

УДК 551.388

МЕТОДИКА ОПЕРАТИВНОЙ ОЦЕНКИ УРОВНЯ РАДИАЦИОННОЙ ОПАСНОСТИ, ОБУСЛОВЛЕННОЙ ВОЗМУЩЕНИЯМИ КОСМИЧЕСКОЙ ПОГОДЫ, ПРИ АВИАПЕРЕВОЗКАХ

В.А. Буров, Ю.С. Мелешков, Ю.П. Очелков

В статье даётся подробное описание методики оперативной оценки уровня радиационной опасности, обусловленной возмущениями космической погоды, при авиаперелётах «КРАТ» (космическая радиация при авиаперевозках), разработанной в ИПГ имени академика Е.К. Фёдорова. Проведено сравнение результатов расчётов доз для отдельных трасс по данной методике и методике EPCARD (ГЕРМАНИЯ) для спокойных условий (в отсутствии вторжений солнечных космических лучей и возмущений магнитного поля Земли), которое показало хорошее совпадение результатов.

Ключевые слова: РАДИАЦИОННАЯ ОПАСНОСТЬ, АВИАПЕРЕВОЗКИ, ГАЛАКТИЧЕСКИЕ КОСМИЧЕСКИЕ ЛУЧИ, ЖЁСТКОСТЬ ОБРЕЗАНИЯ, МОДЕЛЬ АТМОСФЕРЫ, МАГНИТНАЯ БУРЯ.

ВВЕДЕНИЕ

До 2000 года проблема влияния возмущений космической погоды на безопасность авиаперевозок не входила в число задач рассматриваемых ИКАО – Международной организации гражданской авиации (International Civil Aviation Organization – ICAO), хотя периодические нарушения связи из-за ионосферных бурь и привлекали внимание специалистов. В 2000 году, в связи с ростом цен на авиационное топливо с одной стороны, и со стремлением уменьшить время перелётов с другой, начали вводиться в режим регулярной эксплуатации трансполярные маршруты, сначала через Арктику, а затем и через Антарктиду. Уменьшение времени перелёта на несколько часов особенно важно для авиапассажиров, что и обусловило популярность новых маршрутов. Число таких перелётов возрастало и возрастает ошеломляющими темпами. Если в 2000 году это было несколько сотен, то к 2012 их число превысило десять тысяч.

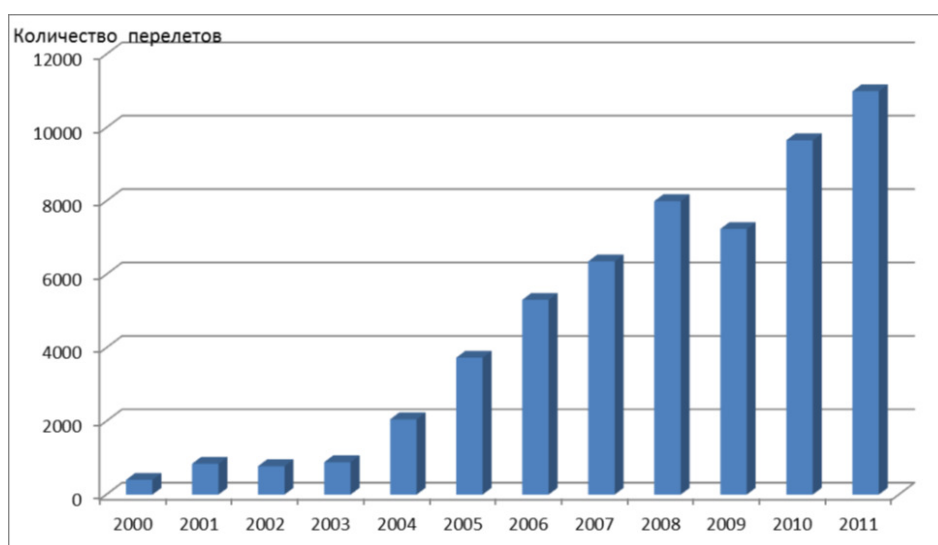


Рис. 1. Количество трансполярных перелётов в северном полушарии в 21 веке по данным NAVCANADA и United Airlines.

В 2002 году на ежегодном рабочем совещании департамента метеорологического обеспечения ИКАО было признано (рекомендация №20с), что экипаж и пассажиры самолёта во время солнечных вспышек могут получить опасную для здоровья дозу радиационного облучения, а навигация и связь самолётов испытывать значительные затруднения. Во время сильных солнечных вспышек самолёты, трассы которых проходят над полярными регионами (рисунок 2) подвергаются воздействию высоких уровней радиации, что может привести к нежелательным последствиям как для экипажа (многократно попадающего в эту зону), так и для пассажиров, нормативы разового облучения для которых могут быть превышены в случае экстремальных событий.



Рис. 2. Типичные трассы трансполярных перелётов из Северной Америки в Азию.

В 2004 году на заседании секции контроля за вулканическим пеплом ИКАО было указано на необходимость обеспечения международных авиаперевозок информацией о солнечных штормах. В 2009 году Оперативной группе секции контроля за вулканическим пеплом было предложено подготовить пакет документов, описывающих возмущения в космической погоде, их возможное воздействие на авиаперевозки и рекомендации по уменьшению рисков негативных последствий на авиаперевозки (решения 4/29, 5/19). Подготовка такого документа (Концепция операций по обеспечению международных авиаперевозок информацией о космической погоде – CONOPS) ведется с 2010 года совместно с межпрограммной координационной группой по космической погоде Всемирной Метеорологической Организации – ICTSW WMO). Работа велась 5 лет и в июле 2014 года документ будет представлен на рассмотрение метеорологической комиссии ИКАО для последующего включения в 2016 году в 77 и 78 поправки в части три регламента ИКАО по метеорологическому обслуживанию международных авиаперелётов.

Под термином «космическая погода» обычно понимается совокупность явлений на Солнце, в верхней атмосфере, околоземном космическом пространстве и межпланетной среде. Первичным источником возмущений являются вариации солнечного излучения, а перенос возмущений осуществляется волнами и частицами в межпланетной среде, магнитосфере и ионосфере Земли. Эти возмущения могут привести к возникновению различных нештатных ситуаций в системах навигации, связи и вызывать серьезные проблемы при авиаперевозках. Кроме того, потоки высокоэнергичных протонов солнечных вспышек могут представлять угрозу здоровью пилотов и пассажиров авиалайнера.

Нормативы допустимых уровней облучений (Таблица 1) говорят о том, что существует риск получения сверхнормативной дозы во время полёта для различных групп населения, а для беременных женщин этот риск довольно велик.

Таблица 1. Нормативы по предельному уровню облучения.

Ограничения эффективной дозы облучения (по данным Международной комиссии по радиологической защите)		
Категории	Эффективная доза (система СИ)	Эффективная доза (система СГС)
Профессиональная деятельность	Случайная: 20 мЗв в год, в среднем за 5 лет; 50 мЗв, ежегодно; 100 мЗв суммарно за 5 лет. Предельно допустимая: 150 мЗв на хрусталик глаза; 500 мЗв на участок кожи площадью 1 см ² ; 500 мЗв, на руки и ноги.	Случайная: 2 бэр в год, в среднем за 5 лет; 5 бэр, ежегодно; 10 бэр, суммарно за 5 лет. Предельно допустимая: 15 бэр на хрусталик глаза; 50 бэр на участок кожи площадью 1 см ² ; 50 бэр, на руки и ноги.
Общая категория	Случайная: 1 мЗв в год. В ряде случаев более высокое значение, на 1 мЗв выше в среднем за 5 лет. Предельно допустимая: 150 мЗв на хрусталик глаза; 50 мЗв на участок кожи площадью 1 см ² .	Случайная: 0.1 бэр в год. В ряде случаев более высокое значение, на 0.1 бэр выше в среднем за 5 лет. Предельно допустимая: 15 бэр на хрусталик глаза; 5 бэр на участок кожи площадью 1 см ² .
Для беременных	1 мЗв на эмбрион.	0.1 бэр на эмбрион.
Медицинское обследование	5 мЗв за обследование. Максимальное ограничение 20 мЗв в год.	0.5 бэр за обследование. Максимальное ограничение 2 бэр в год.

Миниатюризация электронных приборов (а это устойчивый тренд в последние годы) увеличивает риск радиационного поражения отдельных элементов при воздействии на них потоков высокоэнергичных частиц солнечных вспышек. Это может привести к ложным срабатываниям и выдаче некорректных команд. Так вероятность повреждения блока оперативной памяти (за счет попадания в нее одной высокоэнергичной частицы от солнечной вспышки) оценивается как одно событие на 200 часов полёта в полярной зоне. А такое событие приводит к выходу из строя этого блока.

В первые 10 лет нашего века в Германии, Франции, Японии, США был разработан ряд методик и соответствующих комплексов программ для расчёта радиационных доз, получаемых пассажирами и экипажем во время авиаперелёта. Программа EPCARD [1] практически имитирует полет (с временным разрешением 1 мин) в «квазиреального» поля излучения космических вторичных частиц. Метод расчёта основан на анализе энергетических спектров нейтронов, протонов, фотонов, электронов, позитронов, мюонов и пионов, рассчитанных с помощью метода Монте-Карло на различных высотах в атмосфере Земли. Комплекс CAR1 использует модели распределения жёсткости геомагнитного обрезания и спектр галактических космических лучей. Комплексы S.I.E.V.E.R.T. [2] (Computerized System For Assessing the Exposure to Cosmic Radiation during Air Transportation) и PCAIRE [3] (Predictive Code for Aircrew Radiation Exposure) работают на схожих принципах. Все комплексы требуют мониторинга космической погоды и регулярного и оперативного обновления исходных данных. На рисунке 4 показан пример расчёта эффективной мощности дозы по программе NAIRAS [4] (NAIRAS – Nowcast of Atmospheric Ionizing Radiation System) США для 12 февраля 2014 года.

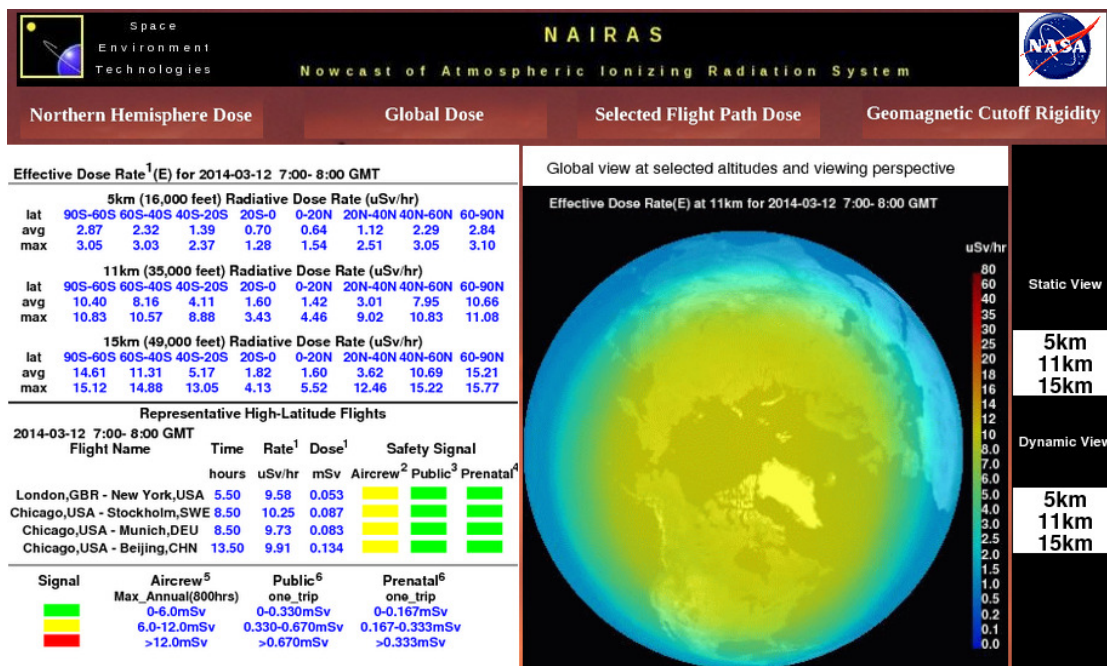


Рис.3. Расчёт эффективной мощности дозы по программе NAIRAS.

