

Доплеровское радиозондирование возмущений в средней ионосфере, сопровождающих старты и полеты космических аппаратов

Л. С. Костров, В. Т. Розуменко, Л. Ф. Черногор

*Харьковский национальный университет им. В. Н. Каразина,
Украина, 61077, г. Харьков, пл. Свободы, 4
E-mail: Leonid.F.Chernogor@univer.kharkov.ua*

Статья поступила в редакцию 8 ноября 2000 г.

Описаны возмущения в средней ионосфере, сопутствующие запускам с различных космодромов и полетам космических аппаратов различной мощности. На удалениях от космодромов $R \leq 2500$ км регистрируются возмущения акустического типа, имеющие скорость $v \approx 500 \div 700$ м/с, а также (не всегда) волновые процессы с $v \approx 10 \div 20$ км/с и периодом $T \sim 10$ мин. Наблюдаемые на глобальных расстояниях возмущения вызваны, скорее всего, работой двигателей 2-4 ступеней (маневровых двигателей). Для космодромов США запаздывание возмущений составляло $60 \div 80$ мин. Скорость их распространения не менее 10 км/с. За $60 \div 80$ мин до посадки космических аппаратов возникали возмущения в ионосфере длительностью порядка десятков минут. Они, по-видимому, также вызваны включением маневровых двигателей. В целом при стартах и полетах космических аппаратов наблюдались волновые процессы с кажущимися скоростями $\sim 0.5 \div 0.7$, $2 \div 3$ и $10 \div 20$ км/с.

Описано збурення в середній іоносфері, які супроводжують пуски з різних космодромів та польоти космічних апаратів різної потужності. На відстанях від космодромів $R \leq 2500$ км реєструються збурення акустичного типу, які мають швидкість $v \approx 500 \div 700$ м/с, а також (не завжди) хвильові процеси з $v \approx 10 \div 20$ км/с і періодом $T \sim 10$ хв. Збурення, спостережувані на глобальних відстанях, більш вірогідно обумовлені роботою двигунів 2-4 ступенів (маневрових двигунів). Для космодромів США запізнення збурень складало $60 \div 80$ хв. Швидкість їх розповсюдження не менш за 10 км/с. За $60 \div 80$ хв до посадки космічних апаратів виникали збурення в іоносфері тривалістю порядку десятків хвилин. Вони, мабуть, також зумовлені вмиканням маневрових двигунів. В цілому під час стартів та польотів космічних апаратів спостерігались хвильові процеси з уявними швидкостями $\sim 0.5 \div 0.7$, $2 \div 3$ та $10 \div 20$ км/с.

Введение

В конце XX века мощность ракет и частота их запусков достигли таких значений, что приходится считаться с возмущениями в околоземной среде, производимыми космическими аппаратами. Исследование этих возмущений представляет интерес для специалистов в области геофизики, радиофизики, экологии и космической погоды.

Исследованию ионосферных процессов, вызванных стартами ракет, посвящено большое количество работ (см., например, [1-9]). Как правило, в них описаны эффекты, наблюдаемые на активном участке траектории. Нас будут интересовать возмущения на удалениях $\sim 1000 \div 10\,000$ км от места старта ракеты и ее траектории, которые традиционно называются крупномасштабными и глобальными [10-12].

При этом понимается, что возмущения распространяются вплоть до глобальных расстояний. Кроме того, как будет показано ниже, длительность этих возмущений достигает 80 мин, что при их скорости порядка $2 \div 3$ км/с соответствует протяженности $10 \div 15$ тыс. км. Так что и по протяженности эти возмущения являются глобальными.

До настоящего времени отсутствуют детальные физико-математические модели сопутствующих процессов. Более того, часто вообще нельзя достоверно утверждать, что данное возмущение вызвано стартом ракеты, не поняты до конца механизмы генерации и переноса возмущений на значительные и тем более глобальные расстояния. Дело в том, что возникающие антропогенные возмущения принципиально ничем не отличаются от естественных. Поэтому исследователям не остается ничего иного, как увеличивать объем наблюдений и вести поиск повторяющихся закономерностей.

Особенностью данной работы является то, что в ней используются единый метод и единая методика для поиска эффектов, возникающих в средней ионосфере (высоты $100 \div 300$ км) при старте, полете и посадке космических аппаратов (КА). Важно, что наблюдения выполнены на различных удалениях от места старта ракеты и для различных типов ракет, в различное время суток и в различных геофизических условиях.

Методика наблюдений

Для исследования нестационарных процессов в средней ионосфере использовался доплеровский радар вертикального зондирования. Его основные параметры приведены в работах [10, 11]. Измерения обычно проводились на частотах $2.8 \div 3.5$ МГц, начинались за $2 \div 4$ ч до события и длились $4 \div 6$ ч. Огибающая биений между колебаниями опорного генератора и отраженным сигналом в цифровом виде (частота опроса 10 Гц) записывалась на магнитную ленту, а затем при помощи быстрого преобразования Фурье вычислялись доплеровские спектры (ДС) в диапазоне возможных доплеровских сдвигов от -1 до

$+1.5$ Гц на интервале времени 51.2 с (разрешение по частоте ~ 0.02 Гц). При наличии в ионосфере квазипериодических процессов с периодом $T \approx 10 \div 60$ мин осуществлялся спектральный анализ временных зависимостей доплеровской частоты, соответствующей максимуму в ДС, на 128- или 256-минутных интервалах. Такие спектры далее именуется длиннопериодными.

Добавим, что зондирующая волна отражалась на высотах $130 \div 150$ км или $200 \div 250$ км в дневное и ночное время соответственно.

Космодромы и типы ракет

Наблюдения выполнены для более чем 10 типов ракет, основные характеристики которых приведены в табл. 1. К самым мощным относятся носители “Энергия” (СССР) и КА “Спейс Шаттл” (США). Тяга их нулевых (или первых) ступеней превышала соответственно значения $3.5 \cdot 10^7$ и $2.5 \cdot 10^7$ Н, мощность – 10^{10} Вт, энергия двигателей – 10^{12} Дж, время работы – 2 мин. Тяга последующих ступеней в несколько раз меньше, но их время работы достигает 8 мин.

По своим энергетическим параметрам к упомянутым ракетам приближаются носители “Протон” (СССР – Россия) и “Ариан” (Франция).

В табл. 1 наименее мощной является ракета “Пегас” (США), запускаемая с самолета. Тяга первой ступени этой ракеты около $6 \cdot 10^5$ Н, мощность и энергия двигателей более 10^8 Вт и 10^{10} Дж.

Ракеты с начальной массой более 1000 т будем условно называть сверхтяжелыми, с массой $300 \div 1000$ т – тяжелыми, с массой $100 \div 300$ т – средней тяжести, с массой $30 \div 100$ т – легкими, с массой $10 \div 30$ т – сверхлегкими.

Наблюдения выполнены для различных удалений R от космодромов (табл. 2). При этом наименьшее значение R составляло около 700 км, наибольшее – около 10000 км. Самыми удаленными являются космодромы Эдвардз и Ванденберг (США), самым близким – Капустин Яр (Россия), самым “южным” космодромом – Куру (Франция), самым “северным” – Плесецк (Россия).

Таблица 1. Основные сведения о ракетах

Ракета	Космодром (Кому принадлежит ракета)	Полная масса, кг	Начальная тяга, МН	Нулевая ступень		Первая ступень (Вторая ступень)		Третья ступень (Четвертая ступень)		Низкоорбитальная полезная нагрузка в кг/высота орбиты в км	Г 1
				Время работы, с	Тяга (вакуум), МН	Время работы, с	Тяга (вакуум), МН	Время работы, с	Тяга (вакуум), МН		
“Энергия”	Байконур (Россия)	2 524 600	35.11	145	4 × 7.90	480 (160)	7.84 (1.96)			88 000/200	
“Спейс Шаттл”	Мыс Канаверал (США)	2 029 633	25.73	124	2 × 11.51 (твердотопливные ускорители)	480 (480)	0 – бак КА (6.83 – “Шаттл”)			24 400/204	
“Протон”	Байконур (Россия)	711 110	8.84			124 (206)	10.46 (2.40)	238 (600)	0.63 (0.85)		
“Зенит”	Запускается с моря (Украина)	478 390	7.55			150 (315)	8.18 (0.91)			13 740/200	
“Ариан”	Куру (Франция)	470 000	5.39	142	4 × 0.75	205 (125)	3.03 (0.80)	759	0.63	7 700/185	
“Союз”	Байконур, Плесецк (Россия)	297 400	4.02	118	4 × 0.99	286 (250)	0.98 (0.30)			6 855/200, наклонение 51.6°	

Таблица 1. (продолжение)

Ракета	Космодром (Кому принадлежит ракета)	Полная масса, кг	Начальная тяга, МН	Нулевая ступень		Первая ступень (Вторая ступень)		Третья ступень (Четвертая ступень)		Низкоорбитальная полезная нагрузка в кг/высота орбиты в км
				Время работы, с	Тяга (вакуум), МН	Время работы, с	Тяга (вакуум), МН	Время работы, с	Тяга (вакуум), МН	
“Атлас”	Мыс Канаверал, Ванденберг (США)	234 000	3.54	56	4 × 0.48	172 (283)	2.09 (0.39)	392	0.18	8 610/1
“Дельта”	Мыс Канаверал, Ванденберг (США)	230 000	3.52	64	9 × 0.49	265 (444)	1.05 (0.42)	88	0.67	5 089/1
“Титан”	Мыс Канаверал, Ванденберг (США)	150 530	1.90			139 (180)	2.17 (0.44)			3 100/1
“Космос”	Плесецк, Капустин Яр (Украина)	107 500	1.48			130 (375)	1.74 (0.16)			1 400/40 700/160
“Рокот”	Байконур (Россия)	97 170	1.55			121 (155)	1.78 (0.21)			1 850/30 наклонение 74.0°
“Пегас”	Запускается с воздуха (США)	24 000	0.49	4 590	0.56	73 (73)	0.59 (0.15)	65	0.35	460/20

