

ПОШИРЕННЯ РАДІОХВИЛЬ І ДИСТАНЦІЙНЕ ЗОНДУВАННЯ

WAVE PROPAGATION AND REMOTE SENSING

DOI: <https://doi.org/10.15407/rpra27.01.026>
УДК 550.388

Л. Ф. ЧОРНОГОР

Харківський національний університет імені В. Н. Каразіна
майдан Свободи, 4, м. Харків, 61022, Україна
E-mail: Leonid.F.Chernogor@gmail.com

ВЕЛИКОМАСШТАБНІ ЗНИЖЕННЯ КОНЦЕНТРАЦІЇ ЕЛЕКТРОНІВ У F-ОБЛАСТІ ЙОНОСФЕРИ ВЗДОВЖ ТРАЄКТОРІЇ СТАРТУЮЧОЇ РАКЕТИ

Предмет і мета роботи. Предметом дослідження є область зниженої концентрації електронів (іоносферна «діра»), яка виникає у F-області іоносфери під дією вихлопного струменя ракети. Метою роботи є виклад результатів спостереження й аналізу іоносферних «дір», утворених впродовж старту з космодрому Капустін Яр і польоту ракет «Космос» середнього класу важкості. Раніше для цього космодрому та типу ракети такі дослідження не виконувалися.

Методи і методологія. Наведено результати спостережень, що виконувались на космодромі Капустін Яр за допомогою рухомого доплерівського радара вертикального зондування. Сигнал биття між прийнятим й опорним сигналами піддавався спектральній обробці, за результатами якої виділено основну моду доплерівського зміщення частоти та побудовано часові залежності цієї величини. Для загального контролю за станом іоносфери використовувався розташований поблизу іонозонд.

Результати. За допомогою доплерівського радара вертикального зондування, що був розташований поблизу місця старту ракети середнього класу важкості «Космос», вперше визначено основні параметри «діри» у F-області іоносфери та супутніх квазіперіодичних варіацій концентрації електронів. Встановлено, що розмір іоносферних «дір» був не меншим за 300 км, а зниження концентрації електронів сягало $\approx 50\%$. Така оцінка добре узгоджується з даними закордонних дослідників, які спостерігали ефекти від стартів ракет важкого та надважкого класів. Важливо, що ракетне паливо, використане для цих стартів, істотно відрізнялося. Швидкість поширення фронту «діри» становила близько 140 м/с. Утворення «діри» супроводжувалося квазіперіодичними варіаціями доплерівського зміщення частоти внаслідок розсіяння радарного сигналу на флуктуаціях електронної концентрації при поширенні атмосферних гравітаційних та інфразвукових хвиль. Для атмосферних гравітаційних хвиль значення періоду коливалося від 7 до 20 хв, а для інфразвуку він становив близько 2 хв. Відносні амплітуди квазіперіодичних збурень електронної концентрації відповідно склали $\approx 0.3 \div 1.5\%$ та $\approx 0.02 \div 0.03\%$.

Висновки. Ракети середнього класу (маса — сотні тонн) здатні створювати «діри» в іоносфері розміром у декілька сотень кілометрів зі зменшенням концентрації електронів у F-області більше ніж удвічі.

Ключові слова: ракета «Космос», іоносфера, доплерівське зміщення частоти, іоносферна «діра», параметри «діри», концентрація електронів, хвильові збурення.

1. Вступ

Старт і політ ракети здійснюють сейсмічний, динамічний, тепловий, хімічний, електромагнітний та акустичний вплив на навколишнє середовище

[1—4]. Вздовж траєкторії руху ракети утворюються збурення всіх параметрів атмосфери та геокосмосу, а також геофізичних полів. Електромагнітні, магнітогідродинамічні та акустико-гра-

Цитування: Чорногор Л. Ф. Великомасштабні зниження концентрації електронів у F-області іоносфери вздовж траєкторії стартуючої ракети. *Радіофізика і радіоастрономія*. 2022. Т 27. № 1. С. 26—37. <https://doi.org/10.15407/rpra27.01.026>

© Publisher PH «Akademperiodyka» of the NAS of Ukraine, 2022. This is an open access article under the CC BY-NC-ND license (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/>)

вітаційні хвилі, що виникають за цих обставин, здатні поширюватися практично в глобальних масштабах [2, 3].

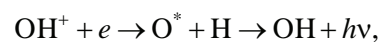
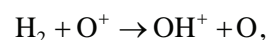
Одним з ефектів, що супроводжують політ ракети, є утворення так званих іоносферних «дір» поблизу сліду ракети, тобто областей зниженої концентрації електронів. Уперше цей ефект було виявлено ще в 1959 р. під час запуску штучного супутника Землі (ШСЗ) *Vanguard II* [5] і пізніше описано авторами [6, 7]. В подальшому він спостерігався при старті надпотужної ракети *Saturn—V*, яка виводила на орбіту станцію *Skylab* [8, 9]. Дослідження іоносферних «дір» було продовжене авторами [10—18]. Установлено основні закономірності їх утворення й еволюції.

Для діагностики збурень, супутніх стартам і польотам ракет, використовувались оптичні [9, 11—13] та радіофізичні методи. До останніх відносяться методи ефекту Фарадея, вертикального зондування, трансіоносферного зондування, некогерентного розсіяння [19, 20] та інші методи [21, 22]. За даними мережі іонозондів установлено, що розмір «дір» досягає 1000 км, час існування — 4 ÷ 6 год, зменшення концентрації електронів — 40 % вночі та 50 % вдень. За даними методу некогерентного розсіяння, ефект досягає 50 і 87 % відповідно в нічний і денний час [12—15].

Утворення іоносферних «дір» часто супроводжується генерацією або підсиленням хвильової активності [1—4, 10, 23].

Огляд механізмів утворення «дір» наведено в роботах [1, 3, 10, 13]. Головна причина їх виникнення полягає в значному порушенні фотохімічних властивостей іонізованих частинок унаслідок викидів у іоносферу продуктів згоряння ракетного палива. Встановлено [13], що викид молекул H_2O , H_2 , N_2 , CO_2 і CO на висотах $z \geq 200$ км призводить до утворення молекулярних іонів H_2O^+ , OH^+ , O_2^+ і CO_2^+ , швидкість рекомбінації яких у сотні та навіть тисячі разів перевищує швидкість дисоціації й рекомбінації в природних умовах. У незбуреній F-області іоносфери характерний час рекомбінації становить $\sim 10^3 \div 10^4$ с [24, 25], а в збуреній — на п'ять порядків менше [13].

Приклад рівнянь хімічних реакцій наступний [13]:



де O^* — збуджений атом O ; $h\nu$ — енергія кванту, що випромінюється.

Швидкість розвитку іоносферної «діри» та її геометрія, час розвитку та релаксації істотно залежать від її висоти, часу доби та стану космічної погоди, а також місця розташування космодрому, маси та складу ракетного палива. Швидкість розширення фронту «діри» здебільшого визначається процесом дифузії головних легких компонент продуктів горіння (H_2), а час існування залежить від процесу дифузії важкіших молекул (H_2O , N_2 , CO_2 та ін.).

Вивчення іоносферних «дір» та їх впливу на поширення радіохвиль і роботу радіосистем, як і раніше, залишається актуальною задачею (див., наприклад, [26—32]).

Становить інтерес дослідження особливостей утворення іоносферних «дір» під час старту та польоту ракети «Космос», що створювалась на заводі «Южмаш» (м. Дніпро, Україна).

Метою цієї роботи є виклад результатів спостереження й аналізу іоносферних «дір», утворених впродовж старту ракет «Космос» з космодрому Капустін Яр та подальшого польоту. Раніше для цього космодрому та типу ракети такі дослідження не виконувалися.

2. Загальні відомості про ракету «Космос»

Ракета «Космос» вироблялась заводом «Южмаш» з 1967 р. Основні параметри ракети наведено в табл. 1. Її маса відповідає середньому класу важкості.