Программа расчёта доз на авиатрассах была разработана также и в Японии [5].

В России таких методик и комплексов программ до последнего времени не существовало. Из сказанного следует, что разработка такой методики является актуальной задачей. Этому вопросу и посвящена данная работа.

ОБЩАЯ ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Информацию, необходимую авиаперевозчикам, можно подразделить на несколько групп в зависимости от фазы авиаперевозки и типа информации.

Во-первых, фазы авиаперевозки можно разделить на предполетную, режим полёта, и послеполетную; а информацию – на наблюдения, прогноз и анализ. Кроме этого следует разделять информацию, представляемую экипажу и центру управления полётами. На предполетной фазе для каждого маршрута в соответствии с временем вылета и регионом должен быть подготовлен суточный прогноз космической погоды, включающий данные об уровне солнечной активности, потоках энергичных частиц, рентгеновского излучения, магнитной обстановке и оптимальных радиочастотах на маршруте полёта. Эта прогностическая информация должна быть представлена в центр управления полётами. С момента вылета до момента посадки должна быть доступна как наблюдательная информация о состоянии космической погоды, так и коррекция выданного ранее прогноза, включая данные наукастинга, основных параметров космической погоды. В случае возникновения опасного гелиогеофизического явления, информация на борт самолёта и в центр управления полетом должна быть передана незамедлительно. После посадки в центр управления полётом должна быть доставлена информация, включающая анализ космической погоды на маршруте перелёта. Прогностическая информация должна готовиться в виде 4-мерной карты (3 пространственные координаты и время), охватывающей регион и период перелёта. В Таблице 2 показан примерный перечень и режим передачи информации о радиационной обстановке.

Разработка автоматизированной методики оценки радиационной обстановки на трассах авиAPERелётов требует решения целого ряда задач: разработки моделей различных явлений космической погоды, моделей прохождения потоков энергичных частиц через атмосферу Земли, расчёта дозовых полей, обусловленных потоками частиц солнечного и галактического происхождения, разработки алгоритмов расчёта маршрутов авиаперевозок по геодезическим линиям и расчёта доз на этих маршрутах, разработки вычислительных процедур и интерфейса пользователя.

Таблица 2. Перечень и режим передачи информации.

Требования авиации	Время выдачи	Потребитель	Пояснение
Прогноз потоков протонов (текст и график), которые могут быть опасны для экипажа и пассажиров.	6, 12, и 18 часов.	Центр управления полетом, экипаж.	Прогноз необходим для планирования смены экипажа или изменения плана полёта. 18 часов – оптимальная заблаговременность, но меньшая тоже поможет принять правильное решение.
Текущая радиационная обстановка (текст и график)	В реальном времени (менее 30 минут).	Центр управления полетом, экипаж.	Поможет уменьшить получаемую дозу радиации во время мощных протонных вспышек.

Перечислим основные явления космической погоды, приводящие к изменению радиационной обстановки на высотах полёта пилотируемых аппаратов:

- вариации потоков галактических космических лучей (для нашей задачи существенными являются долгопериодические вариации, связанные с модуляцией ГКЛ солнечной активностью и Форбуш-понижения ГКЛ, обусловленные экранировкой потоков ГКЛ межпланетными ударными волнами от солнечных бурь);
- изменения жёсткостей обрезания для космических лучей (эти изменения вызывают магнитные бури, связанные с приходом к Земле высокоскоростных потоков солнечного ветра от корональных выбросов массы или истечения из корональных дыр);
- вторжение в магнитосферу Земли космических лучей солнечного происхождения (СКЛ), сгенерированных во время солнечных бурь.

Разработка автоматизированного метода оценки радиационной обстановки, обусловленной космической погодой, для пилотируемых аппаратов в атмосфере Земли должна опираться на целый ряд моделей природной среды и физических процессов, происходящих в этой среде.

Перечислим основные модели, необходимые для решения задачи.

1. Модель вариаций ГКЛ, существенных для изменений радиационной обстановки в атмосфере Земли. Эта модель должна включать модель модуляции ГКЛ, описывающая спектр и состав ГКЛ в диапазоне энергий от 100 МэВ до 1 ГэВ в зависимости от солнечной активности, модель изменений потоков ГКЛ во время Форбуш-понижений, и модели переноса ГКЛ в атмосфере Земли при заданной плотности остаточной атмосферы и жёсткости обрезания. Здесь входной параметр – поток ГКЛ на границе атмосферы, выходные параметры – потоки вторичных частиц разного сорта для заданной остаточной плотности и жёсткости обрезания и угловые характеристики потоков.
2. Модель дозовых полей от потоков вторичных частиц. Эта модель должна описывать дозовые поля от потоков частиц разного сорта в фантоме человеческого тела с учетом переноса частиц в различных конструкциях высотных аппаратов.
3. Модель жёсткости обрезания для космических лучей в реальном магнитном поле. Эта модель также может быть разделена на две модели: модель жёсткостей обрезания в реальном магнитном поле в спокойные периоды и модель жёсткости обрезания во время сильных геомагнитных возмущений.
4. Модель плотности атмосферы. Выходные данные этой модели – таблицы остаточной плотности атмосферы для различных высот, геокоординат и моментов времени.
5. Модель солнечных протонных событий (СПС). Эта модель должна описывать временную эволюцию интенсивности и спектра потоков солнечных протонов с энергиями больше 100 МэВ во время СПС на границе атмосферы.
6. Модель проникновения солнечных протонов в магнитосферу Земли.
7. Модель распространения солнечных протонов в атмосфере Земли.

На рис. 4 представлена общая блок-схема алгоритма автоматизированной методики оценки радиационной обстановки на трассах авиaperелётов.

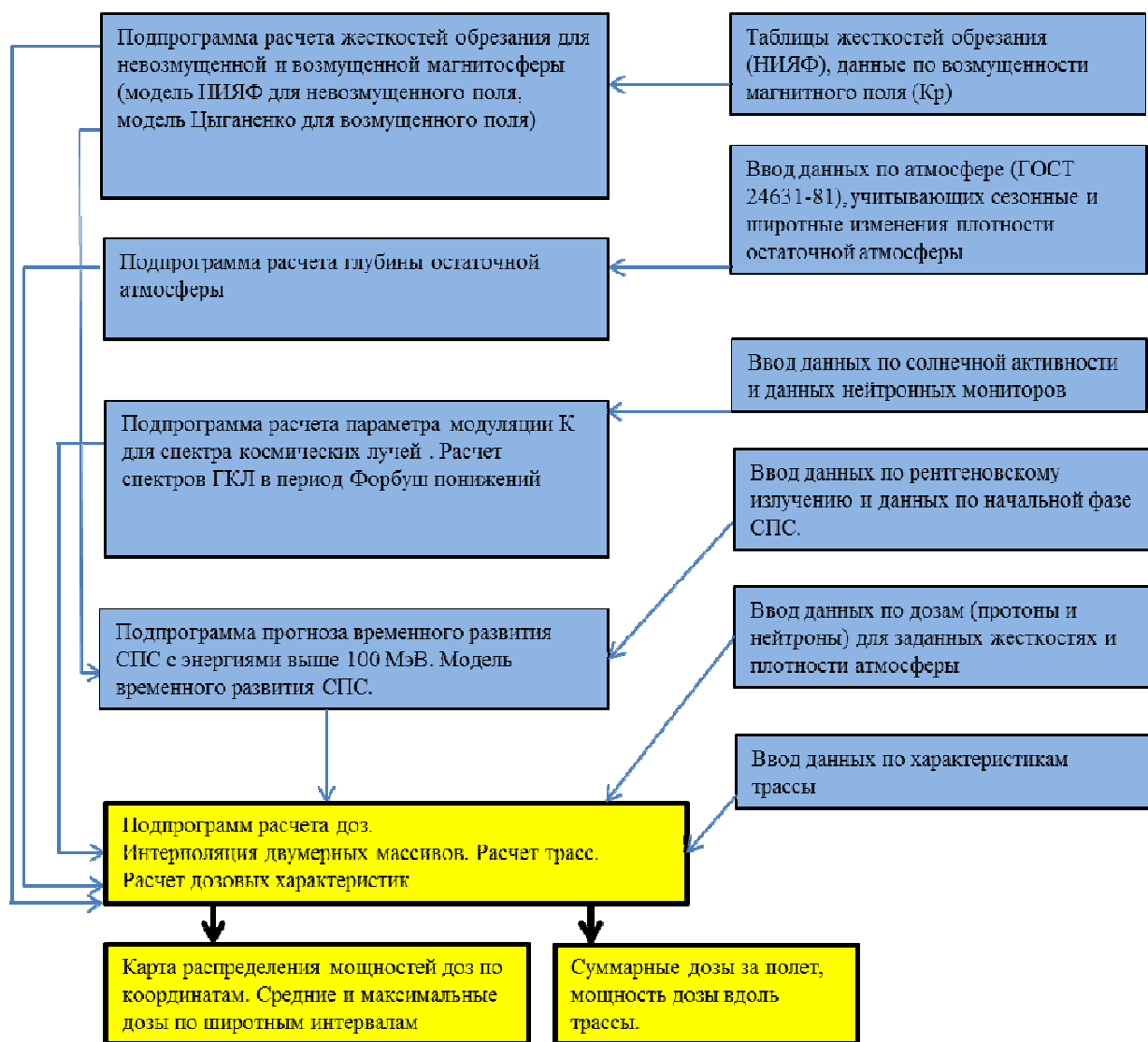


Рис.4. Общая блок-схема алгоритма методики расчёта доз на трассах полёта самолётов.

МЕТОДИКА РАСЧЁТА ДОЗ «КРАТ»

В 2013 г. в ИПГ подготовлен вариант автоматизированного метода диагностики изменений радиационных условий на маршрутах авиаперевозок «КРАТ» (космическая радиация на авиатрассах), описание которого приведено далее.

В качестве модели жёсткостей обрезания использованы расчёты жёсткостей обрезания для невозмущенного магнитного поля, проведенные в НИЯФ МГУ и опубликованные в отчёте «Радиация НИЯФ» в 2010 г. [6]. В этих расчётах используется модель магнитного поля IGRF (International Geomagnetic Reference Field) и приводятся таблицы рассчитанных жёсткостей обрезания для эпох 2005 и 2010 гг. в зависимости от долготы и широты (сетка 5° по широте и 30° по долготе). Жесткости обрезания изменяются от 0,004 до 15,2 ГВ. Значения рассчитанных жёсткостей обрезания для эпохи 2010 гг. приведены в таблице 3. Эта таблица была рассчитана для высот 450 км.

В нашем случае необходимы значения жёсткости для высот около 10 км. Для перехода к этим высотам мы использовали формулу из [6]:

$$R(H, \theta, \varphi) = R(H_0, \theta, \varphi) [(r_E + 450)/(r_E + H)]^2 \quad (1)$$

Здесь $H_0=450$ км, $r_E=6371$ – радиус Земли, которая согласно авторам [6] достаточно хорошо описывает высотную зависимость жёсткости обрезания в диапазоне высот от 10 до 20000 км.