Таблица 2. Основные сведения о космодромах

Место старта	Владелец	Страна	Географическая широта	Географическая долгота	Магнитная широта	Магнитная долгота	L-оболочка	Расстояние от места наблюдения, км	Минимальное наклонение орбиты, °	Максимальное наклонение орбиты, °	Примечание
Капустин Яр	Россия	Россия	48.51°	45.80° в. д.	42.77° с. ш.	126.9° в. д.	1.86	700	48.0	51.0	Первый в СССР космический запуск маломощных ракет
Плесецк	Россия	Россия	62.70° с. ш.	40.35° в. д.	57.25° с. ш.	128.3° в. д.	3.42	1 470	59.0	83.0	Для запуска непилотируемых ракет средней тяжести
Байконур	Россия	Казахстан	45.63° с.ш.	63.26° в. д.	37.63° с. ш.	141.5° в. д.	1.60	2 050	49.0	99.0	Главный космодром ракет всех типов, включает пилотируемые ракеты
Джиу-кван	Китай	Китай	41.10° с. ш.	100.30° в. д.	30.50° с. ш.	173.2° в. д.	1.35	4 930	56.0	40.0	Для запуска (главным образом) низкоорбитальных и средних спутников с большими периодами для научных исследований и многократного использования
Шрихарикота	Индия	Индия	13.80° с. ш.	80.30° в. д.	4.31° с. ш.	153.0° в. д.	1.00	5 630	44.0	47.0	Космический центр на побережье Индии
Чанчэн-цзе	Китай	Китай	28.10° с. ш.	102.30° в. д.	17.47° с. ш.	174.6° в. д.	1.10	5 980	28.0	36.0	Расположен на высоком уровне моря. Для запуска геостационарных спутников
Кагосима	Япония	Япония	31.25° с. ш.	131.1° в. д.	21.34° с. ш.	201.0° в. д.	1.15	7 730	29.0	75.0	Морской центр для запуска твердотопливных ракет. Используется два месяца в году из-за помех местному рыбному промыслу

Таблица 2. (продолжение)

Место старта	Владелец	Страна	Географическая широта	Географическая долгота	Магнитная широта	Магнитная долгота	L-оболочка	Расстояние от места наблюдения, км	Минимальное наклонение орбиты, °	Максимальное наклонение орбиты, °	Прим
Танегасима	Япония	Япония	30.40° с. ш.	131.00° з. д.	20.48° с. ш.	201.0° в. д.	1.14	7 800	99.0	99.0	Главный космодомощных ракет
Уоллопс	США	США	37.83° с. ш.	75.48° з. д.	48.49° с. ш.	4.3° з. д.	2.28	8 220	37.0	70.0	Малый космодронзондирующих ра
Мыс Канаверал	США	США	28.45° с. ш.	80.53° з. д.	39.00° с. ш.	9.8° з. д.	1.66	9 330	28.0	57.0	Главный космод запуска ракет ра
Куру	Франция	Французская Гвиана	5.20° с. ш.	52.73° з. д.	15.28° с. ш.	19.8° в. д.	1.07	9 500	5.0	100.0	Космодром для з западноевропейс
Эдвардз	США	США	34.50° с. ш.	117.50° з. д.	41.56° с. ш.	51.9° з. д.	1.79	10 310	51.0	145.0	Для запуска с вс используются са L-1011 (как нуле
Ванденберг	США	США	34.63° с. ш.	120.5° з. д.	41.24° с. ш.	55.2° з. д.	1.77	10 370	51.0	145.0	Испытательный

Для истолкования наблюдаемых вариаций отраженного сигнала необходимо иметь сведения о кинематических характеристиках стартующих КА и их орбитах. В табл. 3 приведены ориентировочные значения ряда характеристик КА типа “Спейс Шаттл”, для которого выполнено наибольшее число наблюдений. Для сравнения в табл. 4 указаны

ориентировочные значения основных кинематических характеристик ракеты типа “Союз” или “Молния” (их стартовая масса 305 т). Траектория этих ракет более крутая, чем у КА “Спейс Шаттл”.

При построении таблиц 1-4 использованы некоторые сведения из [13, 14] и сети Internet.

Таблица 3. Кинематические характеристики носителя КА “Спейс Шаттл”

Стадия подъема	Время, с	Высота, км	Дальность от космодрома, км	Скорость, км/с
Команда “Зажигание”	0	0.06	0	0
Начало подъема	0.2	0.06	0	0
Максимальное динамическое давление ($2 \cdot 10^4$ Па)	54	8	~10	0.33
Вход в стратосферу	73	14	~20	0.45
Вход в ионосферу (день)	160	60	~40	1.3
Вход в ионосферу (ночь)	300	90	~100	2.5
Прохождение E-области ионосферы, отключение главного двигателя	512	115	~750	3.8
Отделение внешнего топливного бака	530	119	~850	7.8
Первое включение маневренного двигателя (МД)	632	126	~1650	7.8
Выключение МД	721	132	~2350	7.8
Второе включение МД	2640	242	~17400	7.8
Выключение МД	2717	243	~18000	7.8

Крупномасштабные возмущения при стартах и полетах ракет

Рассмотрим вариации ДС, возникающие при стартах и полетах ракет на удалениях до 2500 км.

Пример результатов дневных наблюдений показан на рис. 1. Старт ракеты “Союз” состоялся 18 октября 1999 г. в 13:22 (здесь и

далее время GMT). До старта ракеты ионосфера оставалась спокойной. ДС были одно-модовыми с четко выраженным максимумом. Примерно с 12:55 до 13:03 наблюдались основная и дополнительная моды отраженного сигнала, возник квазипериодический процесс с периодом $T \approx 10$ мин. После 13:45 амплитуда колебаний значительно

Таблица 4. Кинематические характеристики ракеты "Союз"

Стадия подъема	Время, с	Высота, км	Дальность от космодрома, км	Скорость, км/с
Вертикальный подъем	8	~1	0	~0.1
Выключение двигателей "пакета", отделение нулевой ступени	119	48	44	1.8
Сброс створок головного обтекателя	151	78	96	2.1
Выключение двигателя первой ступени	286	171	451	3.9
Выключение двигателя второй ступени	522	200	1680	7.7
Отделение КА	527	200	1715	7.8

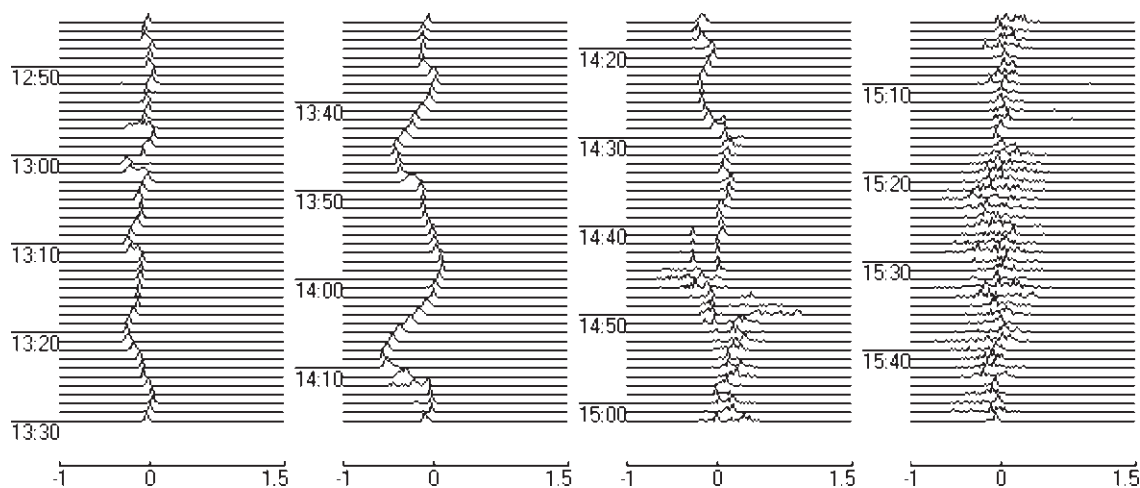


Рис. 1. Вариации ДС на частоте 3.5 МГц при старте КА "Союз" 18 октября 1999 г. На этом и других рисунках по горизонтальной оси указано доплеровское смещение частоты радиосигнала в Гц, а по вертикальной оси – мировое время GMT

увеличилась (амплитуда доплеровского сдвига достигла $f_{da} = 0.5$ Гц), стало преобладать колебание с $T \approx 20$ мин. Это продолжалось около 30 мин. С 14:12 до 14:40 ионосфера оставалась практически невозмущенной. В интервале времени 14:40 ÷ 14:50, кроме основной моды сигнала, регистрировалась дополнительная мода, сдвинутая по частоте на $f_d = -0.3$ Гц (f_d – доплеровская частота). После 14:50 на-

блюдается исчезновение устойчивого максимума в ДС. Это свидетельствует о появлении (или скорее усилении интенсивности) случайных неоднородностей в ионосфере ниже области отражения радиоволны (около 150 км). Такого рода возмущенность продолжалась более 1 ч. Добавим, что на уровне Земли заход Солнца в пункте наблюдения имел место около 15:20, а в области отражения – примерно на 1 ч позже.

