

УДК 629.78+550.388.1

Бортовий прискорювач електронів на накопичувачах-ємностях: експеримент Г60С

М. А. Леонов

Київський університет ім. Тараса Шевченка, Київ

Надійшла до редакції 17.09.97

Детально описується малогабаритний бортовий прискорювач електронів для ракетного експерименту Г60С — одна із реалізацій схеми прискорювача на ємнісних накопичувачах. Описано деякі основні технічні характеристики та робота в ході експерименту. Приведено короткий аналіз режиму роботи в ході експерименту.

1. ВСТУП

Мета даної статті — показати кількісні характеристики та якісні особливості прискорювача електронів на накопичувачах-ємностях [4, 5] на конкретному прикладі льотного зразка прискорювача для висотного магнітосферного експерименту Г60С [1, 3, 8]. Серед ракетних експериментів саме цей заслуговує особливої уваги, оскільки є унікальним за деякими характеристиками та результатами [10].

Основними задачами експерименту Г60С були вивчення потенціалу тіла, яке інжектує пучок електронів, його вольт-амперної характеристики, а також вивчення пучково-плазмового розряду, який виникає при взаємодії інжектваного пучка електронів зі штучно випущеним струменем нейтрального газу або з нейтральним газом атмосфери на малих висотах.

2. ЦИКЛОГРАМА ІНЖЕКЦІЇ

Циклограма інжекції є відправним моментом для проектування прискорювача будь-якого типу взагалі. Якщо характеристики прискорювача прямого живлення визначаються головним чином струмом та енергією інжекції, то характеристики прискорю-

вача на накопичувачах залежать ще й від тривалостей імпульсів інжекції та пауз, від їх співвідношення (скважності), від форми імпульсів. Прискорювач на накопичувачах більш чутливий до циклограм інжекції. Вона може повністю визначати не тільки характеристики, але й доцільність застосування прискорювача такого типу.

В експерименті Г60С циклограма інжекції була дуже простою (рис. 1) і складалась із «прямокутного» та трикутного імпульсів, що чергувались між собою. Проміжок часу від початку прямокутного імпульсу до початку трикутного становив 5.4 с, а від початку трикутного імпульсу до початку прямокутного — 5.2 с.

Трикутний імпульс великої тривалості ($\tau_{\text{інжТ}} \approx 0.53$ с) зі зміною напруги від 0 до 5.5 кВ був

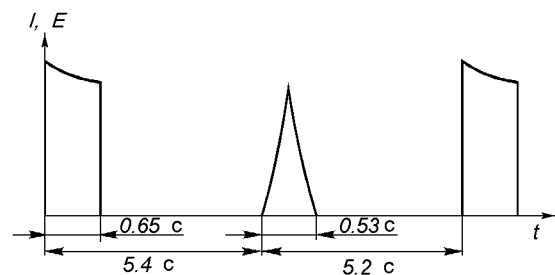


Рис. 1. Циклограма інжекції електронів в експерименті Г60С: I, E — струм та енергія інжектваного пучка

потрібний в першу чергу для детальних вимірювань вольт-амперної характеристики космічного апарата, який інжектує електрони. Передній фронт, в якому прискорююча напруга на гарматі плавно зростала від 0 до 5.5 кВ, мав тривалість 0.25 с. Задній фронт, в якому напруга спадала, тривав 0.28 с.

«Прямокутний» імпульс інжекції ($\tau_{\text{інжП}} \approx 0.65$ с) мав вершину, яка зменшувалась від 6.3 кВ, 0.5 А на початку до 4.5 кВ, 0.32 А в кінці його. Вершина дещо відрізнялась від експоненти [5], і тому розряд емнісного накопичувача визначався нелінійністю вольт-амперної характеристики гармати. Хоча горизонтальна вершина в прямокутному імпульсі була б зручною для вивчення ППР, але імпульс з монотонно падаючою вершиною додатково давав можливість просканувати вольт-амперну характеристику апарата при енергіях більших, ніж у трикутному імпульсі.

Відносно велика тривалість імпульсів інжекції була продиктована, по-перше, потребами вивчення пучково-плазмового розряду, який перед запалюванням потребував стадії попереднього накопичення плазми [2]. По-друге, бажано було врахувати можливий вплив процесів у середовищі з усіма можливими часовими константами при вимірах вольт-амперної характеристики інжектуючого апарата.

3. СХЕМА

Прискорювач був виконаний за варіантом схеми, показаним на рис. 2. Ескізний розрахунок прискорювача зроблено на основі загальних міркувань, викладених у роботах [4, 5].

Джерелом енергії для прискорення електронного пучка та живлення електронної гармати ЕГ є високовольтний емнісний накопичувач ЄН. Електронна гармата ЕГ ввімкнена послідовно в коло розряду емнісного накопичувача ЄН за допомогою лампи Л, яка може служити або простим ключем (під час інжекції «прямокутного» імпульсу), або аналоговим регулюючим елементом (під час інжекції трикутного імпульсу).