Нами была проведена двумерная интерполяция этого массива данных для интервалов как по широте, так и по долготе в 5° (используемый метод рассмотрен в Приложении).

Таблица 3. Базовая таблица $R_{effIGRF}$ для эпохи 2010 г. для высоты 450 км.

Широта	Долгота											
	0	30	60	90	120	150	180	210	240	270	300	330
85	0.004	0.004	0.007	0.007	0.010	0.010	0.010	0.013	0.000	0.013	0.007	0.007
80	0.004	0.004	0.004	0.025	0.031	0.016	0.004	0.007	0.010	0.010	0.007	0.004
75	0.040	0.109	0.154	0.178	0.196	0.178	0.127	0.004	0.007	0.007	0.004	0.004
70	0.220	0.316	0.373	0.421	0.454	0.469	0.352	0.169	0.004	0.004	0.004	0.079
65	0.486	0.666	0.741	0.810	0.888	0.951	0.756	0.408	0.144	0.018	0.075	0.282
60	0.990	1.203	1.330	1.426	1.579	1.705	1.408	0.846	0.356	0.174	0.264	0.615
55	1.778	2.018	2.165	2.357	2.588	2.711	2.339	1.386	0.745	0.389	0.560	1.166
50	2.808	3.150	3.351	3.615	3.933	4.101	3.540	2.379	1.262	0.743	1.028	2.010
45	4.223	4.472	4.733	5.084	5.471	5.630	4.739	3.527	2.059	1.285	1.717	3.356
40	6.043	6.244	6.697	7.38;	7.850	8.057	6.640	4.768	3.124	1.987	2.641	4.669
35	8.234	8.237	9.098	9.497	9.944	9.635	8.114	6.628	4.387	2.932	3.787	7.063
30	9.766	10.174	10.981	11.663	12.086	11.432	9.955	8.356	5.318	3.789	5.136	9.046
25	11.197	11.779	12.586	13.420	13.324	12.535	11.377	10.057	7.927	5.236	7.006	10.270
20	12.117	12.873	13.678	14.356	14.125	13.209	12.108	11.052	9.153	6.440	8.664	11.208
15	12.634	13.348	14.254	14.950	14.638	13.681	12.673	11.758	10.284	7.683	10.188	11-770
10	12.682	13.480	14.497	15.217	14.875	13.954	13.078	12.280	11.122	9.535	10.840	11.950
5	12.427	13.291	14.413	15.157	14.836	14.017	13.306	12.625	11.731	10.510	11.152	11.851
0	11.908	12.802	14.017	14.770	14.518	13.849	13.339	12.781	12.052	11.113	11.248	11.536
-5	11.140	12.067	13.330	14.062	13.903	13.417	13.147	12.745	12.154	11.335	11.167	11.029
-10	10.231	11.131	12.379	13.027	12.976	12.679	12.691	12.508	12.070	11.356	10.936	10.354
-15	9.111	9.921	10.956	11.500	11.194	11.353	11.935	12.061	11.824	11.188	10.527	9.561
-20	7.718	8.352	9.051	9.381	9.186	9.156	10.374	11.388	11.412	10.890	10.050	8.544
-25	6.337	6.934	7.255	6.634	6.619	7.312	8.392	9.742	10.843	10.450	9.328	7-417
-30	5.262	5.413	5.058	4.635	4.593	5.079	6.682	7.678	10.090	9.829	8.533	6.334
-35	4.246	3.949	3.706	3.100	3.004	3.625	4.798	6.802	8.396	9.134	7.684	5.602
-40	3.436	3.088	2.539	1.933	1.867	2.317	3.541	4.780	6.997	8.234	6.706	4.915
-45	2.777	2.272	1.714	1.165	1.000	1.336	2.275	3.659	5.264	7.218	6.086	3.983
-50	2.229	1.673	1.100	0.611	0.488	0.722	1.424	2.508	3.960	5.440	4.854	3-222
-55	1.718	1.199	0.686	0.294	0.188	0.326	0.806	1.682	2.843	3.924	3.687	2.570
-60	1.297	0.828	0.405	0.111	0.006	0.111	0.405	1.038	1.939	2.851	2.854	1.990
-65	0.948	0.546	0.222	0.000	0.006	0.006	0.195	0.600	1-257	1.866	1.980	1.464
-70	0.640	0.352	0.100	0.004	0.004	0.007	0.046	0.328	0.757	1.163	1.268	0.985
-75	0.415	0.205	0.022	0.004	0.004	0.004	0.004	0.169	0.424	0.664	0.754	0.622
-80	0.229	0.109	0.000	0.004	0.004	0.004	0.004	0.064	0.223	0.347	0.389	0.341
-85	0.106	0.037	0.000	0.004	0.004	0.004	0.004	0.022	0.088	0.139	0.175	0.151

Изменения жёсткостей обрезания во время магнитных бурь в этом варианте метода не учитывались.

В качестве модели атмосферы использовалась модель, приведенная в ГОСТе 24631-81 [7] (<http://vsegost.com/Catalog/13/13711.shtml>), учитывающая сезонные и широтные изменения температуры и давления в атмосфере. Плотности остаточной атмосферы могут быть получены из таблиц давления, приведённых в данном ГОСТе по формуле:

$$n=P/g$$

Предварительные оценки показывают, что сезонные изменения плотности остаточной атмосферы на высотах 11-12 км наиболее сильно сказываются на дозовых характеристиках при малых жёсткостях обрезания (в районе жёсткостей обрезания 1ГВ изменения до 30%). При больших жёсткостях обрезания (> 5ГВ) сезонные изменения мощности доз достигают 10%.

По данным ГОСТ 24631-81 были построены графики зависимости плотности остаточной атмосферы от высоты (см. рис. 5-6) и по этим графикам с помощью интерполяции построены графики зависимости плотности остаточной атмосферы от широты для высот от 5 до 18 км (до 10 км через 1 км, от 10 до 18 через 2 км), а для наиболее важного для нас участка высот от 8.5 до 14 км через 500 м. Пример такого графика представлен на рис. 8. По построенным графикам методом интерполяции были рассчитаны таблицы в количестве 8 штук, которые позволяют пользоваться данными при расчётах доз с дискретностью по высоте в 500м, по геошироте 15° и по времени сезона – 2 месяца.

Декабрь-январь .Северное полушарие. Снизу вверх в градусах 80,60,45,30,15. Жирная линия -стандартная атмосфера.

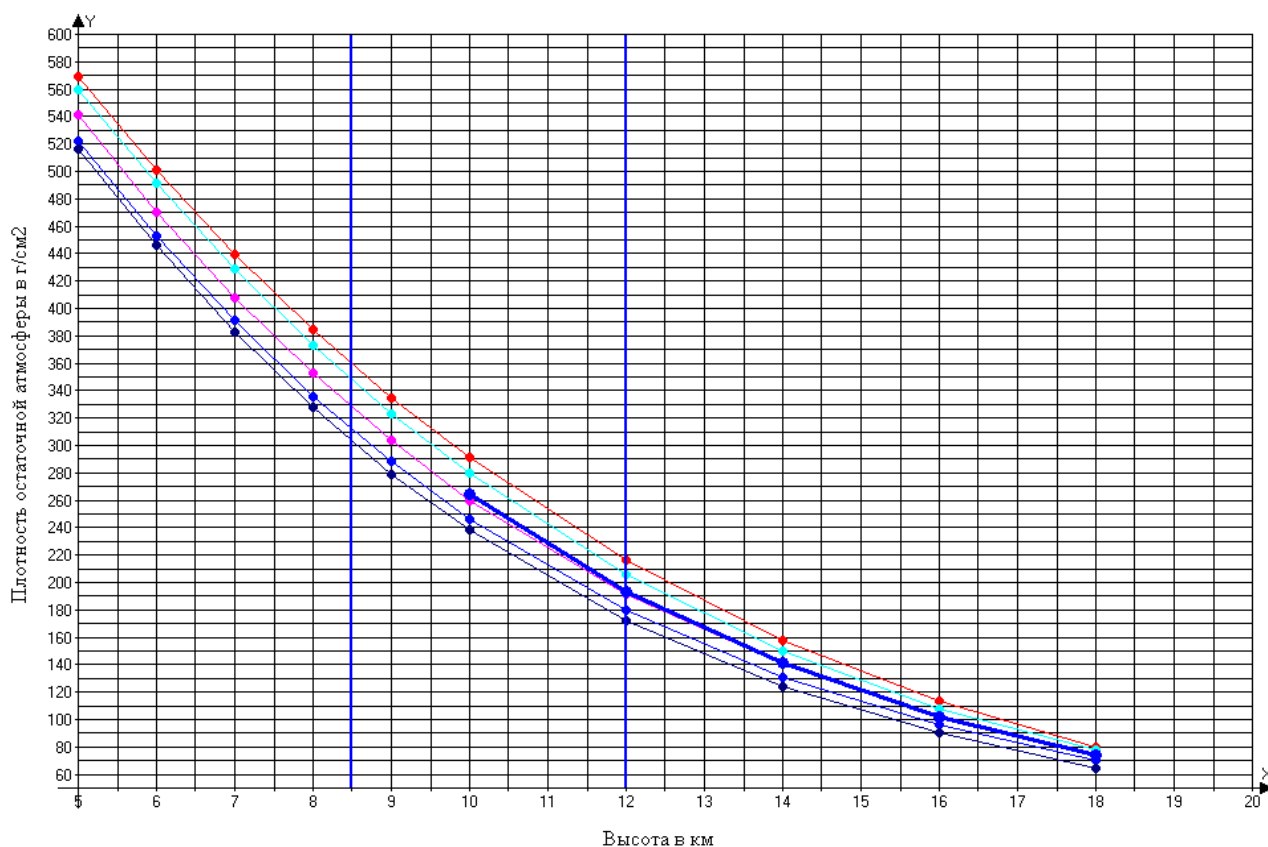


Рис.5. Плотность остаточной атмосферы в г/см² от высоты в километрах для сезона декабрь-январь. Сверху вниз для 80°, 60°, 45°, 30°, 15° северной широты. Жирная линия – стандартная атмосфера.