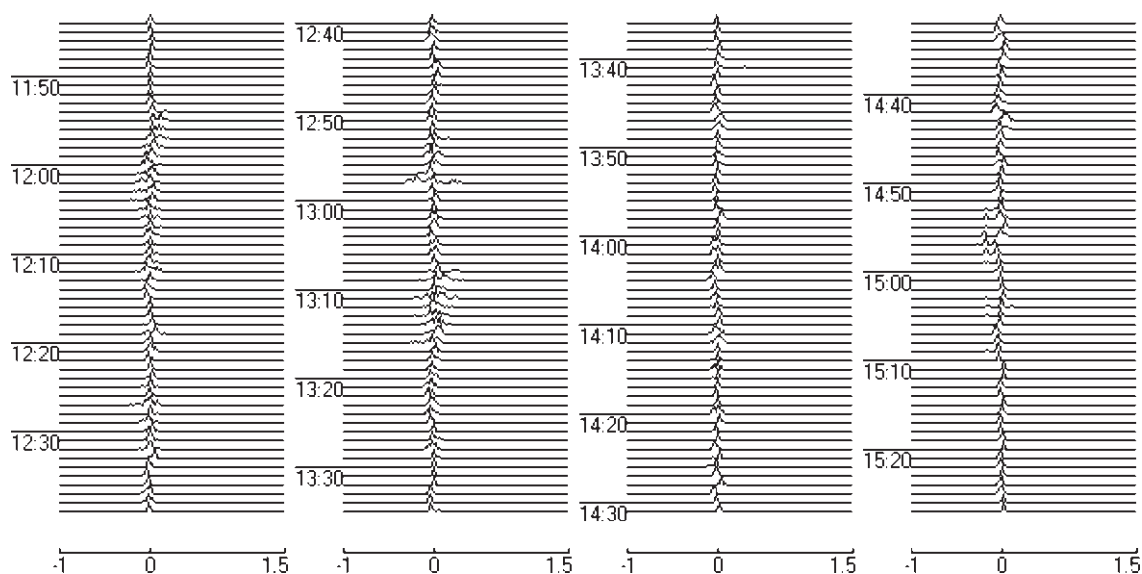


Рис. 2. Вариации ДС на частоте 3.0 МГц при старте КА “Протон” 5 июля 1999 г.

Пример вариаций ДС при старте тяжелой ракеты “Протон” показан на рис. 2. Старт произошел 5 июля 1999 г. в 13:22, т. е. примерно в то же время суток, что и описанное выше событие. Этот запуск примечателен тем, что на высоте около 120 км взорвался бак двигателя второй ступени. Обломки ракеты упали на расстоянии ~ 1000 км от Байконура. На Земле заход Солнца в этот день имел место около 19:10. До старта ракеты ионосфера оставалась невозмущенной. Лишь в интервалах 12:54 ÷ 12:58 и 13:08 ÷ 13:12 отмечались кратковременные эффекты “рассыпания” спектров (т. е. спектры уширились, и в них исчезал максимум (см. например [15])). С 13:15 и до 14:50 какие-либо возмущения в ионосфере отсутствовали. Примерно с 14:54 до 14:58 наблюдалась дополнительная мода, сдвинутая на -0.2 Гц. Слабо выраженная мода также зафиксирована в интервалах времени 15:04 ÷ 15:05 и 15:08 ÷ 15:09. После этого ионосфера в течение длительного времени опять оставалась спокойной.

Пример результатов ночного наблюдения ионосферных процессов, сопутствующих старту ракеты средней тяжести, приведен на рис. 3. Запуск ракеты “Зенит-2” имел место 9 сентября 1998 г. в 20:29. Следует заметить, что ионосфера в течение этой ночи была воз-

мущенной (присутствовали интенсивные случайные мелкомасштабные неоднородности) как до старта ракеты, так и после него. Сам запуск ракеты примечателен тем, что на 272 секунде полета произошло отключение бортовых компьютеров и ракета стала падать с высоты порядка 160 км. Из-за сильной возмущенности ионосферы поиск эффектов, связанных с полетом ракеты, затруднен. Тем не менее можно утверждать, что до 20:10 средняя частота ДС $f_d \approx 0$, а ширина спектра составляла $0.1 \div 0.5$ Гц, с 20:10 до 20:30 ДС “рассыпался”, с 20:30 до 20:45 он был также диффузным, хотя ширина спектра уменьшалась от 0.7 до 0.3 Гц. Просматривается слабый квазипериодический процесс с $T \approx 10$ мин и более сильный с $T \approx 20$ мин. Существенное уширение спектра (до 0.8 Гц) наблюдалось в интервале времени 21:29 ÷ 21:37. После 21:40 ширина спектра составляла $0.3 \div 0.5$ Гц.

Пример результатов ночных наблюдений эффектов, сопутствующих запуску тяжелой ракеты “Протон”, показан на рис. 4. Старт произошел 21 марта 1999 г. в 00:09. До него ионосфера оставалась в основном спокойной. После 23:13 возник квазипериодический процесс с $f_{da} \approx 0.2$ Гц, $T \approx 18$ мин и длительностью $\Delta T \approx 40$ мин. С 01:12 до 01:18 наблюдалась дополнительная мода сигнала, сдвинутая

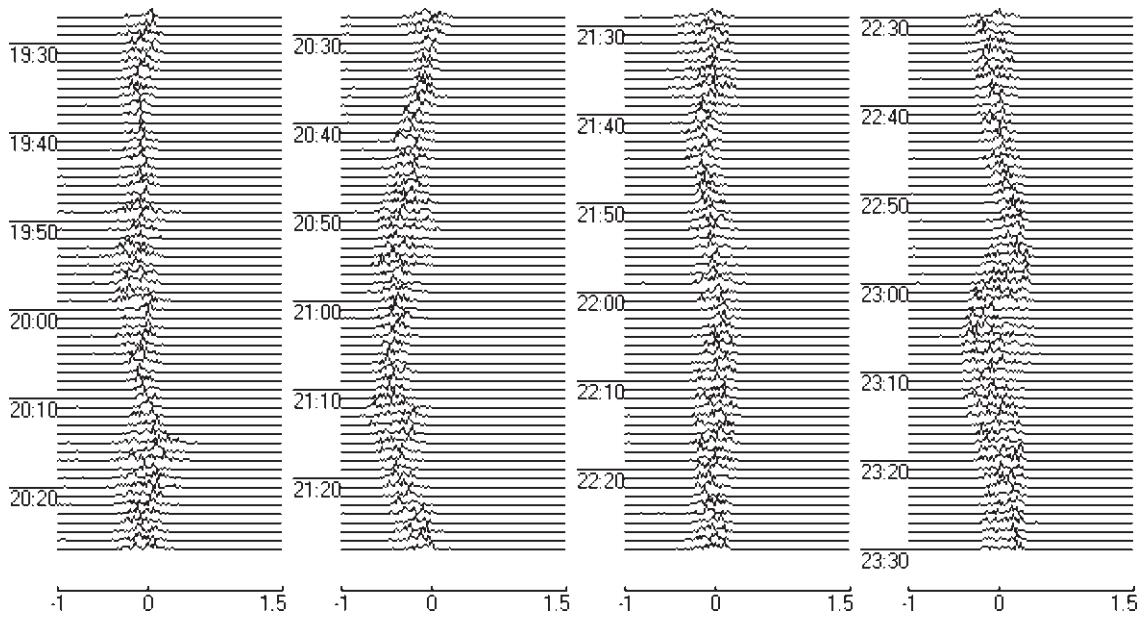


Рис. 3. Вариации ДС на частоте 3.0 МГц при старте КА "Зенит-2" 9 сентября 1998 г.

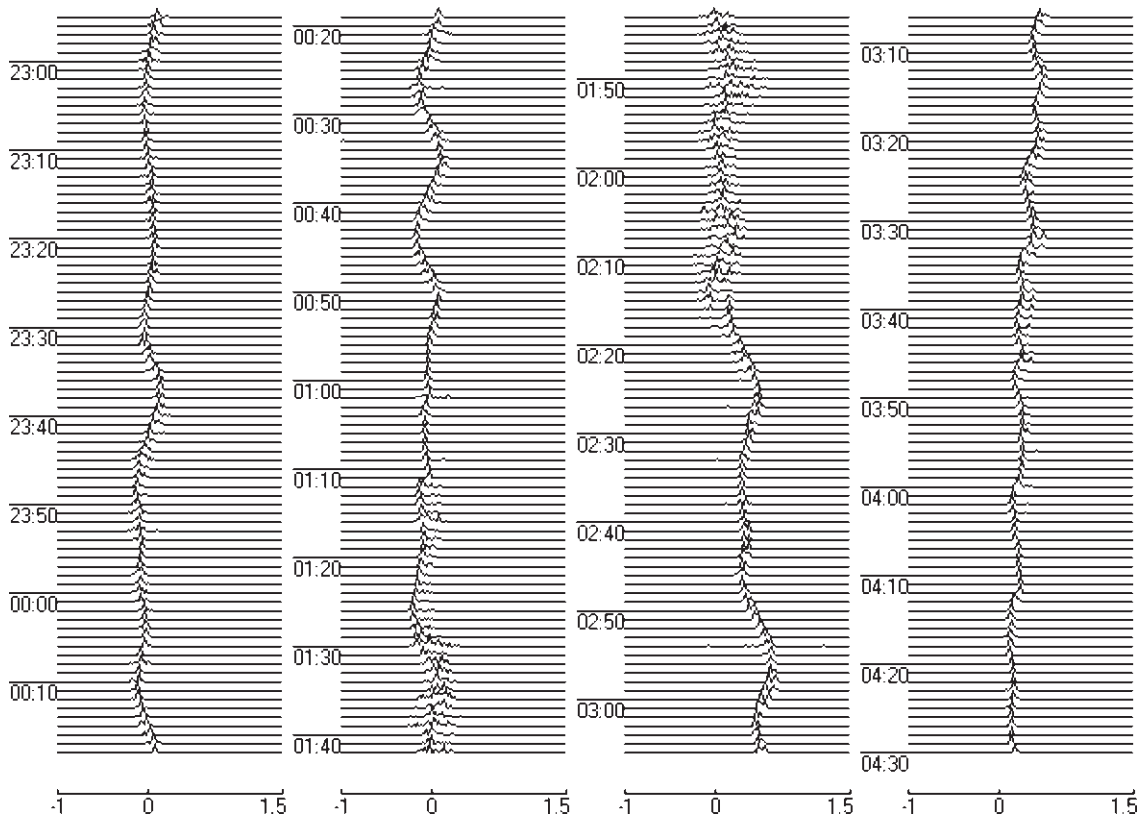


Рис. 4. Вариации ДС на частоте 3.0 МГц при старте КА "Протон" 20-21 марта 1999 г.