Ракета експлуатувалась на космодромах Капустін Яр і Плесецьк. У цій роботі наводяться результати спостережень збурень в іоносфері під час стартів з космодрому Капустін Яр з географічними координатами: 48.57° пн. ш., 46.30° сх. д.

Нами виконано аналіз результатів спостережень за збуреннями в іоносфері, що супроводжували 22 старту ракет в 1980-х рр.

3. Засоби та методи

Для спостереження за іоносферними збуреннями, що можуть викликатися стартами та польотами ракет, використовувались як стаціонарні, так і рухомі радіотехнічні комплекси [33]. Перші розміщено в Радіофізичній обсерваторії ХНУ імені В. Н. Каразіна.

Для спостережень на космодромі Капустін Яр використовувався рухомий доплерівський радар вер-

тикального зондування. Його основні параметри надані в табл. 2. Похибка оцінки доплерівського зміщення частоти (ДЗЧ) була не гірше за 0.01 Гц, а роздільна здатність за частотою складала 7.8 і 15.6 мГц при обробці на інтервалах часу 128 і 64 с відповідно.

Реєстрація комплексного когерентного відбитого сигналу виконувалась на магнітну стрічку, а для візуального контролю працездатності радара — на стрічку самописця.

Сигнал биттів прийнятого й опорного сигналів піддавався спектральній обробці, за результатами якої виділялася основна мода ДЗЧ та будувалися часові залежності ДЗЧ.

Для загального контролю за станом іоносфери використовувався розташований поблизу йонозонд.

4. Результати спостережень

Наведемо характерні приклади спостережень іоносферних «дір».

4.1. Старт ракети 18 вересня 1985 р.

Часові варіації ДЗЧ $f_d(t)$, які супроводжували нічний (01:32 за місцевим часом, LT) старт раке-

ти «Космос», наведено на рис. 1. Горизонтальна відстань між проекцією траєкторії ракети та місцем розташування радара складала $R \approx 100$ км. З рис. 1 можна бачити, що до старту ракети флуктуації ДЗЧ були $f_d \leq 0.1$ Гц. Приблизно за 8 хв після старту, протягом часового відрізка $t \approx 5.4$ хв, спостерігалось стрімке зростання ДЗЧ від 0 до $|-0.9|$ Гц. Далі, протягом приблизно 6 хв, спостерігалось $f_d \approx |-0.9|$ Гц. Потім відмічалось швидке зменшення ДЗЧ від $|-0.9|$ до $|-0.3|$ Гц, котре тривало близько 5.4 хв. За 35 хв після старту ракети значення ДЗЧ ставало додатним і змінювалося в межах $0.1 \div 0.3$ Гц. Через 80 хв ДЗЧ дорівнювало $f_d \approx 0$ Гц.

На повільні варіації ДЗЧ накладалися квазіперіодичні зміни з періодом $T_1 \approx 15 \div 20$ хв, амплітудою $f_{da1} \approx 0.12$ Гц і $T_2 \approx 1.6 \div 2.3$ хв, $f_{da2} \approx 2.3$ мГц. До старту ракети були наявними також квазіперіодичні варіації з періодом $T_3 \approx 5 \div 7$ хв й амплітудою $f_{da3} \approx 20 \div 30$ мГц.

4.2. Старт ракети 23 вересня 1985 р.

Ракета того ж типу стартувала також у нічний час (02:41 LT). Відстань між траєкторією ракети та міс-

Таблиця 1. Основні відомості про ракету «Космос»

Космодром	Капустін Яр, Плесецьк
Стартова маса, т	105.4
Довжина, м	32.4
Діаметр, м	2.4
Перший ступінь:	
тяга, кН	1486
імпульс, с	291
час роботи, с	170
повна маса, т	86.5
маса палива, т	18.16
витрата палива, кг/с	477
Другий ступінь:	
тяга, кН	157.5
імпульс, с	303
час роботи, с	1620
повна маса, т	18.9
маса палива, т	17.2
витрата палива, кг/с	10.6
Нахил площини орбіти ШСЗ, що виводились	66°, 74° і 83°
Максимальна висота орбіти, км	1700
Паливо	C ₂ H ₈ N ₂ (гептил)

Таблиця 2. Параметри доплерівського радара вертикального зондування

Діапазон частот, МГц	1.5 ÷ 24
Імпульсна потужність радіопередавального пристрою, кВт	1
Тривалість імпульсу, мс	0.2 ÷ 1.0
Період повторення імпульсів, мс	5 ÷ 20
Смуга пропускання радіоприймального тракту, Гц	10
Відносна нестабільність частоти	10 ⁻¹¹
Тип антени	вертикальні схрещені ромби
Ширина діаграми спрямованості антени	30° ÷ 60°
Коефіцієнт підсилення антени	5 ÷ 20
Відношення сигнал/шум на виході радіоприймального тракту:	
денний час	10 ³ ÷ 10 ⁴
нічний час	10 ⁴ ÷ 10 ⁵
Роздільна здатність за частотою на інтервалах обробки 64 і 128 с, мГц	15.6 і 7.8

цем розташування радару складала $R \approx 200$ км. І до, і після старту ракети відмічались квазіперіодичні варіації ДЗЧ з $T \approx 12 \div 14$ хв і $f_{da} \approx \approx 0.04 \div 0.06$ Гц (рис. 2). За 10 хв після старту ракети ДЗЧ $f_d \approx 0$ Гц, а через 20 хв спостерігалось стрімке зростання ДЗЧ від $|-0.1|$ до $|-0.8|$ Гц, яке тривало протягом 6.3 хв. Далі, впродовж наступних 8.1 хв $f_d \approx -0.75$ Гц. Потім спостерігалось зменшення ДЗЧ від $|-0.75|$ до $|-0.14|$ Гц, яке тривало близько 8.1 хв. За 50 хв після старту ракети спочатку $f_d \approx 0$ Гц, а потім значення ДЗЧ флюктувало в межах $0 \div 0.1$ Гц.

4.3. Старт ракети 14 жовтня 1989 р.

У цьому експерименті $R \approx 100$ км. На відміну від розглянутих вище подій ракета стартувала приблизно за 30 хв до заходу Сонця на висоті 250 км, де у вечірній час відбивалась радіохвиля з частотою $f = 3.7$ МГц.

Приблизно за 9 хв після старту ракети спостерігалось зростання ДЗЧ від 0 до $|-0.6|$ Гц, яке тривало близько 5 хв (рис. 3). За 20 хв після старту відмічалось зменшення ДЗЧ від $|-0.6|$ до $|-0.25|$ Гц. Потім спостерігалось його зростання від $|-0.25|$ до $|-0.6|$ Гц, яке змінилось падінням від $|-0.6|$ до

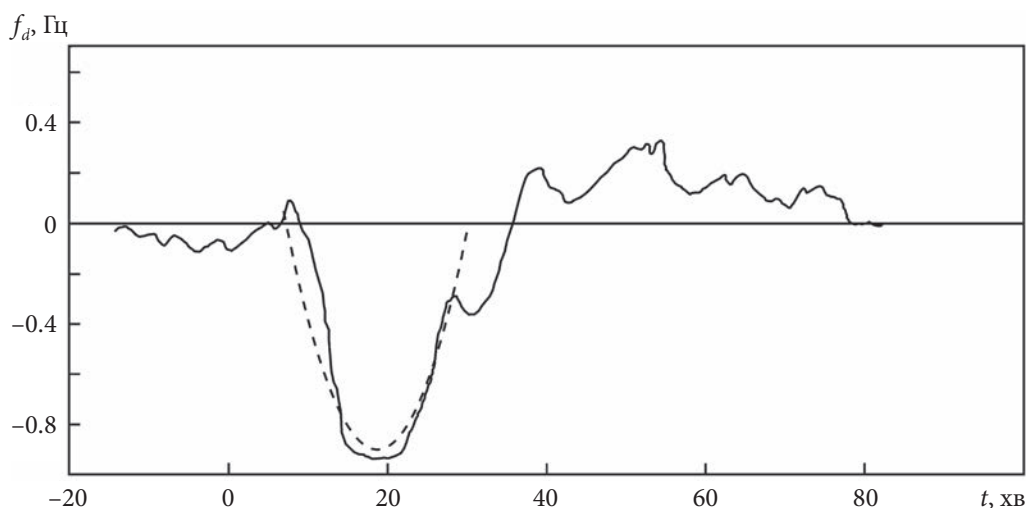


Рис. 1. Часові варіації ДЗЧ, які супроводжували старт ракети «Космос» з космодрому Капустін Яр 18 вересня 1985 р. (тут і далі штрихова лінія — аналітична апроксимація, час відраховується від моменту старту ракети)