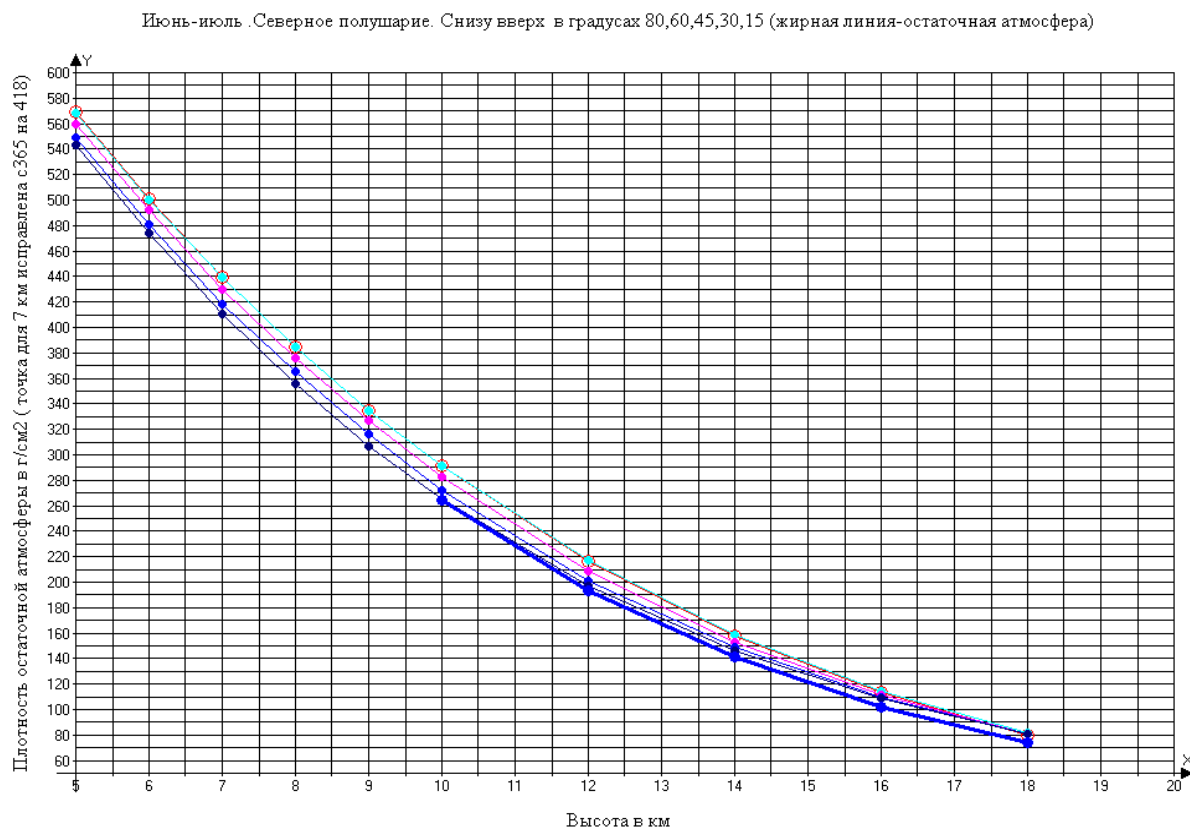


Рис.6. Плотность остаточной атмосферы в $г/см^2$ от высоты в километрах для сезона июнь-июль. Сверху вниз для 80° , 60° , 45° , 30° , 15° северной широты. Жирная линия – стандартная атмосфера.

Июнь-июль. Остаточная атмосфера от широты для высот снизу вверх: 18,16,14,12,10,9,8,7,6,5 (пунктир -интерполяция. 13.5,13,12.5,11.5,11,10.5,9,5,8,4

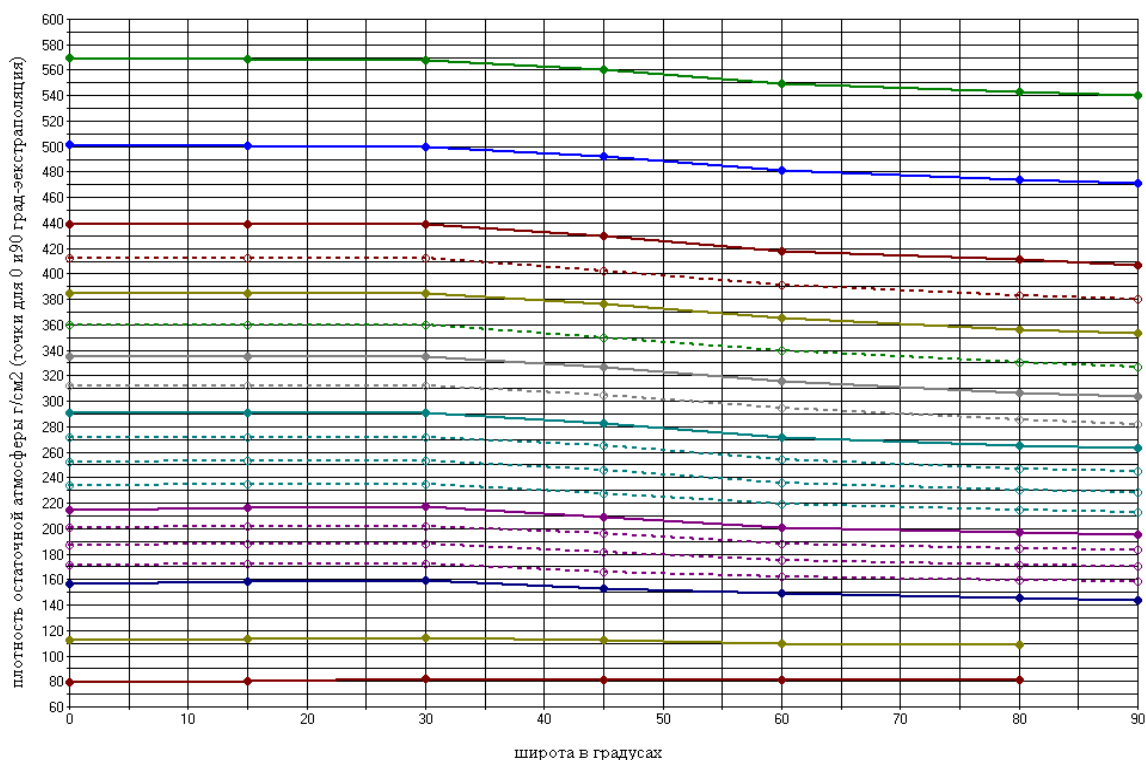


Рис.7. Плотность остаточной атмосферы в $г/см^2$ от широты в километрах для сезона июнь-июль. Снизу-вверх для высот 18, 16, 14, 13.5, 13, 12.5, 12, 11.5, 11, 10.5, 10, 9.5, 9, 8.5, 8, 7.5, 7, 6, 5 км (пунктир – аппроксимация).

Модель модуляции ГКЛ солнечной активностью в данном варианте метода принята такой же, как и в работе [8], а именно: модуляция описывается экспоненциальной зависимостью от параметра K , который зависит от фазы цикла. В настоящем варианте используются дискретные значения K : 0.3, 0.7, 1, 1.5, 2, 2.5 которые соответствуют росту активности от минимума до максимума (мощность эквивалентной дозы при этом снижается на 20-40%).

Спектр первичных частиц, модулированный солнечной активностью берется, как и в работе [8] в виде:

$$N(E) = 1.32 \cdot 10^4 \cdot E^{-2.65} (1 - 0.6/E^{0.5}) \exp(-K/R\beta) \text{ част/м}^2\text{срсГэВ} \quad (2),$$

где E – полная энергия частиц, R и β – соответственно их жёсткость и скорость в единицах скорости света, K – коэффициент модуляции, определяемый свойствами плазмы солнечного ветра, меняющийся с циклом солнечной активности, как указывалось выше, в интервале 0,3-2,5.

В качестве основной модели – модели распространения ГКЛ в атмосфере – выбрана модель распространения ГКЛ в атмосфере Земли, разработанная в ИПГ и КАЗГУ в 1985-1991 гг. под руководством Барсукова О.А. [8]. Входные параметры модели: спектр первичных галактических космических лучей, который на границе магнитосферы имеет вид (2). Выходные параметры модели: потоки вторичных частиц космического происхождения разного сорта для разных плотностей остаточной атмосферы и разных жёсткостей обрезания. Постановка задачи и методы решения кинетических уравнений методом неаналогового моделирования приведены в работе [5]. Расчёты оформлены в виде таблиц. Однако для нашей цели эти данные не могли быть использованы, так как расчёты потоков частиц и эквивалентных доз были проведены только для высот от 14 км и выше. В 2013 г. под руководством Барсукова О.А. проведены расчёты для протонной компоненты для высот от 8 до 14 км и рассчитаны дозовые характеристики от протонов для ГКЛ (вклад протонов для этих высот в дозы согласно [9] является определяющим) для стандартного фантома человеческого тела согласно ГОСТУ 18 622-70 в виде однородного шара радиуса 15 см, 10% по массе которого заполнено водородом, 11% – углеродом, 75% – кислородом и 3% – другими элементами. Результаты расчётов с интерполяцией данных приведены на рис. 8.

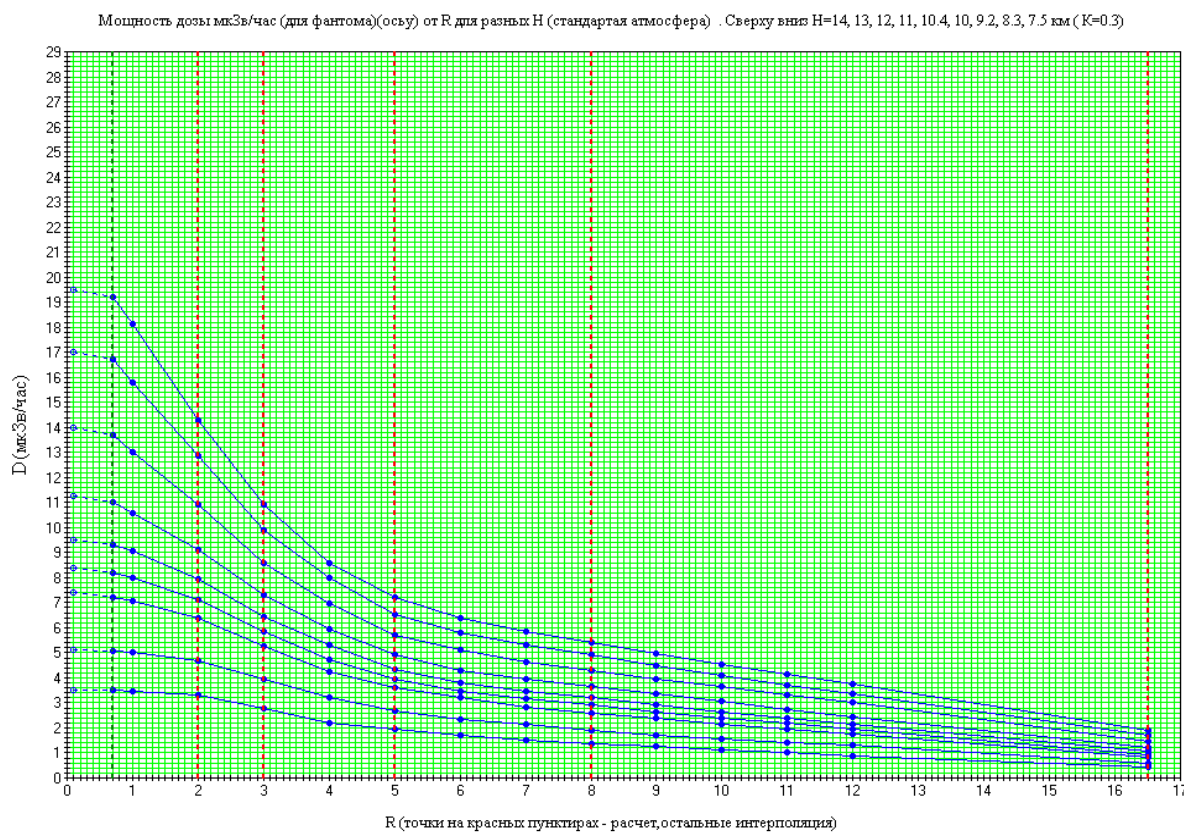


Рис.8. Мощность доз от протонов для ГКЛ для стандартного фантома человеческого тела в зависимости от жёсткости обрезания для $K=0,3$ сверху вниз для высот 14,13,12,11, 10.4, 10, 9.2, 8.3, 7.5 км (точки на вертикальных пунктирных линиях – расчёт, остальные – экстраполяция).

При расчёте доз вдоль трасс необходимо было решить две вычислительные задачи: интерполяцию двумерных массивов и расчёт геодезических линий на сфере.

Дозы от ГКИ на трассах рассчитывались следующим образом. Если известны распределение мощность дозы ГКИ в произвольной точке атмосферы $P = P(\mathbf{r})$ и траектория полёта $\mathbf{r}(t)$, то вычисление полученной при полёте дозы ГКИ сводится к простому вычислению:

$$\text{Доза} = \int_0^{t_0} P[\mathbf{r}(t)] dt \quad (3)$$

Однако, при расчёте распределения $P = P(\mathbf{r})$ и траекторий полёта возникают определённые вычислительные проблемы. Ниже описан характер этих вычислительных проблем и способы их решения, использованные в данной работе.