на 0.2 Гц, с 01:28 до 02:15 – эффект “рассыпания” спектров. Следует добавить, что на уровне Земли восход Солнца имел место примерно в 02:30, а в нижней части F-области ионосферы – за час до этого. После 02:15 сигнал оставался практически одномодовым, наблюдались квазипериодические процессы сначала с $T \approx 30$ мин и $f_{da} \approx 0.25$ Гц, а затем с $T \approx 7 \div 8$ мин и $f_{da} \approx 0.15$ Гц.

Старт сверхтяжелой ракеты “Энергия” произошел 15 мая 1987 г. в 17:30. Через 66 мин возникло квазипериодическое колебание ($T \approx 10 \div 15$ мин, $f = 4.6$ МГц) и продолжалось около 1 ч [12]. Примерно такая же картина наблюдалась и во время старта сверхтяжелой ракеты “Энергия” 15 ноября 1987 г.

Опишем кратко эффекты в ионосфере, сопутствующие старту ракеты “Союз” с космодрома Плесецк. Вечером 9 сентября 1999 г. ионосфера оставалась достаточно спокойной. В интервале времени 17:00 ÷ 17:50 наблюдались слабые возмущения, вызванные прохождением вечернего терминатора. Ракета стартовала в 18:00. Примерно с 18:08 и до 18:45 имело место существенное уширение ДС (до 0.5 Гц), а с 18:55 до 19:17 – уменьшение f_d на 0.3 Гц. В интервале времени 19:00 ÷ 20:50 фиксировалось уширение ДС примерно на 0.2 Гц. После этого ионосфера была относительно спокойной.

Глобальные возмущения при полете ракет и маневрах космических аппаратов

Для исследования возможных глобальных эффектов в ионосфере представляют интерес запуски ракет с космодромов США и Франции. Что же касается ракетодомов Китая, Индии и Японии, то запуски с них осуществляются редко, а ракеты сравнительно мало мощны (см. табл. 1).

Пример временных вариаций ДС в дневное время показан на рис. 5. Старт космического аппарата “Эндевер” произошел 4 декабря 1998 г. в 8:35. В этот день ионосфера была сильно возмущена, в течение всего времени наблюдения имел место эффект “рассыпания”

спектра сигнала. До старта ракеты и вскоре после него наблюдался также квазипериодический процесс с $T \approx 10$ мин и $f_{da} \approx 0.1$ Гц. С 8:50 до 9:25 ионосфера оставалась сравнительно спокойной, с 9:25 до 10:00 фиксировались значительные уширения ДС, а также квазипериодический процесс с $T \approx 15 \div 20$ мин. В интервале 10:05 ÷ 10:10 возникла дополнительная мода с максимальным сдвигом по частоте 0.5 Гц. После 10:22 в течение длительного времени имел место эффект “рассыпания” спектра сигнала, а также квазипериодический процесс с амплитудой до 0.2 Гц и $T \approx 10$ мин.

Вариации ДС, сопутствующие старту космического аппарата “Дискавери” 29 октября 1998 г. в 19:19 (переходное время суток), показаны на рис. 6. На уровне Земли заход Солнца произошел около 15:00, в нижней части F-области ионосферы – около 16:00. Скорее всего, эффекты, связанные с терминатором, закончились до 18:50. За 30 мин до старта ракеты в ионосфере наблюдался слабо выраженный квазипериодический процесс с $T \approx 7$ мин и $f_{da} \approx 0.10 \div 0.15$ Гц. К тому же с 19:13 до 19:45 сигнал был преимущественно двухмодовый. Ионосфера оставалась слабо возмущенной примерно до 20:30. После этого времени сигнал стал двухмодовым ($\Delta T \approx 15$ мин); возник также квазипериодический процесс с $T \approx 30$ мин продолжительностью 50 мин. С 21:10 до 21:55 ДС оставался практически неизменным. В интервале 21:55 ÷ 22:00 наблюдалось его кратковременное “рассыпание”.

Старт ракеты средней тяжести типа “Дельта” имел место 7 февраля 1999 г. в 21:04 (рис. 7). Примерно в 21:10 возникает дополнительная мода с $\Delta f_d \approx -0.2$ Гц и квазипериодический процесс с $T \approx 8 \div 10$ мин, $f_{da} \approx 0.1$ Гц и $\Delta T \approx 40$ мин. После 21:50 ионосфера остается спокойной, а в интервале времени 22:05 ÷ 22:25 отмечено резкое уменьшение f_d на 0.4 ÷ 0.6 Гц и “рассыпание” спектров. После 22:25 ионосфера остается достаточно спокойной; обнаруживается слабо выраженный квазипериодический процесс с $T \approx 25$ мин и $f_{da} \approx 0.10 \div 0.15$ Гц.

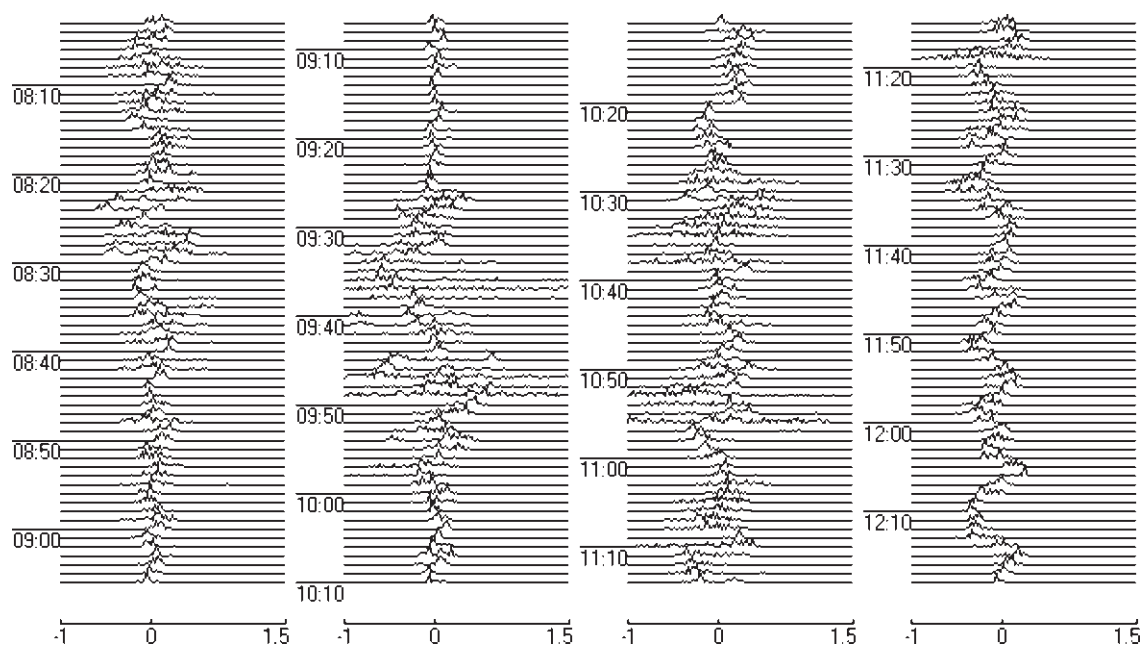


Рис. 5. Вариации ДС на частоте 2.8 МГц при старте КА "Эндевер" 4 декабря 1998 г.

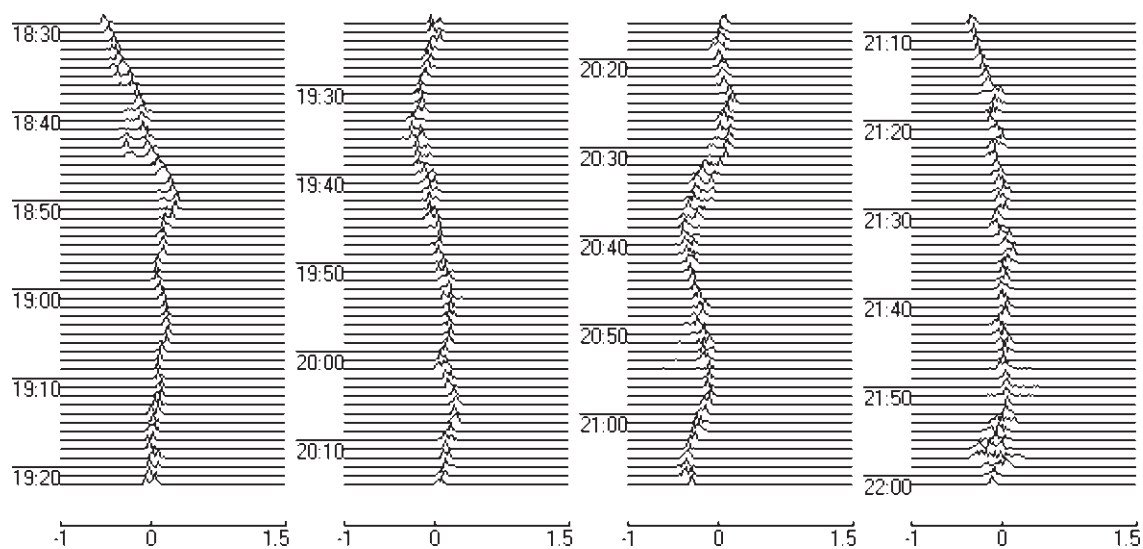


Рис. 6. Вариации ДС на частоте 3.0 МГц при старте КА "Дискавери" 29 октября 1998 г.