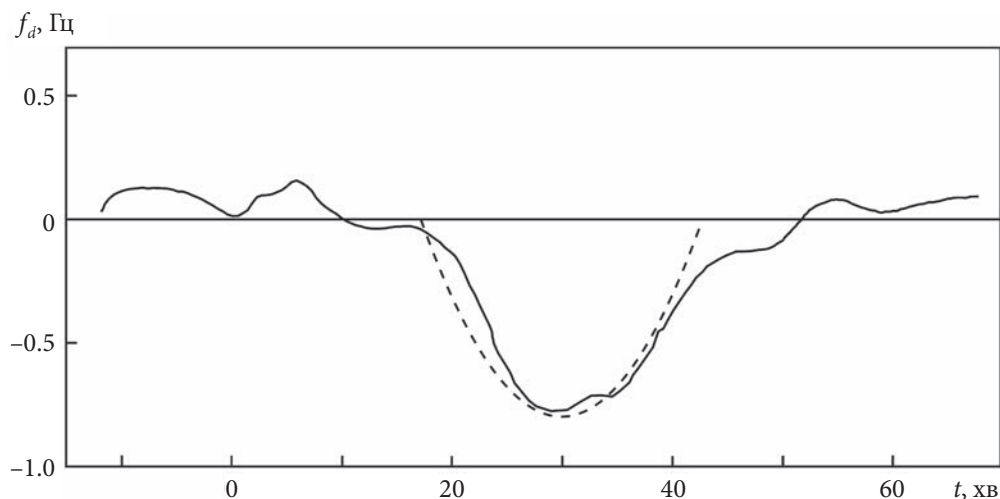


Рис. 2. Часові варіації ДЗЧ, які супроводжували старт ракети «Космос» з космодрому Капустін Яр 23 вересня 1985 р.

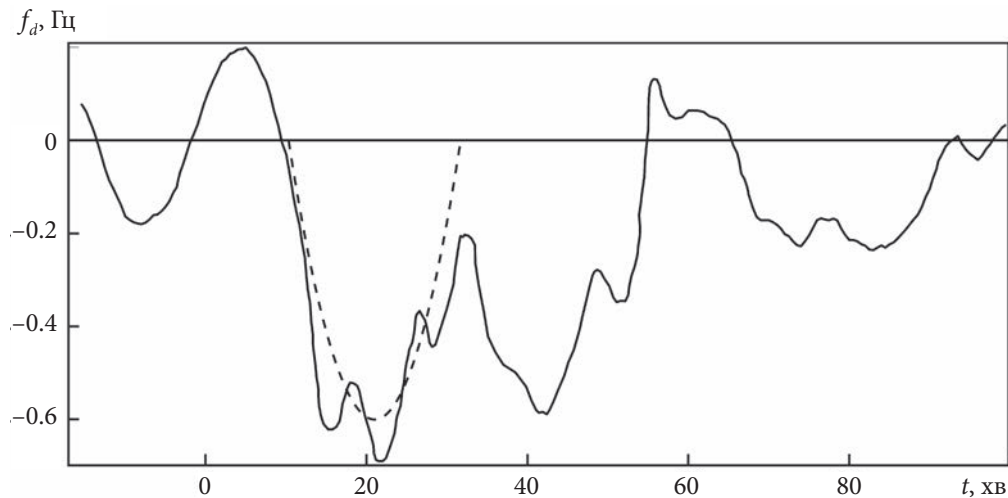


Рис. 3. Часові варіації ДЗЧ, які супроводжували старт ракети «Космос» з космодрому Капустін Яр 14 жовтня 1989 р.

0 Гц. Це тривало близько 25 хв. Повторне зменшення ДЗЧ тривалістю близько 25 хв було викликано заходом Сонця у F -області йоносфери та в цій роботі детальніше розглядатися не буде.

Через 55 хв після старту ракети ДЗЧ спочатку флюктувало в межах $0 \div 0.1$ Гц, а потім протягом 30 хв було від'ємним із мінімальним значенням $f_{d\min} \approx -0.23$ Гц.

На повільні варіації ДЗЧ накладалися квазіперіодичні коливання з періодом $T \approx 6 \div 7.7$ хв і амплітудою $f_{da} \approx 0.05 \div 0.10$ Гц.

5. Результати розрахунків

За результатами вимірювань часових залежностей ДЗЧ можемо оцінити низку параметрів іоносферних збурень.

5.1. Зв'язок ДЗЧ зі збуреннями концентрації електронів

В рамках моделі ізотропної недисипативної йоносфери ДЗЧ при вертикальному зондуванні можна записати як [34]

$$f_d = -2 \frac{f}{c} \int_0^{z_r} \frac{\partial n}{\partial t} dz, \quad (1)$$

де f — частота радіохвилі, c — швидкість світла у вакуумі, t — поточний час, z_r — висота відбиття радіохвилі, n — показник заломлення. Для n справедливий наступний вираз:

$$n^2 = 1 - \frac{f_p^2}{f^2} = 1 - \frac{kN}{f^2}, \quad (2)$$

де f_p — плазмова частота; $k = f_p^2/N$ — коефіцієнт, який не залежить від N . Оскільки $N(t) = N_0 + \Delta N(t)$, де N_0 — незбурене значення концентрації електронів, а $\Delta N(t)$ — її збурення, з (1) із урахуванням (2) отримуємо

$$f_d = \frac{k}{cf} \int_0^{z_r} \frac{1}{n} \frac{\partial \Delta N}{\partial t} dz. \quad (3)$$

Основний внесок в ДЗЧ дає область йоносфери поблизу області відбиття радіохвилі, де $n \approx 0$. Вдалині від неї $n \approx 1$. Припускаючи, що в середньому в шарі йоносфери, який дає основний внесок в ДЗЧ, $n \approx 1/2$, і замінюючи інтеграл в (3) його оцінкою, отримуємо, що

$$\begin{aligned} f_d &\approx \frac{2k}{cf} \frac{\partial \Delta N}{\partial t} L = \\ &= 2 \frac{f}{c} \frac{f_p^2}{f^2} \left(\frac{1}{N} \frac{\partial \Delta N}{\partial t} \right) L \approx 2 \frac{f}{c} \frac{\partial \delta_N}{\partial t} L, \end{aligned} \quad (4)$$

де поблизу області відбиття можна прийняти $f_p \approx f$; $\delta_N = \Delta N/N$; L — товщина шару йоносфери, який дає основний внесок в ДЗЧ.

Із співвідношення (4) випливає, що

$$\delta_N(t) = \frac{c}{2fL} \int_0^t f_d(t) dt. \quad (5)$$

Для обчислення δ_N слід знати залежність $f_d(t)$.

5.2. Параметри іоносферних «дір»

З рис. 1—3 випливає, що часова залежність ДЗЧ після старту ракети є близькою до параболічної.