Вычисление функции: $P = P(\mathbf{r})$.

Распределение мощности дозы ГКИ $P = P(\mathbf{r})$ в данной работе формируется из трёх промежуточных табличных функций, создаваемых на основе экспериментальных данных и расчётов на основе физических моделей нескольких связанных процессов, происходящих в атмосфере Земли. Эти табличные функции поступают из внешних источников:

1) табличная функция $P = P(R, h, K)$ зависимости мощности от жёсткости геомагнитного обреза (R), глубины остаточной атмосферы (h), параметра солнечной активности (K);

2) табличная функция $h = h(H, T)$ зависимости глубины остаточной атмосферы от высоты и времени года;

3) вертикальная жёсткость геомагнитного обреза
 $R(H, \theta, \varphi) = R(H_0, \theta, \varphi) [(r_E + 450)/(r_E + H)]^2$, где $H_0 = 450$ км, $r_E = 6371$ км – радиус Земли, θ, φ – широта и долгота, определяется табличной функцией таблицей $R(H_0, \theta, \varphi)$.

Очевидно, что комбинируя значения таблицы и используя формулы пересчёта, можно построить мощность дозы ГКИ как функцию произвольной точки $\mathbf{r} = \mathbf{r}(H, \theta, \varphi)$:

$$P = P(R(H, \theta, \varphi), h(H, T), K) = P(H, \theta, \varphi, K) = P(\mathbf{r}, K, T). \quad (4)$$

Существенно, что исходные распределения рассчитываются для геофизических масштабов, которые значительно больше масштабов отдельных участков полётов. Геофизические масштабы соответствуют подробности знаний о распределении магнитного поля Земли, состоянии атмосферы и т.п.

Например, шаг таблицы $R(H_0, \theta, \varphi)$ по долготе равен 30° , что далеко от потребностей задачи определения дозы ГКИ. Полёт может проходить в разных направлениях в одной и той же ячейке таблицы $R(H_0, \theta, \varphi)$, и это должно быть учтено при вычислении дозы.

Поэтому для вычисления $P = P(\mathbf{r})$ в произвольной точке необходимо построить 2-мерную интерполяцию внутри ячейки с максимально возможной точностью в предложенных обстоятельствах для всех используемых 2-мерных таблиц.

Вычислительная проблема заключается в существенной немонотонности значений 2-мерных табличных функций, что вызывает проблемы при их интерполяции (численные аппроксимации первых производных табличных функций крайне нерегулярны внутри ячейки в случае наших данных). На рис. 9 показано распределение жёсткости геомагнитного обреза $R(H_0, \theta, \varphi)$ по широте и долготе.

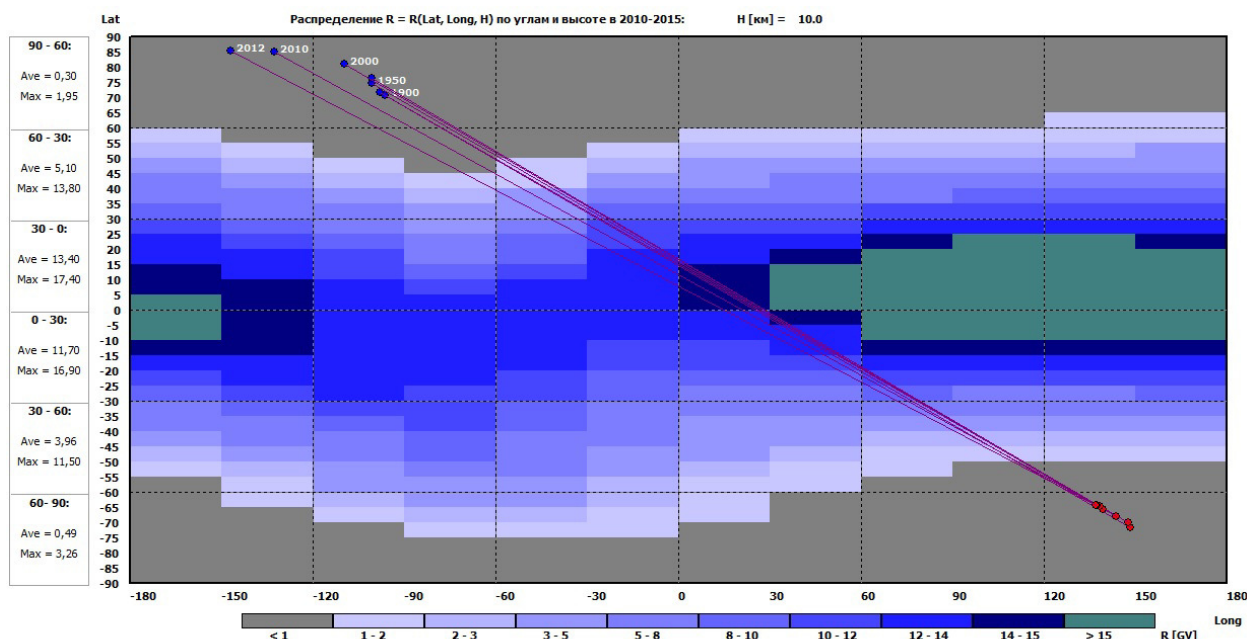


Рис 9. Распределение жёсткости геомагнитного обрезания R на высоте 10 км.

Отметим, что для одномерных таблиц проблемы интерполяции нет – вычисление промежуточного значения одномерной таблицы сводится к вычислению значения линейной функции, полностью определённой двумя значениями в двух последовательных точках таблицы. Способ двумерной интерполяции изложен в Приложении.

Этот метод использован для всех табличных функций при вычислении дозы ГКИ, и показал вполне удовлетворительные результаты. Ниже приведены распределение жёсткости геомагнитного обрезания R и мощности ГКИ, построенные с помощью предложенной интерполяции (рис.10-11).

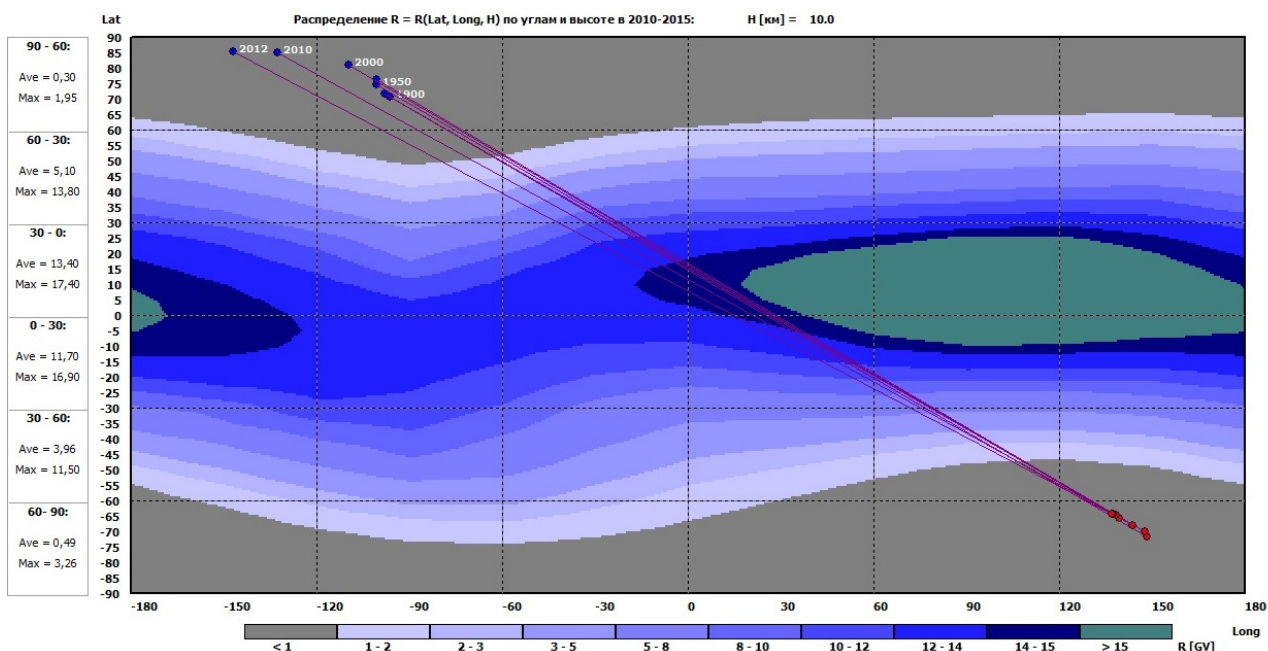


Рис 10. Распределение жёсткости геомагнитного обрезания R на высоте 10 км после интерполяции данных.

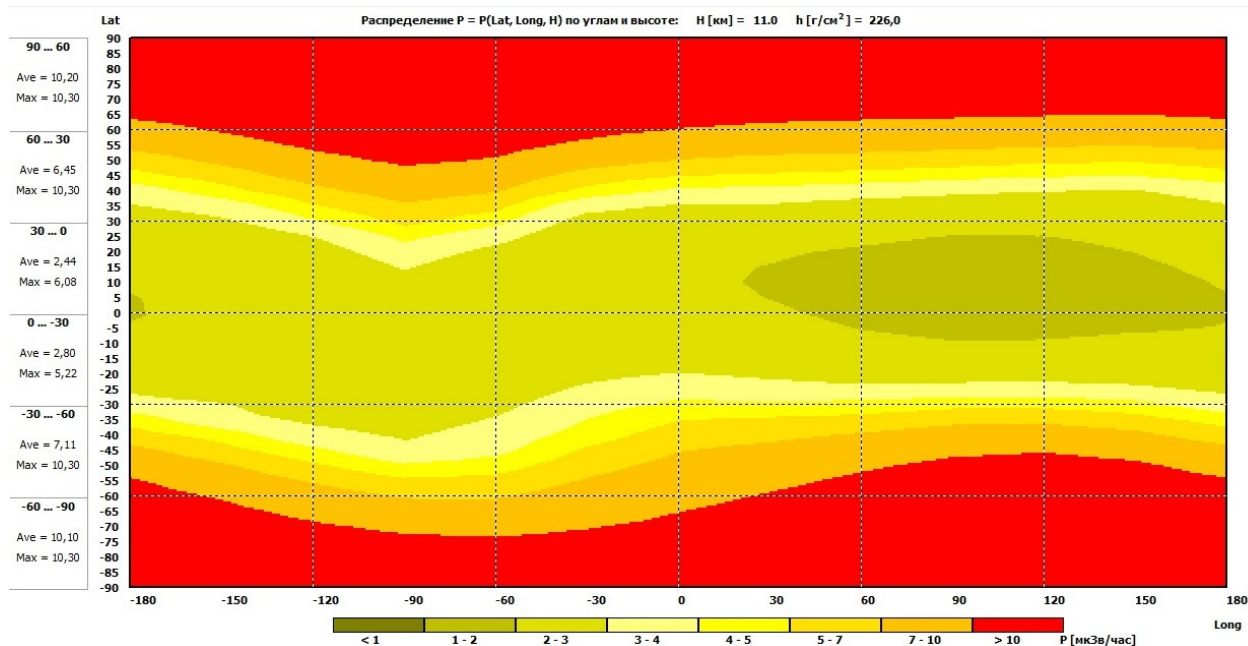


Рис. 11. Распределение мощности ГКИ на высоте 11 км.