Пример вариаций ДС в ночное и утреннее время приведен на рис. 8. Старт ракеты типа "Атлас" имел место 16 февраля 1999 г. в 01:45. До 00:30 ионосфера оставалась слабо возмущенной. В интервале времени 00:35 ÷ 01:05 зафиксирован квазипериодический процесс с $T \approx 20 \div 25$ мин, $f_{da} \approx 0.2$ Гц. Непосредственно перед стартом его период уменьшился до 10 мин ($\Delta T \approx 20$ мин). В интервале

01:55 ÷ 02:05 наблюдались две моды сигнала, а после 02:32 – сильный квазипериодический процесс с переменным периодом (от 12 до 24 мин), продолжительностью 2.5 ч и $f_{da} \approx 0.3 \div 0.4$ Гц. Добавим, что на уровне Земли восход Солнца имел место около 4:00, а в нижней части F-области ионосферы – около 3:00.

Следующие два примера также относятся к наблюдениям эффектов в утреннее время.

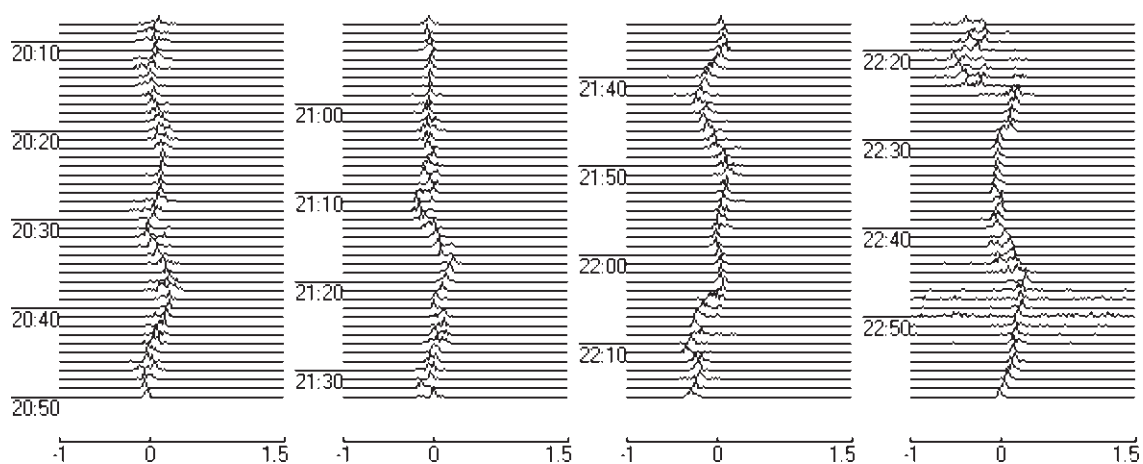


Рис. 7. Вариации ДС на частоте 3.0 МГц при старте КА "Дельта" 7 февраля 1999 г.

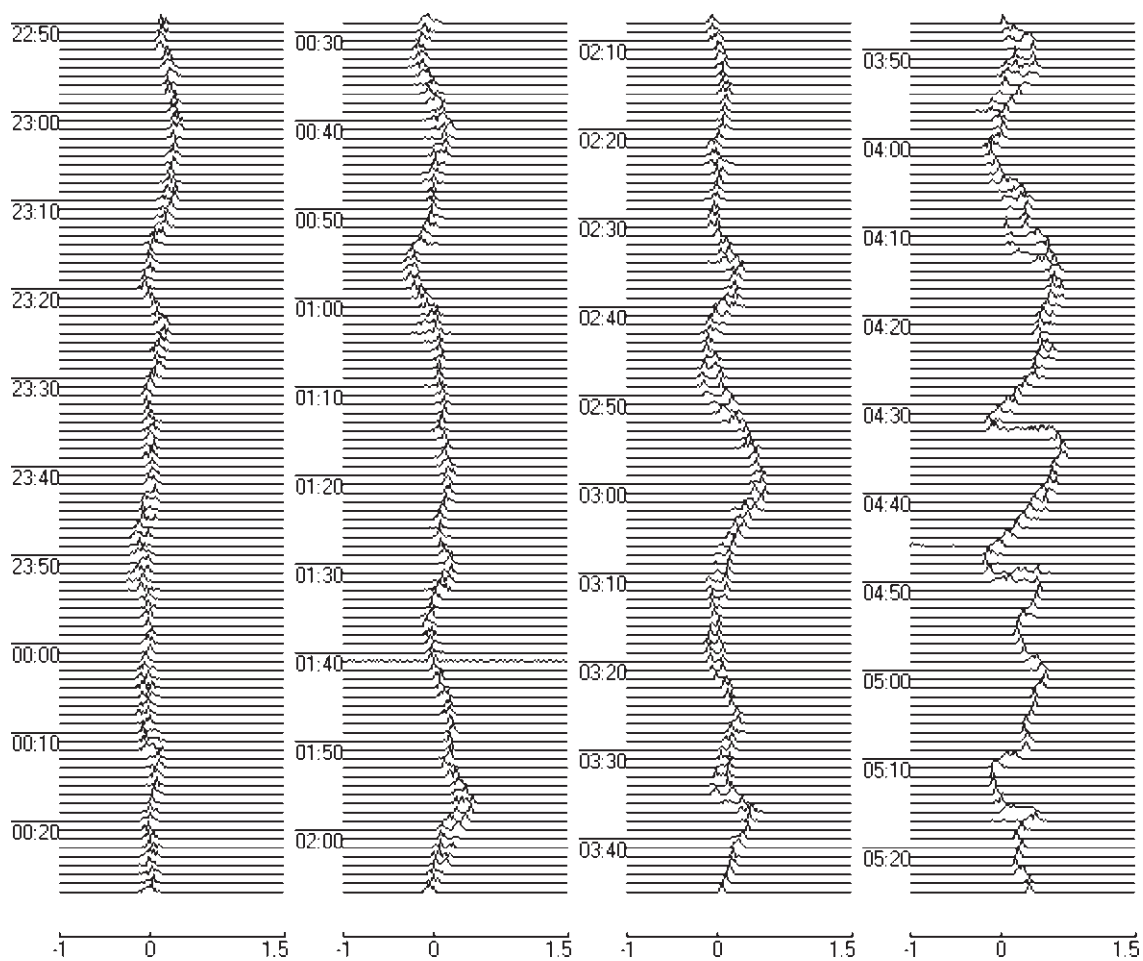


Рис. 8. Вариации ДС на частоте 3.0 МГц при старте КА "Атлас" 16 февраля 1999 г.

Старт ракеты “Титан-II” имел место 20 июня 1999 г. в 02:15. На уровне Земли восход Солнца произошел около 23:50, а в нижней части F-области ионосферы – на 1 ч раньше. Скорее всего, переходные процессы закончились к 2:00. Непосредственно перед стартом ракеты ионосфера оставалась слабо возмущенной, наблюдалось уширение ДС до $0.15 \div 0.20$ Гц. После 02:20 f_d увеличилась на $0.2 \div 0.3$ Гц, сохраняя свое значение около 30 мин. В 02:52 появился квазипериодический процесс ($T \approx 6 \div 7$ мин, $\Delta T \approx 20$ мин, $f_{da} \approx 0.1 \div 0.2$ Гц). В интервале 03:45 ÷ 04:05 наблюдался слабо выраженный эффект “рассыпания” спектра сигнала. После этого времени ионосфера оставалась спокойной.

Старт космического аппарата “Колумбия” имел место 23 июля 1999 г. в 04:28. На уровне Земли восход Солнца наблюдался около 0:20, а в нижней части F-области ионосферы – примерно на 1 ч раньше. К 01:00 ÷ 02:00 переходные процессы, связанные с терминатором, закончились. Ионосфера этим утром была в основном спокойной. Лишь с 03:30 до 03:48 отмечалось постепенное уменьшение доплеровской частоты до -0.8 Гц, которое быстро (через $1 \div 2$ мин) закончилось. Перед стартом в течение 30 мин наблюдался слабо выраженный квазипериодический процесс с $T \approx 8$ мин, $f_{da} \approx 0.1 \div 0.2$ Гц. В 04:40 зафиксирован кратковременный эффект “рассыпания” спектра, который повторился в интервалах времени 05:29 ÷ 05:35 и 05:55 ÷ 06:05. В остальные промежутки времени ионосфера оставалась спокойной.

Опишем вариации ДС в ночное время.

Запуск сверхлегкой ракеты типа “Пегас” (см. табл. 1) имел место 23 октября 1998 г. в 00:02. Примерно за 1 ч до старта ракеты ионосфера была слабо возмущенной, наблюдался слабый квазипериодический процесс, уширение ДС обычно не превышало $0.2 \div 0.3$ Гц. В интервале времени 00:14 ÷ 00:24 оно достигло 0.5 Гц, это же повторялось с 00:40 до 01:40. Особенно значительное уширение ($0.6 \div 0.7$ Гц) ДС имело место с 01:10 до 01:25, а уменьшение f_d достигало 0.5 Гц. Далее ДС оставался в основном одномодовым, величина $f_d \approx 0.3$ Гц.

Восход Солнца в нижней части F-области ионосферы начался примерно в 02:25, после чего замечены значительные вариации ДС, которые продолжались не менее 1.5 ч.

(Перечисленные выше ракеты стартовали с космодромов США).