Апроксимуємо її виразом

$$f_d(t) \approx f_d(t_{\min}) \left[1 - \left(\frac{t - t_{\min}}{t_1} \right)^2 \right], \quad (6)$$

де t_{\min} – момент часу, за якого спостерігається мінімальне значення ДЗЧ $f_{d\min}$; t_1 – напівширина параболи, за якою $f_d(\pm t_1) = 0$. Введемо $t' = t - t_{\min}$ та перепишемо (6) у вигляді

$$f_d(t') \approx f_{d\min} \left[1 - \left(\frac{t'}{t_1} \right)^2 \right], \quad (7)$$

де t' змінюється від $-t_1$ до $+t_1$. Тоді найбільше зменшення N можна оцінити, з урахуванням (5) і (7), із співвідношення

$$\delta_N = \frac{c}{2L} \frac{f_{d\min}}{f} \int_{-t_1}^{t_1} \left[1 - \left(\frac{t'}{t_1} \right)^2 \right] dt' = \frac{2}{3} \frac{ct_1}{L} \frac{f_{d\min}}{f}. \quad (8)$$

Результати оцінок δ_N за формулою (8) і $N_0/N = 1/(1 + \delta_N)$ наведено в табл. 3, з якої видно, що для різних стартів δ_N змінюється незначно. Водночас концентрація електронів в іоносферній «дірі» зменшується більш ніж удвічі. Отримані оцінки δ_N і N_0/N дещо занижені, оскільки загальна тривалість збурення ΔT не набагато перевищувала модельне значення $2t_1$.

Додамо, що масштаб L оцінювався, виходячи з профілів $N(z)$, котрі було отримано за допомогою розташованого поруч іонозонду. В нічний час радіохвиля з частотою 3.7 МГц відбивалась вище 300 км, де $L \approx 60$ км, а у вечірній час 14 жовтня 1989 р. — нижче 300 км, де $L \approx 40$ км.

5.3. Рух області відбиття радіохвиль

Зменшення концентрації електронів неминуче супроводжувалося переміщенням області відбиття зондувальної радіохвилі зі швидкістю $v(t)$ та прискоренням $a(t)$. При цьому [34]

$$f_d(t) = -2 \frac{v}{c} f,$$

звідки

$$v(t) = -\frac{c}{2} \frac{f_d(t)}{f}, \quad (9)$$

$$v_{\max} = -\frac{c}{2} \frac{f_{d\min}}{f}.$$

Результати оцінок $v_{\max} \approx 24 \div 36.5$ м/с також наведено в табл. 3.

Підставляючи (6) в (9) та інтегруючи, отримуємо часову залежність для зміщення області відбиття радіохвилі:

$$\Delta z_r(t') = \frac{3}{4} \Delta z_{r\max} \left[\frac{t'}{t_1} - \frac{1}{3} \left(\frac{t'}{t_1} \right)^3 + \frac{2}{3} \right],$$

де

$$\Delta z_{r\max} = \Delta z_r(t_1) = -\frac{2}{3} ct_1 \frac{f_{d\min}}{f} = -\delta_N L. \quad (10)$$

Результати обчислень $\Delta z_{r\max}$ за співвідношенням (10) також наведено в табл. 3.

Із (7) і (9) випливає

$$v(t') = -\frac{c}{2} \frac{f_{d\min}}{f} \left[1 - \left(\frac{t'}{t_1} \right)^2 \right],$$

отже, можна визначити прискорення (гальмування) під час руху області відбиття радіохвилі:

$$a(t') = \frac{dv}{dt'} = \frac{ct'}{t_1^2} \frac{f_{d\min}}{f}. \quad (11)$$

Для $t' = \pm t_1$ з (11) отримуємо

$$|a_{\max}| = \frac{c}{t_1} \frac{f_{d\min}}{f} = \frac{3}{2} \frac{\Delta z_{r\max}}{t_1^2}.$$

Таблиця 3. Основні параметри радіосигналу й іоносфери

Дата	18 вересня 1985 р.	23 вересня 1985 р.	14 жовтня 1989 р.
$f_{d\min}$, Гц	-0.9	-0.8	-0.6
t_1 , хв	11.5	12.8	10.7
t_{\min} , хв	18.7	30	21
ΔT , хв	26	34	22
L , км	60	60	40
δ_N , %	-0.56	-0.55	-0.53
N_0/N	2.3	2.2	2.1
v_{\max} , м/с	36.5	32.4	24.3
$\Delta z_{r\max}$, км	34	33	21
$ a_{\max} $, м/с ²	0.11	0.08	0.08
T_1 , хв	15 ÷ 20	12 ÷ 14	6 ÷ 7.7
f_{da1} , Гц	0.12	0.04 ÷ 0.06	0.05 ÷ 0.10
δ_{Na} , %	1.2 ÷ 1.5	0.3 ÷ 0.5	0.3 ÷ 0.7
T_2 , хв	1.6 ÷ 2.3	—	—
f_{da2} , Гц	0.023	—	—
δ_{Na} , %	0.02 ÷ 0.03	—	—

Модуль прискорення (гальмування) є максимальним на початку (наприкінці) руху та складає близько 0.1 м/с^2 (див. табл. 3).

5.4. Хвильові збурення в іоносфері

Значення амплітуди відносних збурень концентрації електронів можна оцінити, виходячи зі співвідношення [35]

$$\delta_{Na} = \frac{cT}{4\pi L} \frac{f_{da}}{f}. \quad (12)$$

Результати оцінок за формулою (12) також наведено в табл. 3. Як можна бачити, δ_{Na} змінювалась від сотих часток відсотка до $1 \div 1.5 \%$.

6. Обговорення

6.1. Іоносферна «діра»

Виконані спостереження показали, що не лише ракети важкого та надважкого класів США можуть створювати іоносферні «діри» (табл. 4). Вітчизняна ракета «Космос», яка за класифікацією автора знаходиться на границі між класами легких та середніх ракет (маса близько 100 т), здатна утворювати «глибокі» іоносферні «діри». Важливим є і те, що пальне ракети «Космос» (гептил) істотно відрізняється від пального ракети Saturn—V (суміш водню з киснем). За рахунок цього, як виявилось, зменшення концентрації електронів під час старту ракети «Космос» складає $\approx 50 \%$ на відстанях $R \approx 100 \div 200 \text{ км}$, що є близьким до того, що спостерігалось під час стартів більш важких ракет.

Важливо, що горизонтальний розмір іоносферної «діри» складав декілька сотень кілометрів (до 300 км).

Великомасштабні іоносферні «діри» виникають переважно у F -області іоносфери, де середовище

є достатньо розрідженим, отже, процеси дифузії стають визначальними. Утворені внаслідок хімічних реакцій іони H_2O^+ та H_2^+ у кінцевому підсумку активно рекомбінують з електронами, що призводить до зменшення N на десятки відсотків.

Розмір іоносферних «дір» у D - та E -областях є істотно меншим, оскільки тут коефіцієнт дифузії відповідно на 6 і $4 \div 5$ порядків менший, ніж на висоті 300 км (див. далі). Проте іоносферні «діри» виявляються навіть на висотах $\approx 60 \text{ км}$, де N зменшується приблизно вдвічі [31].

Горизонтальний розмір «дір» залежить від низки факторів, зокрема від процесів інжекції продуктів згоряння ракетного палива, розширення високотемпературного (температура $3000 \div 4000 \text{ К}$) струменя високого тиску (одиниці—десятки атмосфер) та дифузії інжекттованих продуктів.

Початковий поперечний розмір струменя становить порядку десятків метрів, а повздовжній — сотень метрів. Після розширення струменя до вирівнювання тисків його діаметр складає [10]

$$d \approx 2 \sqrt{\frac{F}{p_0}},$$

де F — тяга ракетного ступеня, p_0 — тиск у незбуреній атмосфері. Швидкість розширення є близькою до звукової ($\approx 600 \div 800 \text{ м/с}$ на висотах $z \approx 300 \div 400 \text{ км}$).