РАСЧЁТ ГЕОДЕЗИЧЕСКИХ ЛИНИЙ ПОВЕРХНОСТИ СФЕРЫ

Проблемы расчёта траекторий полёта связаны с тем, что реальные дальние полёты происходят частично или полностью по геодезическим линиям поверхности сферы из соображений экономии времени и ресурсов. Геометрия сферы существенно отличается от евклидовой геометрии для геодезических линий большой длины. В некоторых предельных ситуациях (точек-антиподов) существует бесконечное множество геодезических траекторий. Пример – полёт из одного полюса в другой.

Известно, что геодезические линии между двумя точками на поверхности сферы (если точки не антиподы) – это две части большого круга, проходящего через эти две точки. Меньшее из этих частей – кратчайшее расстояние между двумя точками на поверхности сферы. (Большой круг – это круг, проходящий через центр сферы и две заданные точки на поверхности сферы).

В данной работе использовался метод расчёта геодезических линий, который, как представляется, наиболее удобен для вычисления интегралов вдоль геодезических линий как в случае одной, так и бесконечного множества геодезических линий. Метод изложен в Приложении.

В дальнейшем в область рассчитываемых траекторий полёта необходимо включить негеодезические траектории. Например, длительные исследовательские или патрульные полёты в высоких широтах, при которых получаемая доза радиации может стать весьма значительной.

ИНТЕРФЕЙС ПРОГРАММЫ ДИАГНОСТИКИ РАДИАЦИОННОЙ ОБСТАНОВКИ НА ТРАССАХ

Пример интерфейса программы представлен на рис. 12. Программа позволяет выбрать дату полёта, высоту полёта, среднюю скорость полёта, коэффициента модуляции ГКИ, координаты начальной и конечной точки полёта (либо города для точки вылета и прилёта) и рассчитать дозовые характеристики для трассы.

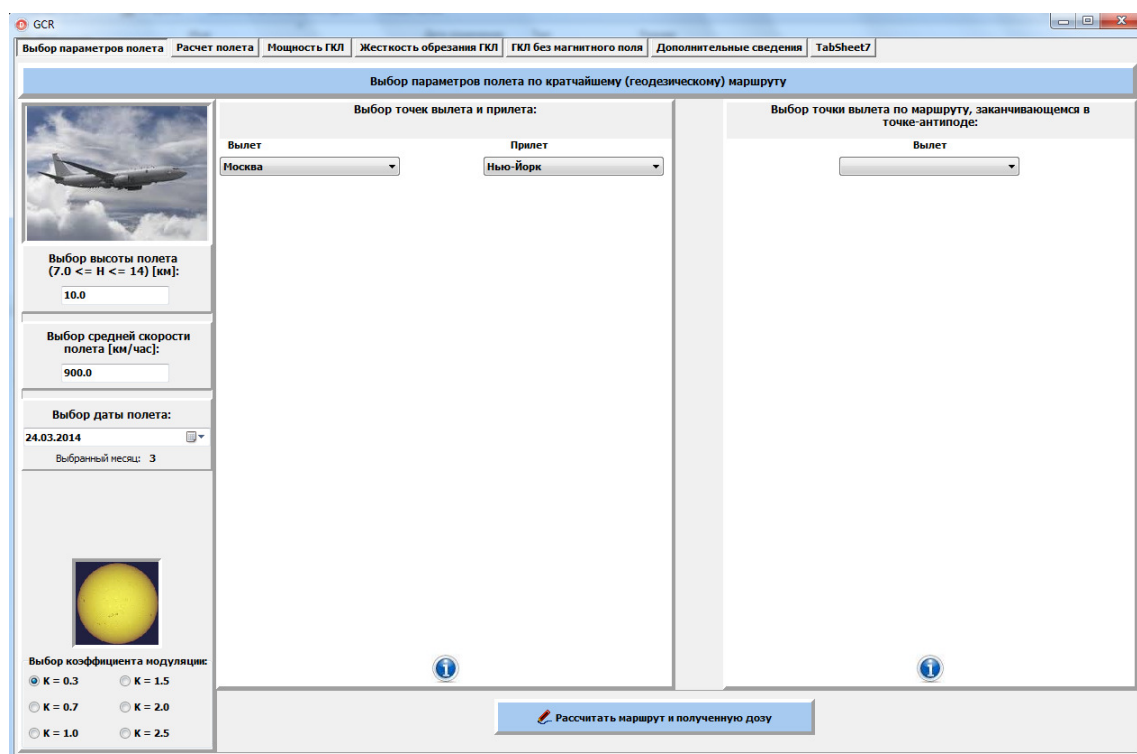


Рис.12. Интерфейс первого варианта программы диагностики «КРАТ».

ПРИМЕРЫ ВЫЧИСЛЕНИЙ ДЛЯ ПРЕДЛОЖЕННОГО ВАРИАНТА МЕТОДИКИ «КРАТ»

Ниже приведены примеры расчёта по методике «КРАТ» и сравнение результатов с методом «EPCARD».

Примеры расчёта первого разработанного варианта методики диагностики приведены на рис.13-16.

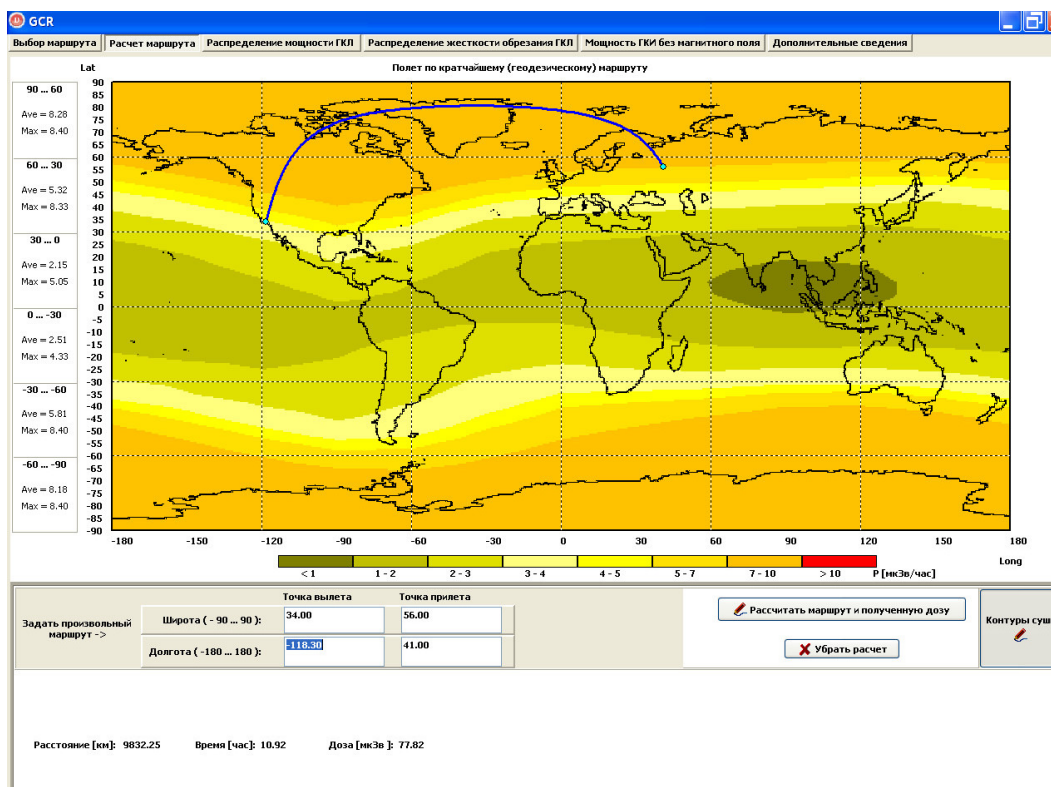


Рис.13. Расчёт по методике ИПГ для 16.09.2013 на трассе Москва-Лос-Анжелес. Доза 77,8 мкЗв.

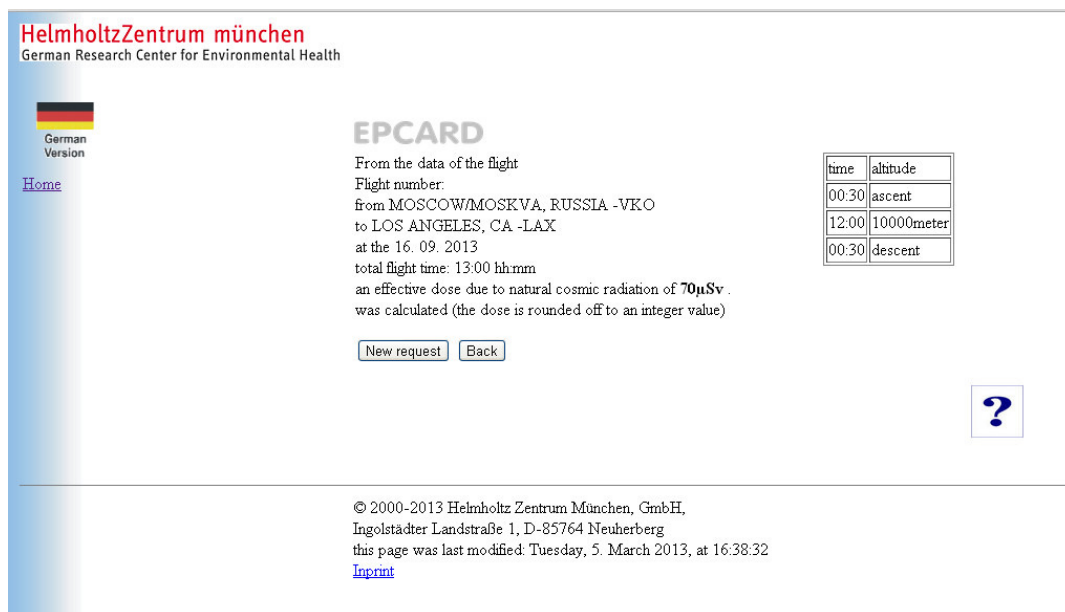


Рис. 14. Тот же расчёт по методике «EPCARD» (Германия). Доза 70 мкЗв.

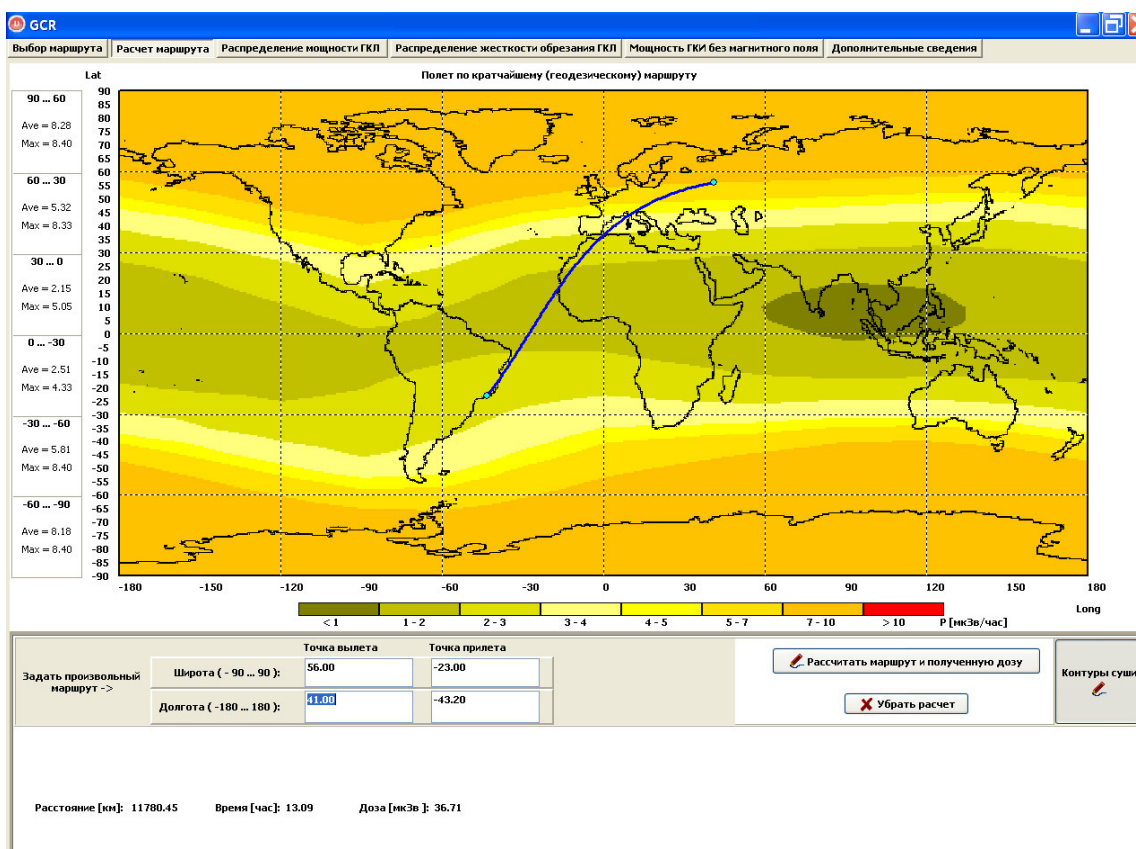


Рис. 15. Расчёт по методике ИПГ для 16.09.2013 на трассе Москва-Рио-де Жанейро. Доза 36,7 мкЗв.

