 35.957926540533440
1.071521588944489E-003 35.727914662106100
1.171133579315693E-003 35.498263611443700
1.270745569686896E-003 35.268975506615230
1.370357560058100E-003 35.040052456991230
1.469969550429304E-003 34.811496563243810
1.569581540800507E-003 34.583309917346630
1.669193531171711E-003 34.355494602574940
1.768805521542914E-003 34.128052693505520
1.868417511914118E-003 33.900986256016740
1.968029502285322E-003 33.674297347288540
2.067641492656525E-003 33.447988015802410
2.167253483027729E-003 33.222060301341410
2.266865473398932E-003 32.996516234990150
2.366477463770136E-003 32.771357839134840
2.466089454141339E-003 32.546587127463230
2.565701444512543E-003 32.322206104964620
2.665313434883747E-003 32.098216767929920
2.764925425254950E-003 31.874621103951550
2.864537415626154E-003 31.651421091923540
2.964149405997357E-003 31.428618702041470
3.063761396368561E-003 31.206215895802480
3.163373386730765E-003 30.984214626005260
Стр 1, стлб 1 100% Windows (CRLF) UTF-8
```