Результати розрахунків горизонтального розміру збуреної вихлопним струменем області в іоносфері наведено в табл. 5. З табл. 5 видно, що розмір d не перевищує декількох кілометрів і декількох десятків кілометрів в D - і E -області відповідно, в той час як у F -області він на два-три порядки більший.

Для ракети «Космос» $d \approx 80, 235$ і 520 км на висотах 200, 300 і 400 км відповідно. На висо-

Таблиця 4. Класифікація ракет і вироблені ефекти

Клас ракети	Маса ракети, т	Маса палива II ступеня, т	Число молекул води, 10^{29}	Розмір «діри», км	Тяга II ступеня, кН	Діаметр збуреної області, км		
						$z = 200$	$z = 300$	$z = 400$
Надлегка	< 30	< 10	< 1.5	70 ÷ 100	< 50	< 45	< 135	< 300
Легка	31 ÷ 100	10 ÷ 20	1.5 ÷ 5	100 ÷ 200	51 ÷ 150	45 ÷ 80	135 ÷ 235	300 ÷ 520
Середня	101 ÷ 300	21 ÷ 50	5 ÷ 15	200 ÷ 300	151 ÷ 500	80 ÷ 140	235 ÷ 410	520 ÷ 900
Важка	301 ÷ 1000	51 ÷ 150	15 ÷ 50	300 ÷ 600	501 ÷ 1500	140 ÷ 250	410 ÷ 740	900 ÷ 1640
Надважка	1001 ÷ 3000	151 ÷ 500	50 ÷ 150	600 ÷ 1000	1500 ÷ 5000	250 ÷ 440	740 ÷ 1300	1640 ÷ 2840
Суперважка	> 3000	> 500	> 150	> 1000	> 5000	> 440	> 1300	> 2840

тах 300 ÷ 350 км, де в нічний час відбивалась радіохвиля зондування, $d \approx 200 \div 400$ км, що й забезпечувало спостереження N на відстанях $\approx 100 \div 200$ км. При стартах важкіших ракет $d \approx 140 \div 3000$ км (див. табл. 5), а розмір іоносферних «дір» становить щонайменше 1000 км [1, 3, 13].

Оцінимо далі швидкість розширення іоносферної «діри». Для цього скористаємося даними вимірювань. Так, 18 і 23 вересня 1985 р. стрімке падіння ДЗЧ в цих експериментах, що виконувались за схожих умов, розпочалось за 8 і 20 хв після старту ракети на відстанях $R \approx 100$ і 200 км відповідно. Звідси маємо оцінку швидкості розширення: $v_e \approx 140$ м/с. Це значення значно відрізняється від швидкості, спостережуваної в зарубіжних дослідженнях [13], а саме ≈ 1 км/с. Найімовірніше, ця швидкість залежить від висоти спостереження та складу інжектованих продуктів згоряння ракетного палива.

6.2. Хвильові збурення

18 вересня 1985 р. спостерігались збурення з часовими періодами 15 ÷ 20 хв та 1.6 ÷ 2.3 хв, котрі природньо пов'язати з генерацією атмосферних гравітаційних та інфразвукових хвиль [36]. Відносна амплітуда цих хвиль мала б складати $\approx 1.2 \div 1.5$ % і $0.02 \div 0.03$ % відповідно (див. табл. 3).

23 вересня 1985 р. спостерігались лише атмосферні гравітаційні хвилі з $T \approx 12 \div 14$ хв і $\delta_{Na} \approx 0.3 \div 0.5$ %.

14 жовтня 1989 р. реєструвались коливання з $T \approx 7$ хв, $\delta_{Na} \approx 0.3 \div 0.7$ %. У всіх випадках часовий період атмосферних гравітаційних хвиль

лише незначно перевищував період Брента—Вьясяля [36], який в F-області іоносфери збільшується зі зростанням висоти приблизно від 6 ÷ 7 до 10 ÷ 15 хв.

6.3. Вплив на поширення радіохвиль

Як видно з викладеного, іоносферні «діри» являють собою великомасштабні збурення, що можуть існувати принаймні протягом декількох годин. Дефіцит концентрації електронів у 50 ÷ 90 % призводить до зменшення частотної ємності іоносферного каналу зв'язку приблизно в 1.5 ÷ 3 рази. Найсуттєвіший вплив іоносферні «діри» спричиняють на поширення декаметрових радіохвиль. Водночас збурення в іоносфері, створені польотом ракети з працюючим двигуном, впливають на характеристики радіохвиль в діапазонах від ВНЧ до НВЧ, помітно змінюючи всі характеристики радіохвиль: ДЗЧ, поляризацію, фазу, швидкість і час поширення. Виникають ефекти багатопроменевого поширення і розсіяння радіохвиль, а також зміна їхніх променевих траєкторій. Усе це призводить до погіршення тактико-технічних параметрів радіосистем різного призначення, до яких відносяться системи телекомунікації, радіонавігації, радіолокації та дистанційного зондування середовищ (див., наприклад, [28, 37]).

На думку автора [12], «діри» розширюють можливості низькочастотної ($f < 10$ МГц) радіоастрономії.

7. Основні результати

1. За допомогою доплерівського радара вертикального зондування, що розмістився поблизу місця

Таблиця 5. Горизонтальний розмір збуреної струменем ракети області в іоносфері після вирівнювання тиску (в кілометрах)

Висота, км (тиск p_0 , Па)	Тяга ракети, кН					
	100	200	500	1000	2000	5000
60 (10)	0.2	0.3	0.5	0.6	0.9	1.4
80 (1)	0.5	0.6	1	1.4	2.0	3.2
100 (0.1)	2	2.8	4.5	6.3	8.9	14.1
120 (10^{-2})	4.5	6.3	10	14.1	20	31.6
150 (10^{-3})	20	28.3	44.7	63	89.4	141.4
200 (10^{-4})	44.7	63.2	100	141	200	316
300 (10^{-5})	200	283	447	632	894	1414
400 ($2 \cdot 10^{-6}$)	447	632	1000	1414	2000	3160

старту ракети середнього класу «Космос», вперше визначено основні параметри «діри» в F -області йоносфери та супутніх квазіперіодичних варіацій концентрації електронів.

2. Установлено, що розмір іоносферних «дір» становив щонайменше 300 км, а зменшення концентрації електронів досягало $\approx 50\%$, що добре узгоджується з даними зарубіжних дослідників, які спостерігали ефекти стартів ракет важкого та надважкого класів. Важливо, що ракетне паливо,

використане для різних стартів, істотно різнилося. Швидкість поширення фронту «діри» складала близько 140 м/с.

3. Утворення «діри» супроводжувалося квазіперіодичними варіаціями ДЗЧ зондувальної радіохвилі. Для атмосферних гравітаційних хвиль період коливався від 7 до 20 хв, а в разі інфразвуку він становив близько 2 хв. Відносна амплітуда квазіперіодичних збурень концентрації електронів складала відповідно $\approx 0.3 \div 1.5$ і $\approx 0.02 \div 0.03\%$.