HelmholtzZentrum münchen
German Research Center for Environmental Health

German Version

[Home](#)

EPCARD

From the data of the flight
 Flight number:
 from MOSCOW/MOSKVA, RUSSIA -VKO
 to RIO DE JANEIRO, BRAZIL -SBGL
 at the 16. 09. 2013
 total flight time: 14:00 hh:mm
 an effective dose due to natural cosmic radiation of **34μSv**
 was calculated (the dose is rounded off to an integer value)

time	altitude
00:30	ascent
13:00	10000meter
00:30	descent

[?](#)

© 2000-2013 Helmholtz Zentrum München, GmbH,
 Ingolstädter Landstraße 1, D-85764 Neuherberg
 this page was last modified: Tuesday, 5. March 2013, at 16:38:32
[Inprint](#)

Рис.16. Тот же расчёт по методике «EPCARD» (Германия). Доза 34 мкЗв.

Как видно из приведённых результатов, рассчитанные дозы для двух методик достаточно хорошо совпадают.

ПРИЛОЖЕНИЕ

Метод двумерной интерполяции

В данной работе 2-мерная интерполяция проводится следующим способом.

График любой функции в 2-мерном пространстве можно рассматривать как поверхность в 3-мерном пространстве. Известно, что любую поверхность можно аппроксимировать системой плоских треугольников (кусков плоскости) и, соответственно, график аппроксимировать линейными функциями. При этом в линейную интерполяцию включается максимально возможное число точек.

Любую ячейку таблицы в плоскости (x, y) можно двумя способами разбить на 2 треугольника (см. рис. 11). В каждом из этих треугольников можно однозначно построить линейную функцию $f(x, y)$, равную значениям функции в вершинах треугольника $f(x_a, y_a) = f_{aa}, f(x_b, y_b) = f_{bb}, f(x_c, y_c) = f_{cc}$.

Можно проверить, что линейная функция

$$\begin{vmatrix} x_b - x_a & y_b - y_a \\ x_c - x_b & y_c - y_b \end{vmatrix} f(x, y) = f_{aa} \begin{vmatrix} x_b - x & y_b - y \\ x_c - x_b & y_c - y_b \end{vmatrix} + f_{bb} \begin{vmatrix} x - x_a & y - y_a \\ x_c - x & y_c - y \end{vmatrix} + f_{cc} \begin{vmatrix} x_b - x_a & y_b - y_a \\ x - x_b & y - y_b \end{vmatrix} \quad (5)$$

принимает в заданных точках заданные значения ($|$ – детерминант матрицы 2×2).

Положим, что $x_1 < x_2$ и $y_1 < y_2$, и рассмотрим прямоугольник $\{(x_1, y_1), (x_1, y_2), (x_2, y_2), (x_2, y_1)\}$.

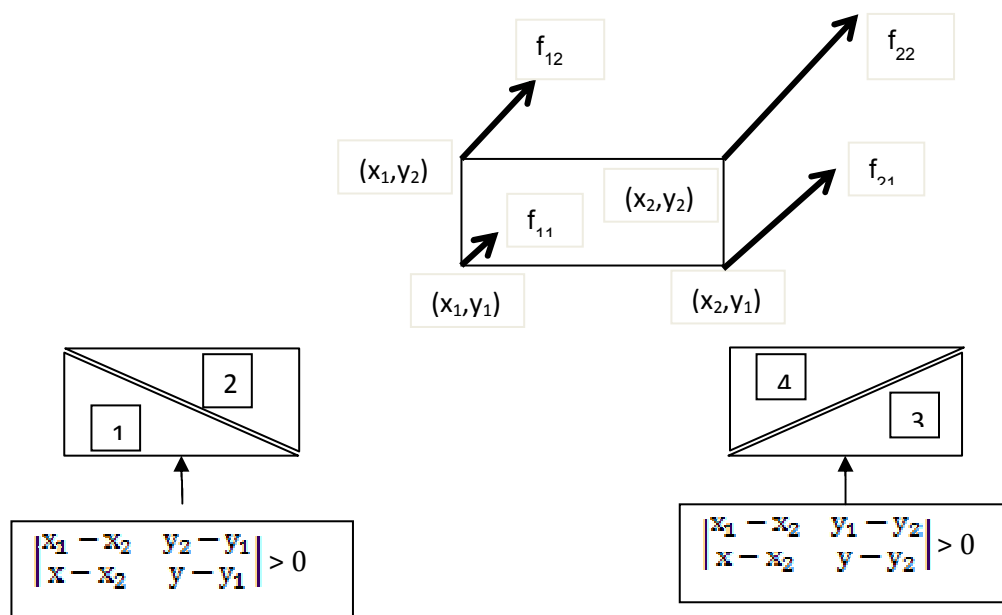


Рис. 17. Схема для двумерной интерполяция массивов.

Определим три вспомогательные функции:

$$Tr1(x, y) = \begin{vmatrix} x_1 - x_2 & y_2 - y_1 \\ x - x_2 & y - y_1 \end{vmatrix}, \quad Tr3(x, y) = \begin{vmatrix} x_1 - x_2 & y_1 - y_2 \\ x - x_2 & y - y_2 \end{vmatrix}$$

$$\text{и } S = (y_2 - y_1)(x_2 - x_1).$$

Можно проверить, что в треугольниках 1-4 интерполяционные формулы имеют вид:

$$Sf[I] = f_{i2} (x_2 - x_1) (y - y_1) + f_{2i} (x - x_1) (y_2 - y_1) + f_{i1} Tr1,$$

$$Sf[2] = f_{12}(x_2-x)(y_2-y_1) + f_{21}(y_2-y)(x_2-x_1) - f_{22}(y-y_1) Tr1.$$

$$Sf[3] = f_{11}(x_2-x)(y_2-y_1) + f_{22}(y-y_1)(x_2-x_1) + f_{21} Tr3.$$

$$Sf[4] = f_{11}(x_2-x_1)(y_2-y) + f_{22}(x-x_1)(y_2-y_1) - f_{12}(x_2-x) Tr3.$$

Любая точка (x,y) в прямоугольнике может находиться одновременно в треугольниках [1, 3], или [1, 4], или [2, 4], или [2, 3]. Поэтому окончательные формулы, определяющие значение $f(x, y)$ как среднее значение линейных интерполяций в каждом из возможных для данной точки треугольников, имеют вид:

$$Tr1 > 0, \quad Tr3 > 0. \quad f = (f[1] + f[3])/2$$

$$Tr1 > 0, \quad Tr3 < 0. \quad f = (f[1] + f[4])/2$$

$$Tr1 < 0, \quad Tr3 < 0. \quad f = (f[2] + f[4])/2$$

$$Tr1 < 0, \quad Tr3 > 0. \quad f = (f[2] + f[3])/2$$

Метод расчёта геодезических линий

Любая точка на поверхности может быть представлена как $r = Rn$, где R – радиус сферы, n – единичный вектор из центра сферы к точке r . $(n, n) = 1$.

Стандартная угловая параметризация вектора n : $n = \begin{pmatrix} \cos \varphi \sin \theta \\ \sin \varphi \sin \theta \\ \cos \theta \end{pmatrix}$, $\theta \in [0, \pi]$, $\varphi \in [0, 2\pi]$

Легко проверить, что на сфере переменный вектор $n(s)$, проходящий через векторы n_1 и n_2 ($n_1^2 = n_2^2 = 1$):

$$n(s) = [\sin(s_0 - s) n_1 + \sin s n_2] / \sin s_0, \quad n(0) = n_1, \quad n(s_0) = n_2, \quad (6)$$

где $\cos s_0 = (n_1, n_2) \in [-1, 1]$, $s_0 \in [0, \pi]$, $s \in [0, s_0]$.

является единичным вектор геодезической линии, проходящей через точки r_1 и r_2 . Действительно, он очевидно проходит через векторы n_1 и n_2 , $(n, n_1 \times n_2) = 0$ и

$$n^2(s) = [\sin^2(s_0 - s) + 2\sin(s_0 - s)\sin s \cos s_0 + \sin^2 s] / \sin^2 s_0 = 1.$$

Из (4) имеем формулы для вычисления изменения углов геодезических линий в зависимости от s при произвольных значениях $\theta_1, \varphi_1, \theta_2, \varphi_2$:

$$s_0 = \text{Arccos} [\cos(\varphi_2 - \varphi_1) \cos \theta_1 \cos \theta_2 + \sin \theta_1 \sin \theta_2]. \quad s_0 < \pi.$$

$$\theta(s) = \text{Arcsin} \{[\sin(s_0 - s) \sin \theta_1 + \sin s \sin \theta_2] / \sin s_0\}. \quad (7)$$

$$\varphi(s) = \text{Arctg} (y/x), \text{ где}$$

$$y = \sin(s_0 - s) \sin \varphi_1 \cos \theta_1 + \sin s \sin \varphi_2 \cos \theta_2,$$

$$x = \sin(s_0 - s) \cos \varphi_1 \cos \theta_1 + \sin s \cos \varphi_2 \cos \theta_2.$$

Отметим, что формула (4) перестает работать при $s_0 = \pi$, или $(n_1, n_2) = -1$, т.е. в случае антипараллельных векторов n_1 и n_2 . Такие точки n_1 и n_2 называются антиподами.

При $s_0 \rightarrow \pi$ выражение $\cos(\varphi_2 - \varphi_1) \cos \theta_1 \cos \theta_2 + \sin \theta_1 \sin \theta_2 \rightarrow -1$, что возможно только либо при $\theta_1 + \theta_2 = 0$ и $\varphi_2 = \varphi_1 \pm \pi$, либо при $\theta_2 = -\theta_1 = \pm \pi/2$, а φ_2, φ_1 – произвольны.

В случае точек-антиподов параметризация единичного геометрического вектора может быть проведена следующим образом:

$$\mathbf{n}(s) = \cos s \mathbf{n}_1 + \sin s \mathbf{n}_2, \quad \mathbf{n}(\pi) = -\mathbf{n}_1, \quad s \in [0, \pi], \quad (6)$$

где \mathbf{n}_2 – единичный вектор, перпендикулярный вектору \mathbf{n}_1 , т.е. $(\mathbf{n}_1, \mathbf{n}_2) = 0$.