Старт ракеты “Ариан” с космодрома Куру имел место в 23:28 (рис. 9). С 22:00 до 23:00 спектр сигнала был преимущественно многомодовым, а в интервале времени 23:10 ÷ 00:20 – в основном одномодовым. Лишь с 23:32 до 23:40 наблюдалось его уширение. После 00:25 в течение примерно 40 мин имел место хорошо выраженный квазипериодический процесс с переменным периодом и амплитудой около 0.4 Гц. Последующие 20 мин ионосфера оставалась спокойной, а после 01:40 начали проявляться эффекты утреннего терминатора.

Глобальные возмущения при посадке космических аппаратов

При посадке КА ему заблаговременно сообщается тормозной импульс. Например, аппаратам “Спейс Шаттл” за $70 \div 80$ мин до посадки сообщается импульс $10^7 \div 10^8$ Н·с длительностью $10 \div 10^2$ с, мощность реактивной струи составляет $10^8 \div 10^9$ Вт, а ее энергия – $10^9 \div 10^{10}$ Дж. С учетом того, что тормозной импульс сообщается двигателями, находящимися непосредственно в плазме, их энергетики достаточно для возникновения крупномасштабных и даже глобальных возмущений в ионосфере.

Для примера на рис. 10 показаны вариации ДС, сопутствовавшие включению двигателей при торможении КА “Дискавери” 12 июня 1998 г. в 18:00. В интервале времени 15:50 ÷ 16:45 ионосфера была средне возмущенной, наблюдалась многолучевость и квазипериодический процесс с $T \approx 8 \div 10$ мин и $f_{da} \approx 0.1 \div 0.2$ Гц. С 16:47 до 17:00 зафиксировано “рассыпание” спектров сигнала, которое в меньшей степени повторялось в интервалах времени 17:07 ÷ 17:18 и 17:37 ÷ 17:56. Примерно с 18:10 в течение 25 мин ионосфера оставалась слабо возмущенной; с 18:35 до 19:30 опять наблюдался эффект “рассыпания”

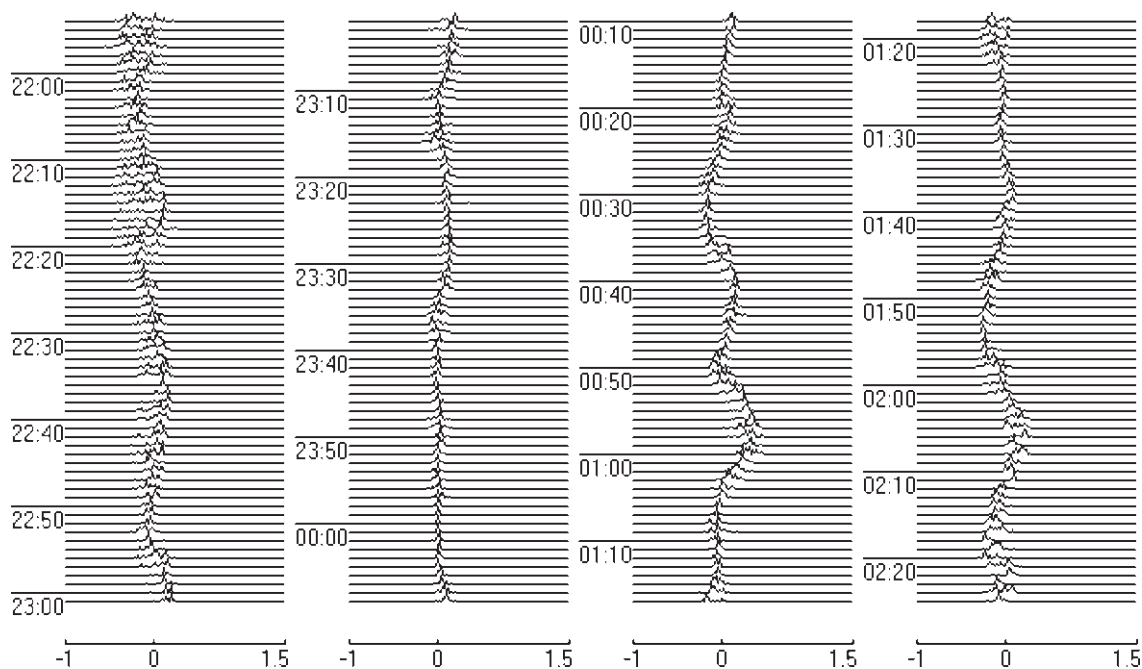


Рис. 9. Вариации ДС на частоте 3.5 МГц при старте КА "Ариан" 21-22 марта 2000 г.

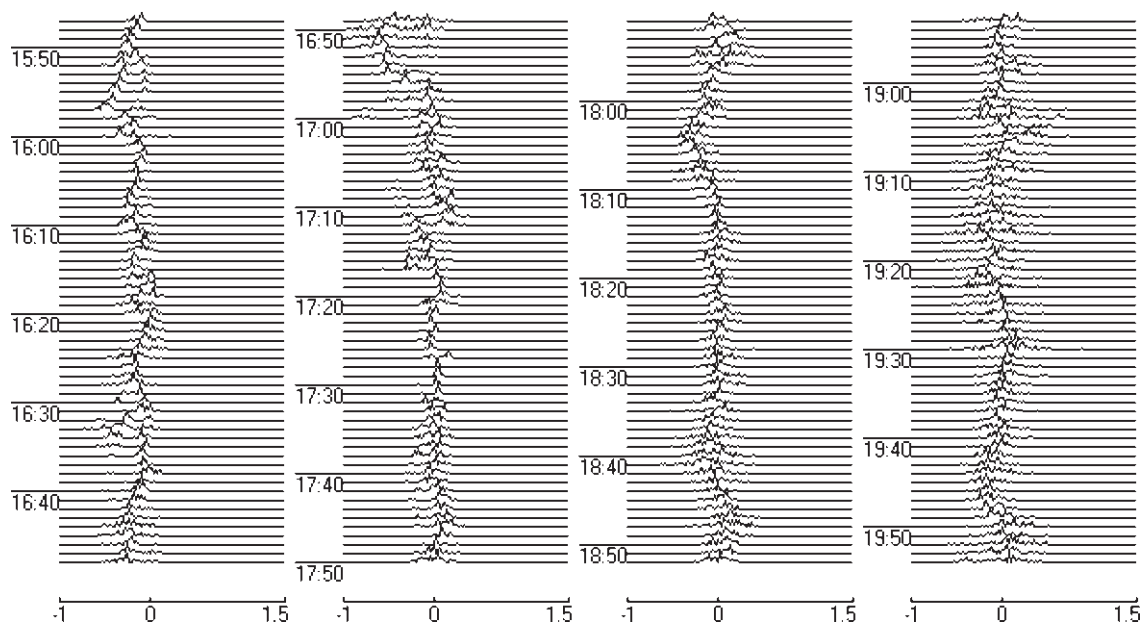


Рис. 10. Вариации ДС на частоте 3.0 МГц при посадке КА "Дискавери" 12 июня 1998 г.

спектров, после 19:30 отмечено некоторое ослабление указанного эффекта. Добавим, что на уровне Земли заход Солнца имел место в 19:11, а на уровне отражения радиоволны – примерно на час позже.

На рис. 11 показаны вариации ДС, сопутствовавшие посадке КА того же типа 7 ноября 1998 г. в 17:04. В интервале времени 14:35 ÷ 15:24 в ионосфере наблюдался квазипериодический процесс с $T \approx 10$ мин и

$f_{da} \approx 0.2 \div 0.4$ Гц, сигнал оставался одно-модовым или двухмодовым с небольшим отклонением второй моды по частоте. С 15:24 по 16:05 возникло резкое уменьшение f_d на $0.5 \div 0.6$ Гц, а с 15:46 до 15:50 – даже на 1 Гц. Следующее значительное падение f_d зафиксировано в интервале времени 16:22 ÷ 16:55, причем с 16:42 до 16:55 сигнал был двухмодовым с разницей доплеровских частот до 1 Гц. После 17:00 ионосфера в течение 1 ч остается слабо возмущенной. В интервале времени 18:00 ÷ 18:50 опять наблюдаются заметные вариации f_d , не превышающие 0.5 Гц, и двухмодовость сигнала. Следует указать, что на уровне Земли заход Солнца имел место примерно в 14:30, а в нижней части F-области ионосферы почти на 1 ч позже.

Рассмотрим далее вариации ДС в ночное время при посадке КА “Дискавери” 28 декабря 1999 г. в 00:01 (рис. 12). На уровне Земли заход Солнца наблюдался около 14:00, так что к 18:00÷19:00 переходные процессы, вызванные вечерним терминатором, закончились. В течение всей ночи ДС имел ширину $0.2 \div 0.3$ Гц. С 21:40 до 22:30 доплеровское смещение частоты было незначительным ($\leq 0.1 \div 0.2$ Гц). В 22:35 возник квазипериодический процесс, который длился около 1 ч, $f_{da} \approx 0.2$ Гц, $T \approx 12 \div 15$ мин. Интересно, что с 22:55 до 23:40 постоянная составляющая в длиннопериодном спектре уменьшалась примерно на 0.3 Гц, в этом спектре появились несвойственные F-области ионосферы гармоники с периодом 2, 4 и 8 мин. В интервалах времени 23.40÷00.10 и 00.45÷01.30 величина $f_d \approx \text{const}$. С 00:10 до 00:45 и после 01:30 опять наблюдался квазипериодический процесс с амплитудой $f_{da} \approx 0.2$ Гц и $T \approx 20$ и 12 мин соответственно.