БІБЛІОГРАФІЧНИЙ СПИСОК

1. *Экологические проблемы и риски воздействий ракетно-космической техники на окружающую природную среду: Справочное пособие*. Под ред. В. В. Адушкина, С. И. Козлова, А. В. Петрова. Москва: Анкил, 2000. 640 с.
2. Черногор Л. Ф. *Радиофизические и геомагнитные эффекты стартов ракет: монография*. Харьков: ХНУ имени В. Н. Каразина, 2009. 386 с.
3. Chernogor L. F. and Blaunstein N. *Radiophysical and Geomagnetic Effects of Rocket Burn and Launch in the Near-the-Earth Environment*. Boca Raton, London, New York: CRC Press, 2013. 542 p.
4. *Воздействие ракетно-космической техники на окружающую природную среду*. Под ред. В. В. Адушкина, С. И. Козлова, М. В. Сильникова. Москва: ГЕОС, 2016. 795 с.
5. Booker H. G. A local reduction of F -region ionization due to missile transit. *J. Geophys. Res.* 1961. Vol. 66, Is. 4. P. 1073—1079. DOI: 10.1029/JZ066i004p01073
6. Jackson J. E., Whale H. A., and Bauer S. J. Local ionospheric disturbance created by a burning rocket. *J. Geophys. Res.* 1962. Vol. 67, Is. 5. P. 2059—2061. DOI: 10.1029/JZ067i005p02059
7. Felker J. K. and Roberts W. T. Ionospheric rarefaction following rocket transit. *J. Geophys. Res.* 1966. Vol. 71, Is. 19. P. 4692—4694. DOI: 10.1029/JZ071i019p04692
8. Mendillo M., Hawkins G. S., and Klobuchar J. A. A Large-Scale Hole in the Ionosphere Caused by the Launch of Skylab. *Science*. 1975. Vol. 187, Is. 4174. P. 343—346. DOI: 10.1126/science.187.4174.343
9. Mendillo M., Hawkins G. S., and Klobuchar J. A. A sudden vanishing of the ionospheric F region due to the launch of Skylab. *J. Geophys. Res.* 1975. Vol. 80, Is. 16. P. 2217—2228. DOI: 10.1029/JA080i016p02217
10. Карлов В. Д., Козлов С. И., Ткачев Г. Н. Крупномасштабные возмущения в ионосфере, возникающие при полете ракеты с работающим двигателем. *Космические исследования*. 1980. Т. 18, № 2. С. 266—277.
11. Mendillo M. The effect of rocket launches on the ionosphere. *Adv. Space Res.* 1981. Vol. 1, Is. 2. P. 275—290. DOI: 10.1016/0273-1177(81)90302-1
12. Mendillo M., Baumgardner J., Allen D. P., Foster J., Holt J., Ellis G. R. A., Klekociuk A., and Reber G. Spacelab-2 Plasma Depletion Experiments for Ionospheric and Radio Astronomical Studies. *Science*. 1987. Vol. 238, Is. 4831. P. 1260—1264. DOI: 10.1126/science.238.4831.1260
13. Mendillo M. Ionospheric holes: A review of theory and recent experiments. *Adv. Space Res.* 1988. Vol. 8, Is. 1. P. 51—62. DOI: 10.1016/0273-1177(88)90342-0
14. Bernhardt P. A., Kashiwa B. A., Tepley C. A., and Noble S. T. Spacelab 2 Upper Atmospheric Modification Experiment Over Arecibo. I — Neutral Gas Dynamics. *Astrophys. Lett. Commun.* 1988. Vol. 27, No. 3. P. 169—181.
15. Bernhardt P. A., Swartz W. E., Kelly M. C., Sulzer M. P., and Noble S. T. Spacelab 2 Upper Atmospheric Modification Experiment Over Arecibo. II — Plasma dynamics. *Astrophys. Lett. Commun.* 1988. Vol. 27, No. 3. P. 183—198.
16. Stone M. L., Bird L. E., and Balsler M. A Faraday rotation measurement on the ionospheric perturbation produced by a burning rocket. *J. Geophys. Res.* 1964. Vol. 69, Is. 5. P. 971—978. DOI: 10.1029/JZ069i005P00971
17. Bernhardt P. A., Ballenthin J. O., Baumgardner J. L., Bhatt A., Boyd I. D., Burt J. M., Caton R. G., Coster A., Erickson P. J., Huba J. D., Earle G. D., Kaplan C. R., Foster J. C., Groves K. M., Haaser R. A., Heelis R. A., Hunton D. E., Hysell D. L., Klenzing J. H., Larsen M. F., Lind F. D., Pedersen T. R., Pfaff R. F., Stoneback R. A., Roddy P. A., Rodriguez S. P., San Antonio G. S., Schuck P. W., Siefring C. L., Selcher C. A., Smith S. M., Talaat E. R., Thomason J. F., Tsunoda R. T., and Varney R. H. Ground and Space-Based Measurement of Rocket Engine Burns in the Ionosphere. *IEEE Trans. Plasma Sci.* 2012. Vol. 40, No. 5. P. 1267—1286. DOI: 10.1109/TPS.2012.2185814
18. Nakashima Y. and Heki K. Ionospheric Hole Made by the 2012 North Korean Rocket Observed with a Dense GNSS Array in Japan. *Radio Sci.* 2014. Vol. 49, Is. 7. P. 497—505. DOI: 10.1002/2014RS005413
19. Zinn J., Sutherland C. D., Stone S. N., Duncan L. M., and Behnke R. Ionospheric effects of rocket exhaust products — HEAO-C and Skylab. *J. Atmos. Terr. Phys.* 1982. Vol. 44, Is. 12. P. 1143—1171. DOI: 10.1016/0021-9169(82)90025-3
20. Wand R. H. and Mendillo M. Incoherent scatter observations of an artificially modified ionosphere. *J. Geophys. Res. Space Phys.* 1984. Vol. 89, Is. A1. P. 203—215. DOI: 10.1029/JA089iA01p00203

21. Горелый С. И., Лампей В. К., Никольский А. В. Ионосферные эффекты стартов космических аппаратов. *Геомагнетизм и аэронавигация*. 1994. Т. 34, № 3. С. 158—161.
22. Акимов В. Ф., Калинин Ю. К., Платонов Т. Д., Тулинова Г. Г., Шустов Э. И. Эффект развития следа баллистической ракеты в среднеширотной ионосфере. *Геомагнетизм и аэронавигация*. 2000. Т. 40, № 4. С. 137—140.
23. Бурмака В. П., Таран В. И., Черногор Л. Ф. Волновые возмущения в ионосфере, сопутствовавшие стартам ракет на фоне естественных переходных процессов. *Геомагнетизм и аэронавигация*. 2004. Т. 44, № 4. С. 518—534.
24. Брунелли Б. Е., Намгалдзе А. А. *Физика ионосферы*. Москва: Наука, 1988. 528 с.
25. Schunk R. and Nagy A. *Ionospheres: Physics, Plasma Physics, and Chemistry*. New York: Cambridge University Press, 2009. 628 p.
26. Li G., Ning B., Abdu M., Wang C., Otsuka Y., Wan W., Lei J., Nishioka M., Tsugawa T., Hu L., Yang G., and Yan C. Daytime F-region irregularity triggered by rocket-induced ionospheric hole over low latitude. *Prog. Earth Planet. Sci.* 2018. Vol. 5, Is. 1. id. 11. DOI: 10.1186/s40645-018-0172-y
27. Ssessanga N., Kim Y. H., Choi B., and Chung J.-K. The 4D-var Estimation of North Korean Rocket Exhaust Emissions Into the Ionosphere. *J. Geophys. Res. Space Phys.* 2018. Vol. 123, Is. 3. P. 2315—2326. DOI: 10.1002/2017JA024596
28. Zhu J., Fang H., Xia F., Wan T., and Tan X. Numerical Simulation of Ionospheric Disturbance Generated by Ballistic Missile. *Adv. Math. Phys.* 2019. Vol. 2019. id. 7935067. DOI: 10.1155/2019/7935067
29. Savastano G., Komjathy A., Shume E., Vergados P., Ravanelli M., Verkhoglyadova O., Meng X., and Crespi M. Advantages of Geostationary Satellites for Ionospheric Anomaly Studies: Ionospheric Plasma Depletion Following a Rocket Launch. *Remote Sens.* 2019. Vol. 11, Is. 14. id. 1734. DOI: 10.3390/rs11141734
30. Bowden G. W., Lorrain P., and Brown M. Numerical Simulation of Ionospheric Depletions Resulting From Rocket Launches Using a General Circulation Model. *J. Geophys. Res. Space Phys.* 2020. Vol. 125, Is. 6. id. e2020JA027836. DOI: 10.1029/2020JA027836
31. Saha K., De B. K., Paul B., and Guha A. Satellite launch vehicle effect on the Earth's lower ionosphere: A case study. *Adv. Space Res.* 2020. Vol. 65, Is. 11. P. 2507—2514. DOI: 10.1016/j.asr.2020.02.026
32. Zhu J. and Fang H. Research on the disturbance of ballistic missile to ionosphere by using 3D ray tracing method. *Adv. Space Res.* 2020. Vol. 65, Is. 3. P. 933—942. DOI: 10.1016/j.asr.2019.10.028
33. Черногор Л. Ф., Гармаш К. П., Поднос В. А., Тырнов О. Ф. Радиофизическая обсерватория Харьковского национального университета имени В. Н. Каразина — средство для мониторинга ионосферы в космических экспериментах. Под ред. С. А. Засухи, О. П. Федорова. *Космический проект «Ионосат-Микро»*. Киев: Академперіодика, 2013. С. 160—182.
34. Davies K. *Ionospheric radio*. London: Peter Peregrinus Ltd., 1990. 603 p.
35. Черногор Л. Ф. *Физические эффекты солнечных затмений в атмосфере и геокосмосе: монография*. Харьков: ХНУ имени В. Н. Каразина, 2013. 480 с.
36. Госсард Э. Э., Хук У. Х. *Волны в атмосфере*. Москва: Мир, 1978. 532 с.
37. Ma X., Fang H., Wang S., and Chang S. Impact of the ionosphere disturbed by rocket plume on OTHR radio wave propagation. *Radio Sci.* 2021. Vol. 56, No. 4. id. e2020RS007183. DOI: 10.1029/2020RS007183