Вектор \mathbf{n}_2 может быть определён так:

$$\mathbf{n}_2 = \cos b \begin{pmatrix} \sin \varphi \\ -\cos \varphi \\ 0 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \cos \varphi \cos \theta \\ \sin \varphi \cos \theta \\ -\sin \theta \end{pmatrix}$$

где параметр b – произвольный параметр, что соответствует бесконечному числу разных геодезических линий, соединяющих точки-антиподы. Формулы для вычисления изменения углов геодезических линий в зависимости от s при произвольных значениях θ_1, φ_1, b :

$$\theta(s) = \text{Arccos}[\cos s \cos \theta_1 - \sin s \sin b \sin \theta_1], \quad (8)$$

$$\varphi(s) = \text{Arctg}(y/x), \text{ где}$$

$$y = \cos s \sin \varphi_1 \sin \theta_1 + \sin s [-\cos b \cos \varphi_1 + \sin b \sin \varphi_1 \cos \theta_1],$$

$$x = \cos s \cos \varphi_1 \sin \theta_1 + \sin s [\cos b \sin \varphi_1 + \sin b \cos \varphi_1 \cos \theta_1].$$

Производная вектора $\mathbf{n}(s)$ по s : $\mathbf{n}_s = [-\cos(s_0 - s) \mathbf{n}_1 + \cos s \mathbf{n}_2] / \sin s_0$, также как \mathbf{n} , имеет единичную длину:

$$\mathbf{n}_s^2 = [\cos^2(s_0 - s) + 2 \cos(s_0 - s) \cos(s) \cos(s_0) + \cos^2(s)] / \sin^2 s_0 = 1.$$

Аналогично для случая точек-антиподов $\mathbf{n}_s^2 = 1$.

Вдоль геодезической линии $d\mathbf{x} = R \mathbf{n}_s(s) ds$, следовательно, дифференциал длины равен $|d\mathbf{x}| = R ds$. Отсюда следует, что длина всей геодезической линии = $R s_0$.

Если задана скорость движения вдоль геодезической линии $\mathbf{x}_t = R \mathbf{n}_s s_t = \mathbf{v}(t)$, то связь между dt и ds имеет вид:

$$|v(t)| dt = |\mathbf{n}_s| R ds = R ds, \quad t_s(s) = R/v.$$

Интеграл от произвольной функции $f(\theta, \varphi, R)$ вдоль геодезической линии:

$$\int_0^{t_0} f(\theta, \varphi, R) dt = \int_0^{t_0} f(\theta(s), \varphi(s), R(s)) R(s) ds / v(s), \quad (9)$$

где функции $\theta(s)$ и $\varphi(s)$ определены формулами (7) или (8).

Приведем два примера расчёта полетов по формулами (7) или (8).

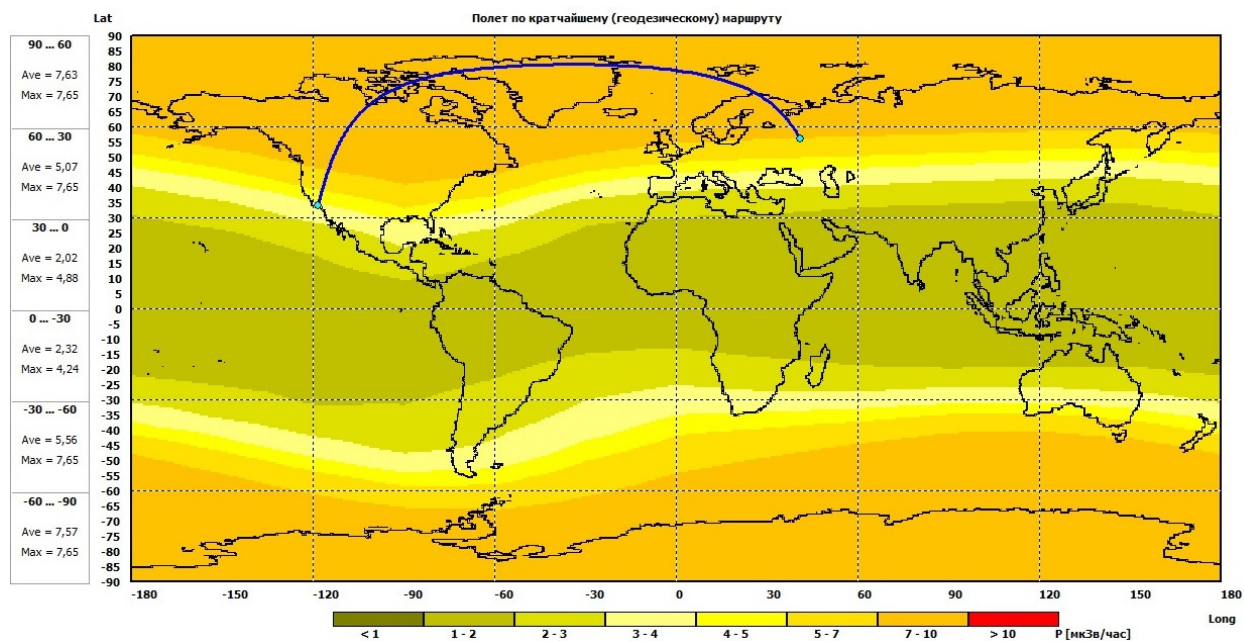


Рис. 18. Полёт Москва – Лос-Анджелес. Высота полёта 10 км. Расстояние 9832 км. Время полёта 11 часов. Полученная доза 79 мЗв.

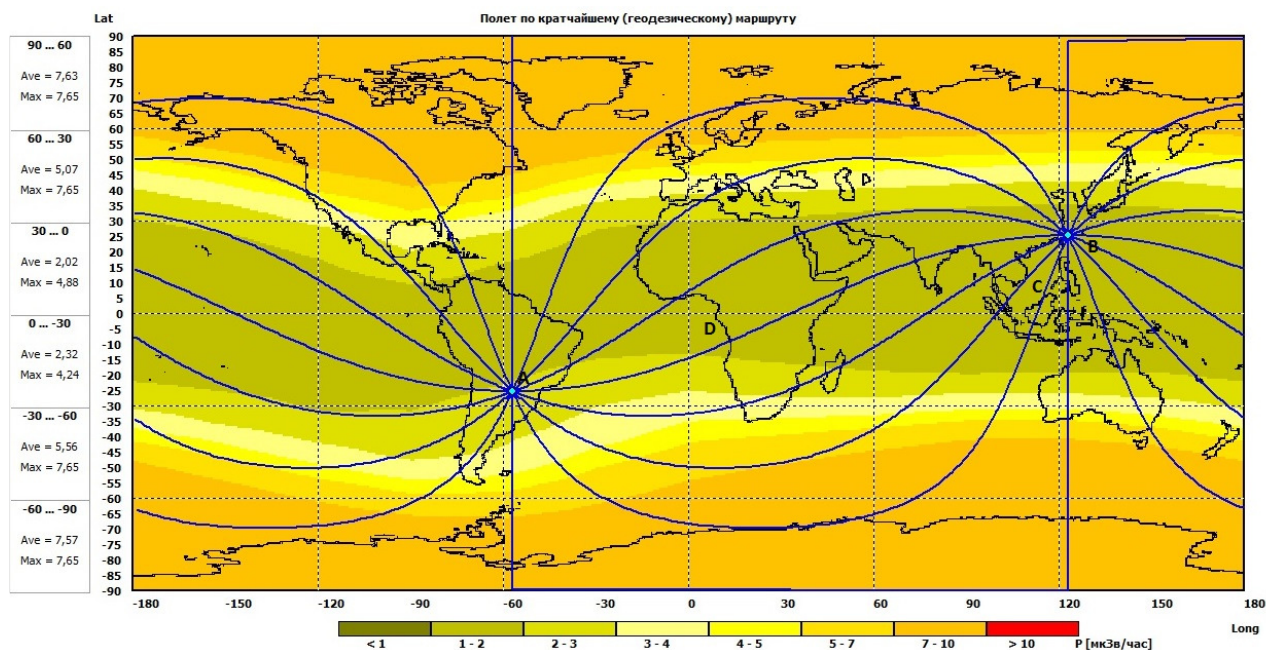


Рис. 19. Полёт Асунсьон – точка-антипод. Высота полёта 10 км. Расстояние 20046 км. Время полёта 22,3 часа. Полученная доза на разных маршрутах от 38,8 до 111,6 мЗв.

Последний пример показывает, что на равных по длине маршрутах *ADB* и *ACB* можно получить существенно разную дозу ГКИ. Поэтому, при полёте из *A* в *C*, если заменить кратчайший маршрут *AC* на незначительно более длинный маршрут *ADBC*, можно значительно уменьшить полученную дозу ГКИ.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработана методика и комплекс программ, позволяющих получать в реальном времени оценки радиационной обстановки на трассах полёта современной авиации и общую дозу, полученную на борту авиалайнера за время перелёта. Методика использует как известные ранее сведения из магнитосферно-атмосферных моделей, так и впервые полученные оценки дозовых полей на высотах полётов самолётов.

В предлагаемом варианте методики расчёт доз на трассах полёта самолётов ограничен потоками вторичных протонов галактических космических лучей для невозмущенной геомагнитной обстановки и для однопараметрической модели модуляции потоков галактических космических лучей зависящей только от фазы цикла. Используется модель атмосферы, которая учитывает сезонные и широтные вариации плотности и давления атмосферы.

Проведено сравнение результатов расчётов доз для отдельных трасс по данной методике КРАТ (РОССИЯ) и методике EPCARD (ГЕРМАНИЯ) для спокойных условий, которое показало хорошее совпадение результатов.

В дальнейшем, для совершенствования метода, необходимо распространить его на случай возмущённой обстановки, то есть учесть изменение жёсткостей обрезания во время магнитных бурь, изменения потоков ГКЛ во время Форбуш-понижений, а также изменение радиационной обстановки при вторжении в магнитосферу потоков высокоэнергичных частиц после солнечных бурь.

THE TECHNIQUE OF OPERATIONAL EVALUATION OF THE LEVEL OF RADIATION DANGER DUE TO THE COSMIC WEATHER DISTURBANCE DURING AIR TRAVEL

V.A.Burov, Yu.S. Meleshkov, Yu.P. Ochelkov

In the paper the detailed description of the technique of operational evaluation of the level of radiation danger due to the cosmic weather disturbance during air travel "CRAT" (cosmic radiation during air travel) developed in IGR is given. The comparison of results when calculation of doses on this technique and technique EPCARD (Germany) by quiet conditions was made, which shown a good match results.

KEY WORDS: RADIATION DANGER, AIR TRAVEL, GALACTIC COSMIC RAYS, GEOMAGNETIC CUTOFF RIGIDITY, MODEL OF THE ATMOSPHERE, MAGNETIC STORM.

ЛИТЕРАТУРА

1. http://www.helmholtz-muenchen.de/epcard/eng_flugoutput.php
2. <http://www.sievert-system.org/WebMasters/en/evaluation.html>
3. <http://pcaire.com/>
4. <http://sol.spacenvironment.net/~nairas/>
5. http://www.jiscard.jp/ex/index_aptsrch_e.html
6. <http://vsegost.com/Catalog/13/13711.shtml>
7. Научно-технический отчет «Исследование по совершенствованию функции проникновения заряженных частиц солнечных и галактических космических лучей в магнитосферу Земли». Москва НИЯФ 2010
8. Радиационные аспекты исследования космического излучения в стратосфере. / Барсуков О.А., Коломеец Е.В. М. Энергоатомиздат, 1985 г., 121 с.
9. Барсуков О.А., Тертычная С.В. «Радиационное воздействие космических лучей на фантом человека в процессе полёта», Пенза, ПГУ, http://rgu-penza.ru/mni/index.php?view=themes&data=parts_view&id=29