Обсуждение

Обратимся к рис. 1-4. Общим для них является то, что с запаздыванием по отношению к моменту старта $\Delta t \approx 60 \div 80$ мин (для ночи и дня соответственно) в спектрах наблюдается появление дополнительной моды, сдвинутой на $0.2 \div 0.3$ Гц в сторону меньших

доплеровских частот или “рассыпание” ДС. Продолжительность этих эффектов составляет $5 \div 10$ мин. По величинам $R \approx 2055$ км (расстояние между космодромом и пунктом наблюдения) и $\Delta t \approx 60 \div 80$ мин можно оценить кажущуюся скорость распространения возмущения. Она оказывается приблизительно равной $410 \div 570$ м/с. Скорость такого порядка имеют акустические волны [16]. Мощность звука от ракетных двигателей составляет $(1 \div 3) \cdot 10^7$ Вт. Акустическая энергия, распространяясь от места старта ракеты сначала в виде ударной, а затем обычной акустической волны, достигает высоты $z \approx 150$ км за время $\delta t \approx 6 \div 7$ мин; ракета достигла этих высот несколько раньше ($\delta t_1 \approx 4$ мин). Важно, что в ионосфере скорость ракеты значительно превышает скорость звука. Поэтому КА является источником ударных волн. В ионосфере возбуждаются и распространяются акусто-гравитационные волны (АГВ). Известно, что акустические волны имеют скорость [16]

$$v = \sqrt{\frac{\gamma k T_a}{M}},$$

где $\gamma = 1.4$ – показатель адиабаты, k – постоянная Больцмана, T_a – температура атмосферного газа, M – средняя молекулярная масса.

Время распространения звуковых волн в ионосфере по горизонтали в дневное время равно $\Delta t' = \Delta t - \delta t_1 \approx 76$ мин (здесь $\delta t_1 \approx 4$ мин). Ракета, двигаясь преимущественно на восток, при этом удалена от места наблюдения на $R \approx 2300$ км. Тогда скорректированное значение скорости $v' = R/\Delta t' = 500$ м/с. При $M \approx 4.6 \cdot 10^{-26}$ кг температура $T_a \approx 575$ К, что соответствует температуре газа в атмосфере на высоте $z \approx 140$ км. Эта высота близка к высоте отражения волны в дневное время.

При старте ракеты “Энергия” $\Delta t' \approx 62$ мин, $v' \approx 620$ м/с, а $T_a \approx 880$ К. Такая температура характерна для высоты $z \approx 175$ км (примерно равной высоте отражения радиоволны с частотой 4.6 МГц). Важно, что с ростом f растет высота отражения волны и значения v' и T_a .

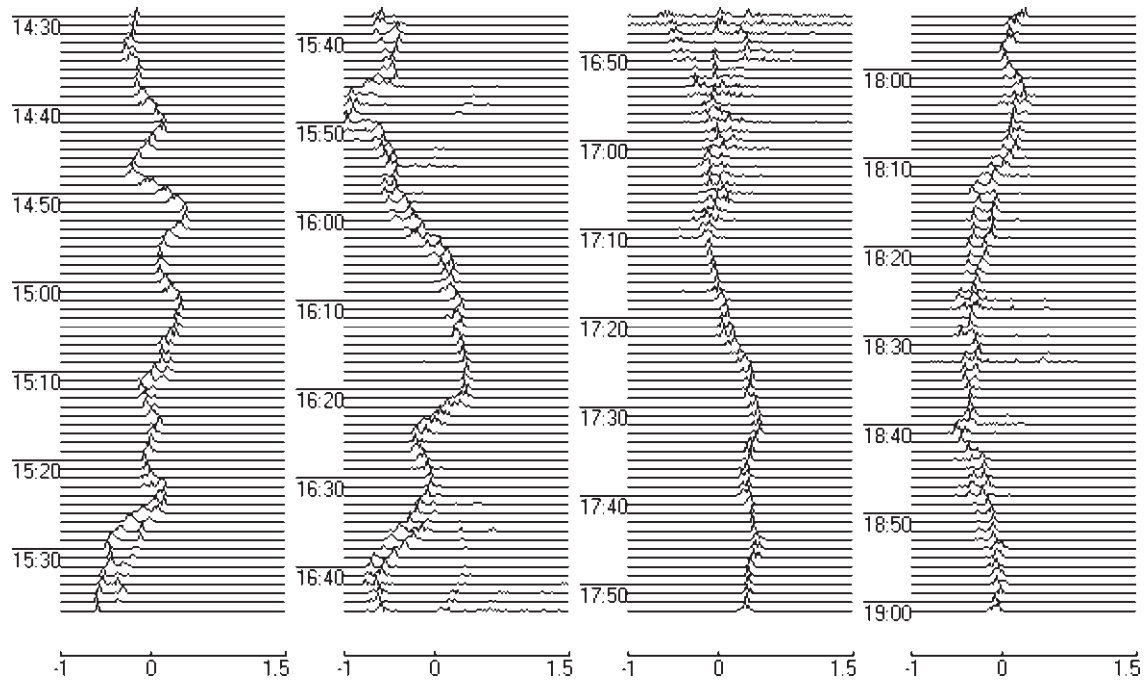


Рис. 11. Вариации ДС на частоте 3.0 МГц при посадке КА "Дискавери" 7 ноября 1998 г.

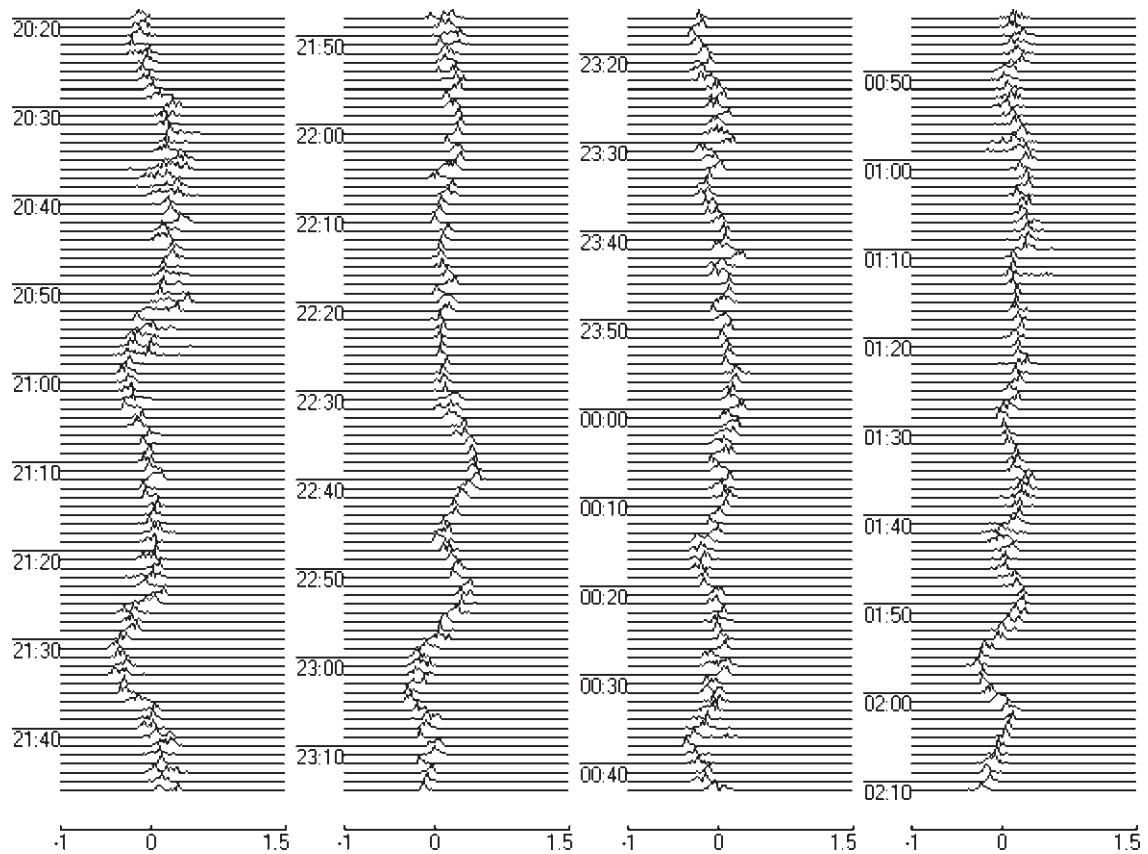


Рис. 12. Вариации ДС на частоте 3.5 МГц при посадке КА "Дискавери" 27-28 декабря 1999 г.

При стартах в ночное время $\Delta t \approx 57 \div 58$ мин, $v' \approx 700$ м/с, а $T_a \approx 1000$ К. Такая температура наблюдается на высоте $z \approx 250$ км, где происходит отражение зондирующей волны.

При старте ракеты с космодрома Плесецк картина похожая. Возмущение акустического типа в дневное время имеет запаздывание около $\Delta t \approx 55$ мин, скорректированное значение $\Delta t' \approx 51$ мин. При $R' \approx 1500$ км имеем $v' \approx 500$ м/с, т. е. практически такую же скорость, что и для стартов на космодроме Байконур. В ночное время $\Delta t' \approx 36$ мин, $v' \approx 700$ м/с, а $T_a \approx 1000$ К.

Акустическая волна является как бы передним фронтом, за ней приходит сильно диспергирующая АГВ, имеющая скорость несколько сотен метров в секунду. В результате этого в ионосфере возникают неоднородности различных масштабов, приводящие к наблюдаемому эффекту “рассыпания” спектров сигнала. Этот процесс длится от десятков минут до $1 \div 2$ ч (см. рис. 1, 4).