Стаття надійшла до редакції 01.09.2021

REFERENCES

1. ADUSHKIN, V. V., KOZLOV, S. I. and PETROV, A. V., eds., 2000. *The environmental problems and the risks of rocket-space technology impact on the natural environment: Handbook*. Moscow, Russia: Ankil Publ. (in Russian).
2. CHERNOGOR, L. F., 2009. *Radiophysical and Geomagnetic Effects of Rocket Engine Burn: Monograph*. Kharkiv, Ukraine: V. N. Karazin Kharkiv National University Publ. (in Russian).
3. CHERNOGOR, L. F. and BLAUNSTEIN, N., 2013. *Radiophysical and Geomagnetic Effects of Rocket Burn and Launch in the Near-the-Earth Environment*. Boca Raton, London, New York: CRC Press.
4. ADUSHKIN, V. V., KOZLOV, S. I. and SIL'NIKOV, M. V., eds., 2016. *Rocket's environmental impact*. Moscow, Russia: GEOS Publ. (in Russian).
5. BOOKER, H. G., 1961. A local reduction of F-region ionization due to missile transit. *J. Geophys. Res.* vol. 66, is. 4, pp. 1073—1079. DOI: 10.1029/JZ066i004p01073
6. JACKSON, J. E., WHALE, H. A. and BAUER, S. J., 1962. Local ionospheric disturbance created by a burning rocket. *J. Geophys. Res.* vol. 67, is. 5, pp. 2059—2061. DOI: 10.1029/JZ067i005p02059
7. FELKER, J. K. and ROBERTS, W. T., 1966. Ionospheric rarefaction following rocket transit. *J. Geophys. Res.* vol. 71, is. 19, pp. 4692—4694. DOI: 10.1029/JZ071i019p04692
8. MENDILLO, M., HAWKINS, G. S. and KLOBUCHAR, J. A., 1975. A Large-Scale Hole in the Ionosphere Caused by the Launch of Skylab. *Science*. vol. 187, is. 4174, pp. 343—346. DOI: 10.1126/science.187.4174.343
9. MENDILLO, M., HAWKINS, G. S. and KLOBUCHAR, J. A., 1975. A sudden vanishing of the ionospheric F region due to the launch of Skylab. *J. Geophys. Res.* vol. 80, is. 16, pp. 2217—2228. DOI: 10.1029/JA080i016p02217
10. KARLOV, V. D., KOZLOV, S. I. and TKACHEV, G. N., 1980. Large-scale disturbances of the ionosphere occurring during the flight of a rocket with a working engine. *Cosmic Research*. vol. 18, is. 2, pp. 266—277. (in Russian).
11. MENDILLO, M., 1981. The effect of rocket launches on the ionosphere. *Adv. Space Res.* vol. 1, is. 2, pp. 275—290. DOI: 10.1016/0273-1177(81)90302-1

12. MENDILLO, M., BAUMGARDNER, J., ALLEN, D. P., FOSTER, J., HOLT, J., ELLIS, G. R. A., KLEKOCIUK, A. and REBER, G., 1987. Spacelab-2 Plasma Depletion Experiments for Ionospheric and Radio Astronomical Studies. *Science*. vol. 238, is. 4831, pp. 1260—1264. DOI: 10.1126/science.238.4831.1260
13. MENDILLO, M., 1988. Ionospheric holes: A review of theory and recent experiments. *Adv. Space Res.* vol. 8, is. 1, pp. 51—62. DOI: 10.1016/0273-1177(88)90342-0
14. BERNHARDT, P. A., KASHIWA, B. A., TEPLEY, C. A. and NOBLE, S. T., 1988. Spacelab 2 Upper Atmospheric Modification Experiment Over Arecibo. I — Neutral Gas Dynamics. *Astrophys. Lett. Commun.* vol. 27, no. 3, pp. 169—181.
15. BERNHARDT, P. A., SWARTZ, W. E., KELLY, M. C., SULZER, M., P. and NOBLE, S. T., 1988. Spacelab 2 Upper Atmospheric Modification Experiment Over Arecibo. II — Plasma dynamics. *Astrophys. Lett. Commun.* vol. 27, no. 3, pp. 183—198.
16. STONE, M. L., BIRD, L. E. and BALSER, M. A., 1964. A Faraday rotation measurement on the ionospheric perturbation produced by a burning rocket. *J. Geophys. Res.* vol. 69, is. 5, pp. 971—978. DOI: 10.1029/JZ069I005P00971
17. BERNHARDT, P. A., BALLENTHIN, J. O., BAUMGARDNER, J. L., BHATT, A., BOYD, I. D., BURT, J. M., CATON, R. G., COSTER, A., ERICKSON, P. J., HUBA, J. D., EARLE, G. D., KAPLAN, C. R., FOSTER, J. C., GROVES, K. M., HAASER, R. A., HEELIS, R. A., HUNTON, D. E., HYSELL, D. L., KLENZING, J. H., LARSEN, M. F., LIND, F. D., PEDERSEN, T. R., PFAFF, R. F., STONEBACK, R. A., RODDY, P. A., RODRIQUEZ, S. P., SAN ANTONIO, G. S., SCHUCK, P. W., SIEFRING, C. L., SELCHER, C. A., SMITH, S. M., TALAAT, E. R., THOMASON, J. F., TSUNODA, R. T. and VARNEY, R. H., 2012. Ground and Space-Based Measurement of Rocket Engine Burns in the Ionosphere. *IEEE Trans. Plasma Sci.* vol. 40, no. 5, pp. 1267—1286. DOI: 10.1109/TPS.2012.2185814
18. NAKASHIMA, Y. and HEKI, K., 2014. Ionospheric Hole Made by the 2012 North Korean Rocket Observed with a Dense GNSS Array in Japan. *Radio Sci.* vol. 49, is. 7, pp. 497—505. DOI: 10.1002/2014RS005413
19. ZINN, J., SUTHERLAND, C. D., STONE, S. N., DUNCAN, L. M. and BEHNKE, R., 1982. Ionospheric effects of rocket exhaust products — HEAO-C and Skylab. *J. Atmos. Terr. Phys.* vol. 44, is. 12, pp. 1143—1171. DOI: 10.1016/0021-9169(82)90025-3
20. WAND, R. H. and MENDILLO, M., 1984. Incoherent scatter observations of an artificially modified ionosphere. *J. Geophys. Res. Space Phys.* vol. 89, is. A1, pp. 203—215. DOI: 10.1029/JA089iA01p00203
21. GORELY, S. I., LAMPEY, V. K. and NIKOL'SKIY, A. V., 1994. Ionospheric effects of spacecraft launches. *Geomagnetizm i aeronomiya*. vol. 34, is. 3, pp. 158—161. (in Russian).
22. AKIMOV, V. F., KALININ, YU. K., PLATONOV, T. D., TULINOVA, G. G. and SHUSTOV, E. I., 2000. The effect of ballistic missile trail development in the midlatitude ionosphere. *Geomagn. Aeron.* vol. 40, is. 4, pp. 537—540.
23. BURMAKA, V. P., TARAN, V. I. and CHERNOGOR, L. F., 2004. Ionospheric wave disturbances accompanied by rocket launches against a background of natural transient processes. *Geomagn. Aeron.* vol. 44, is. 4, pp. 476—491.
24. BRYUNELLI, B. E. and NAMGALADZE, A. A., 1988. *Physics of the ionosphere*. Moscow, Russia: Nauka Publ. (in Russian).
25. SCHUNK, R. W. and NAGY, A., 2009. *Ionospheres: Physics, Plasma Physics, and Chemistry*. New York: Cambridge University Press.
26. LI, G., NING, B., ABDU, M. A., WANG, C., OTSUKA, Y., WAN, W., LEI, J., NISHIOKA, M., TSUGAWA, T., HU, L., YANG, G. and YAN, C., 2018. Daytime F-region irregularity triggered by rocket-induced ionospheric hole over low latitude. *Prog. Earth Planet. Sci.* vol. 5, is. 1, id. 11. DOI: 10.1186/s40645-018-0172-y
27. SSESSANGA, N., KIM, Y. H., CHOI, B. and CHUNG, J.-K., 2018. The 4D-var Estimation of North Korean Rocket Exhaust Emissions Into the Ionosphere. *J. Geophys. Res. Space Phys.* vol. 123, is. 3, pp. 2315—2326. DOI: 10.1002/2017JA024596
28. ZHU, J., FANG, H., XIA, F., WAN, T. and TAN, X., 2019. Numerical Simulation of Ionospheric Disturbance Generated by Ballistic Missile. *Adv. Math. Phys.* vol. 2019, id. 7935067. DOI: 10.1155/2019/7935067
29. SAVASTANO, G., KOMJATHY, A., SHUME, E., VERGADOS, P., RAVANELLI, M., VERKHOGLYADOVA, O., MENG, X. and CRESPI, M., 2019. Advantages of Geostationary Satellites for Ionospheric Anomaly Studies: Ionospheric Plasma Depletion Following a Rocket Launch. *Remote Sens.* vol. 11, is. 14, id. 1734. DOI: 10.3390/rs11141734
30. BOWDEN, G. W., LORRAIN, P. and BROWN, M., 2020. Numerical Simulation of Ionospheric Depletions Resulting From Rocket Launches Using a General Circulation Model. *J. Geophys. Res. Space Phys.* vol. 125, is. 6. id. e2020JA027836. DOI: 10.1029/2020JA027836
31. SAHA, K., DE, B. K., PAUL, B. and GUHA, A., 2020. Satellite launch vehicle effect on the Earth's lower ionosphere: A case study. *Adv. Space Res.* vol. 65, is. 11, pp. 2507—2514. DOI: 10.1016/j.asr.2020.02.026
32. ZHU, J. and FANG, H., 2020. Research on the disturbance of ballistic missile to ionosphere by using 3D ray tracing method. *Adv. Space Res.* vol. 65, is. 3, pp. 933—942. DOI: 10.1016/j.asr.2019.10.028
33. CHERNOGOR, L. F., GARMASH, K. P., PODNOS, V. A. and TYRNOV, O. F., 2013. The V. N. Karazin Kharkiv National University Radio Physical Observatory — the tool for ionosphere monitoring in space experiments. In: S. A. ZASUKHA and O. P. FEDOROV, eds. *Space Project «Ionosat-Micro»*. Kyiv, Ukraine: Academperiodika Publ., pp. 160—182. (in Russian).
34. DAVIES, K., 1990. *Ionospheric radio*. London: Peter Peregrinus Ltd.
35. CHERNOGOR, L. F., 2013. *Physical effects of solar eclipses in atmosphere and geospace: monograph*. Kharkiv, Ukraine: V. N. Karazin Kharkiv National University Publ. (in Russian).
36. GOSSARD, E. E. and HOOKE, W. H., 1975. *Waves in the Atmosphere: Atmospheric Infrasound and Gravity Waves — Their Generation and Propagation (Vol. 2 of Developments in Atmospheric Science)*. New York: Elsevier Scientific Pub. Co.
37. MA, X., FANG, H., WANG, S. and CHANG, S., 2021. Impact of the ionosphere disturbed by rocket plume on OTHR radio wave propagation. *Radio Sci.* vol. 56, no. 4, id. e2020RS007183. DOI: 10.1029/2020RS007183

Received 01.09.2021

L. F. Chernogor

V. N. Karazin Kharkiv National University
4, Svoboda Sq., Kharkiv, 61022, Ukraine
E-mail: Leonid.F.Chernogor@gmail.com

LARGE-SCALE REDUCTIONS IN THE ELECTRON DENSITY
OF IONOSPHERIC F-REGION, OBSERVABLE ALONG ROCKET
TRAJECTORIES AT LAUNCH

Purpose. The object of the study are electron density depletions ('holes') occurring in the ionospheric F-region under the action of rocket exhaust products. The purpose is to present and discuss the results of observations concerning the ionospheric holes that were detected in the course of a number of launches of medium-lift *Kosmos* vehicles from the *Kapustin Yar* spaceport. Neither that cosmodrome, nor the rocket type had been subjects of similar analysis before.

Design/methodology/approach. The observations at the *Kapustin Yar* cosmodrome were performed with a portable vertical Doppler sounder. The beats between a reference signal and the one reflected from the ionosphere were subjected to spectral analysis, which allowed identifying the principal mode of the Doppler frequency shift and establishing time dependences of that frequency shift. An ionosonde located nearby was used for monitoring the underlying state of the ionosphere.

Findings. The measurements performed with the vertical Doppler sounder near the launch site of the medium-lift *Kosmos* rocket have allowed obtaining first estimates for the principal parameters of the ionospheric holes arising in the F-region along the vehicle trajectory, as well as for the accompanying quasi-periodic variations in the electron density. The spatial scale sizes of the holes have been found to be in excess of 300 km, while the electron density reductions may attain $\approx 50\%$. These results are in agreement with the data obtained by international researchers for effects from heavy- and super heavy-lift launch vehicles. Also, note that the types of propellant differed significantly. The propagation velocity of the hole's front edge was estimated to be ≈ 140 m/s. The hole formation was accompanied by quasi-periodic variations in the Doppler frequency shift as a result of radar signal scattering from the electron density fluctuations produced by propagating atmospheric gravity- and infrasonic waves. The atmospheric gravity waves showed periods in the range from 7 to 20 minutes, and the infrasonic waves had a period close to 2 min. The amplitudes of quasi-periodic electron density variations were estimated for the two modes to be $\approx 0.3 \div 1.5\%$ and $\approx 0.02 \div 0.03\%$, respectively.

Conclusions. Medium-lift launch vehicles (mass of a few hundred tons) are capable of forming ionospheric 'holes' of several hundred kilometers in size and of reducing the electron density in the F-region by a factor greater than 2.

Keywords: *Kosmos* type rocket, ionosphere, Doppler frequency shift, ionospheric hole, disturbance parameters, electron density, wave disturbances.