Что касается более быстрых возмущений, сопутствующих старту ракеты, при помощи данного метода они наблюдаются нерегулярно. Вскоре после старта ракеты, $\Delta t \approx 2 \div 4$ мин, квазипериодические процессы в ионосфере возникали в экспериментах 21 марта и 18 октября 1999 г. (см. рис. 1, 4). Этому запаздыванию соответствует скорость $v \approx 10 \div 20$ км/с. Такую скорость имеют гиротропные волны, которые распространяются в магнитоактивной плазме E- и F-областей [16]. Поскольку 21 марта и 5 июля 1999 г. стартовали ракеты одного и того же типа (“Протон”), но 5 июля вскоре после старта КА квазипериодические процессы не возникли, нельзя исключить, что наблюдавшееся 21 марта колебание могло быть естественного происхождения. Правда, необходимо иметь в виду, что первый старт имел место ночью, а второй – днем, т. е. в существенно различающихся условиях. Нельзя не учитывать и того факта, что 5 июля ракета взорвалась на высоте около 120 км, не достигнув, возможно, области эффективной генерации гиротропных волн. Что же касается акустического импульса от взрыва, то он, по-видимому, наблюдался с 15:04 до 15:05 и с 15:08 до 15:09.

Обсудим глобальные возмущения. Проанализировано 32 старта КА различных типов, в том числе 19 стартов с космодромов США. Что касается ракеты “Пегас”, то она, по-видимому, слишком маломощная, чтобы вызвать глобальные возмущения. Наблюдения за ней производились скорее для сравнения возможных эффектов от ракет различной массы и мощности.

Для КА, стартующих с космодромов США и Франции, достаточно устойчивая реакция ионосферы наблюдалась чаще всего через $60 \div 80$ мин после их пуска (табл. 5). Траектории ракет различались, что может объяснить вариации задержки от 60 до 100 мин. Если

Таблица 5. Параметры глобальных возмущений

Тип ракеты (носитель КА)	Количество наблюдений	Запаздывание, мин	Длительность, мин
“Спейс Шаттл”	5	60÷80	5 ÷ 15
“Ариан”	4	60÷65	40÷60
“Дельта”	8	70÷80	5 ÷ 10
“Атлас”	4	70÷100	~10
“Титан”	1	70	5
“Пегас”	1	40; 90	10÷ 20

принять, что в среднем $R \approx 10000$ км, то кажущаяся скорость $v \approx 2 \div 3$ км. Такую скорость в ионосфере имеют медленные МГД-волны [16]. Они относятся к слабозатухающим и поэтому могут быть ответственными за глобальные возмущения. Представляется правдоподобным следующий механизм передачи возмущений. Возмущения вызываются не работой двигателей нулевой и первой ступеней в приземной атмосфере, а функционированием двигателей других ступеней (маневровых двигателей). И хотя их мощность существенно меньше, следует учесть, что они инжектиру-

ют продукты сгорания непосредственно в плазму. При этом в ней эффективно возбуждаются волны электромагнитной и МГД-природы. Нередко наблюдались возмущения, имеющие запаздывания около $6 \div 7$ мин ($R \approx 9000 \div 10000$ км), длительностью в десятки минут. Им соответствует скорость порядка 25 км/с. Такую скорость имеют уже упомянутые гиротропные волны.

Обсудим, наконец, возможные глобальные эффекты при посадке КА. Проанализировано 6 посадок аппаратов типа “Спейс Шаттл”. Достаточно устойчивая реакция возникла за $70 \div 90$ мин до посадки, ее продолжительность – десятки минут. Например, при посадке КА 28 декабря 1999 г. запаздывание возмущений по отношению к включению тормозного импульса (27 декабря в 22.48) составило около 12 мин. Эта задержка определена по уменьшению постоянной составляющей в длиннопериодном спектре ДС доплеровского смещения частоты и появлению новых гармоник с $T \approx 2, 4$ и 8 мин, не свойственных F-области ионосферы. Кажущаяся скорость распространения возмущений – несколько десятков километров в секунду. Скорее всего, при посадке КА возмущения также переносятся при помощи гиротропных волн.

Вторая группа квазипериодических возмущений имеет запаздывание $\Delta t \approx 80$ мин, $\Delta T \approx 40$ мин, $T \approx 10$ и 20 мин. Если эти процессы связаны с включением тормозных двигателей, то их кажущаяся скорость распространения порядка единиц километров в секунду. Такую скорость, как уже отмечалось, имеют медленные МГД-волны.

Выводы

1. Акустические возмущения (звук и АГВ) от ракетных двигателей распространяются в ионосфере на расстояния не менее 2300 км (для тяжелых ракет и ракет средней тяжести). Часто после прихода указанных возмущений ионосфера на высотах F-области турбулизуется и возникает эффект “рассыпания” доплеровских спектров.

Нередко на расстояниях до 2300 км от ракеты наблюдаются возмущения, более быст-

рые, чем акустические. Их скорость составляет $10 \div 20$ км/с. В качестве переносчика при этом могут выступать гиротропные волны. Это утверждение, впрочем, требует дополнительных исследований.

2. При стартах КА в ионосфере наблюдаются возмущения на удалении порядка 10000 км. Механизм их генерации может быть связан как с работой наиболее мощных маршевых двигателей в приземной атмосфере, так и с функционированием менее мощных двигателей последних ступеней и маневровых двигателей в ионосфере. Второе объяснение более предпочтительно, так как понятен механизм генерации электромагнитных волн и волн МГД-типа в плазме реактивной струей. По-видимому, такими волнами являются гиротропные волны. По данным наших наблюдений их скорость составляла $10 \div 25$ км/с.

3. Примерно за $60 \div 80$ мин до посадки КА в ионосфере фиксируются возмущения длительностью в несколько десятков минут, связанные, скорее всего, с включением тормозных (маневровых) двигателей. Кажущаяся скорость распространения этих возмущений около $10 \div 20$ км/с. Вторая группа возмущений имеет $v \approx 2 \div 3$ км/с.

4. В рассмотренных экспериментах наблюдались три группы скоростей: $0.5 \div 0.7$ км/с и менее, $2 \div 3$ км/с и $10 \div 25$ км/с. По-видимому, им соответствуют акусто-гравитационные, медленные МГД и гиротропные волны.

Авторы благодарны В. А. Подносу, С. Г. Чулакову и С. Н. Шаптале за помощь в организации и проведении экспериментов, а Ю. Б. Милованову – за помощь в обработке результатов.

Литература

1. M. Mendillo. Adv. Space Res. 1988, **8**, No. 1, pp. 51-62.
2. H. G. Booker. Geophys. Res. 1961, **66**, No. A4, pp. 1073-1079.
3. M. Mendillo, G. S. Hawkins, and J. A. Klobuchar. J. Geophys. Res. 1975, **80**, No. 6, pp. 2217-2228.
4. M. Mendillo. In: Proc. Int. Symp. Active Exp. Space. Paris, 1983, pp. 285-292.

5. P. A. Bernhardt. J. Geophys. Res. 1987, **92**, No. A5, pp. 4617-4628.
6. В. Д. Карлов, С. И. Козлов, Г. Н. Ткачев. Космические исследования. 1980, **18**, №2, с. 266-277.
7. D. E. Cotten, W. L. Donn, A. Oppenheim. Geophys. J. Roy. Astron. Soc. 1971, **26**, No. 1-4, pp. 1496-1507.
8. П. М. Нагорный, Ю. Е. Тарашук. Изв. вузов. Физика. 1993, **36**, №10, с. 98-107.
9. П. М. Нагорный. Изв. вузов. Радиофизика. 1999, **42**, №1, с. 36-44.
10. К. П. Гармаш, В. Т. Розуменко, О. Ф. Тырнов, А. М. Цымбал, Л. Ф. Черногор. Зарубежная радиоэлектроника. Успехи современной радиоэлектроники. 1999, №7, с. 3-15.
11. L. F. Chernogor, K. P. Garmash, L. S. Kostrov, V. T. Rozumenko, O. F. Tyrnov, A. M. Tsybal. Радиофизика и радиоастрономия. 1998, 3, №2, с. 181-190.
12. К. П. Гармаш, В. Т. Розуменко, О. Ф. Тырнов, А. М. Цымбал, Л. Ф. Черногор. Зарубежная радиоэлектроника. Успехи современной радиоэлектроники. 1999, №8, с. 3-19.
13. Космонавтика. Энциклопедия. Москва, Советская энциклопедия, 1985, 528 с.
14. К. Гэтханд. Космическая техника. Москва, Мир, 1986, 295 с.
15. Л. С. Костров, В. Т. Розуменко, Л. Ф. Черногор. Радиофизика и радиоастрономия. 1999, **4**, №3, с. 209-226
16. В. М. Сорокин, Г. В. Федорович. Физика медленных МГД-волн в ионосферной плазме. Москва, Энергоатомиздат, 1982, 136 с.

**Doppler Radar Measurements
of the Disturbances
in the Bottomside Ionosphere,
Associated with Space Vehicle Launches
and Maneuvering System Burns**

**L. S. Kostrov, V. T. Rozumenko,
L. F. Chernogor**

Ionospheric disturbances associated with rocket launches from different points and rocket burns in the ionosphere are discussed. At distances of $R \leq 2500$ km from launch sites, acoustic disturbances are observed with a speed of $v \approx 500 \div 700$ m/s, and wave processes with $v \approx 10 \div 20$ km/s and the period $T \sim 10$ min. The observed global-scale disturbances are rather caused by maneuvering orbit system burns (stages 2 – 4). The delays for launching sites in the USA are of 60÷80 min. The disturbance speed is no less than 10 km/s. Sixty to eighty minutes before the landing of space shuttles, perturbations in the ionosphere also appear with duration of the order of tens of minutes. Apparently, they are caused also by maneuvering orbit system burns. Generally, during launch and maneuvering orbit system burn, wave processes are observed with apparent speeds of $\sim 0.5 \div 0.7$, $2 \div 3$, and $10 \div 20$ km/s.