З метою стабілізації кута розбіжності інжектованого пучка α_r при будь-якому миттєвому значенні прискорюючої напруги на катоді гармати $U_{кГ}$ під час інжекції (особливо в трикутному імпульсі інжекції) застосовувалось електромагнітне фокусування інжектованого електронного пучка.

Прогноз очікуваних екстремальних режимів роботи прискорювача спирався на результати ракетних експериментів, наприклад, [9], та лаборатор-

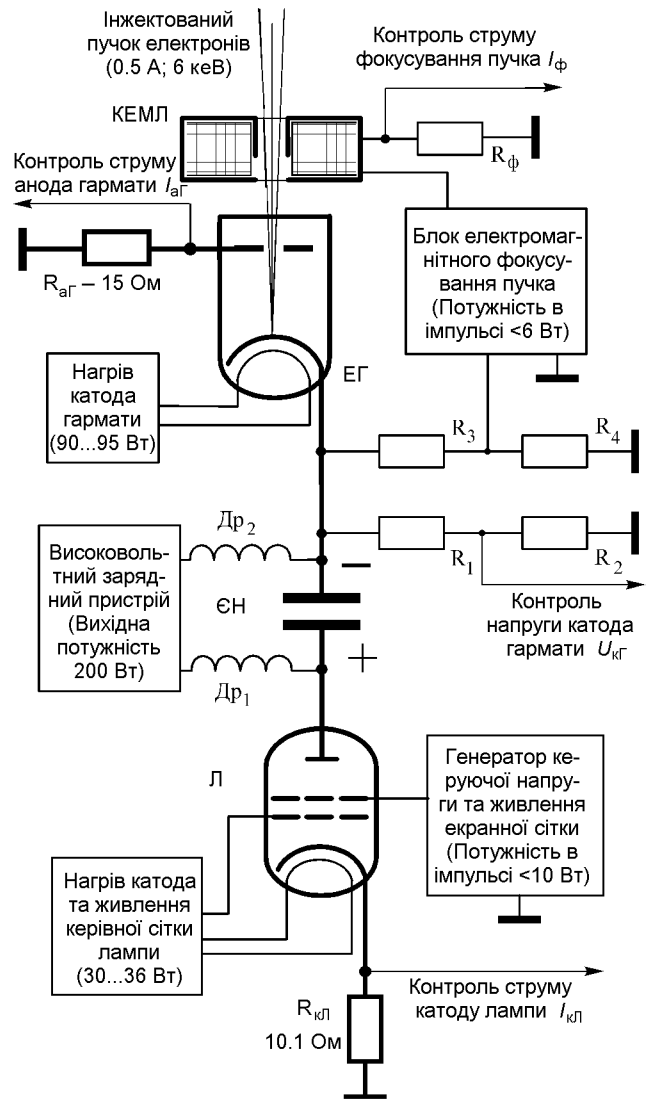


Рис. 2. Принципова схема прискорювача електронів на емнісному накопичувачі в магнітосферному експерименті Г60С: високовольтне коло розряду накопичувача виділене жирною лінією; накопичувач ЄН типу К41И-7, 100 мкф, 5 кВ; характеристики інших вузлів приведені у тексті

ного моделювання експерименту Г60С у вакуум-камері [2]. Імовірність пробіів та газового розряду в гарматі за оцінками була невисокою. Отже, можна було не ускладнювати прискорювач схемою захисту лампи при коротких замиканнях в гарматі.

4. КОНСТРУКЦІЯ

Прискорювач складався з чотирьох блоків: емнісного накопичувача ЄН, блока електронної гар-

мати ЕГ, блока фокусування пучка БФ, та блока електроніки БЕ-2.

Блоки ЕГ та БФ знаходились на приладовій платформі зовні й зверху гермоконтейнера. Інші блоки знаходились всередині гермоконтейнера.

Високовольтним ємнісним накопичувачем для прискорювача був вибраний високовольтний імпульсний конденсатор типу К-41И-7 з паперовим діелектриком. Ємність конденсатора — 100 мікрофард, номінальна робоча напруга — 5 кВ, випробувальна напруга становить 12.5 кВ. Маса конденсатора не перевищувала 15 кг, габарити 410 × 120 × 170 мм. Для отримання кращого коефіцієнта корисної дії всього прискорювача конденсатори К-41И-7 відбирались за якістю діелектрика на мінімум величини струмів стікання.

Високовольтний зарядний пристрій здійснював перетворення напруги на частоті 2.5 кГц. Вихідна напруга холостого ходу в льотному зразку прискорювача становила 8.8 кВ. Випрямлена висока напруга подавалась на виводи ємнісного накопичувача через дроселі Dp_1 та Dp_2 (рис. 2) із міркувань, викладених в [5].

Регулюючим елементом в колі прискорюючої напруги був вибраний пролітний пентод типу ПП1-0.5/10 серійного виробництва. Він здатен пропускати струм до 500...550 мА при анодній напрузі до 10 кВ.

Розжарення катода лампи вимагало напруги 12.6 В при струму 2.5 А.

Транзисторний перетворювач нагріву катода лампи працював на частоті 10 кГц з коефіцієнтом корисної дії 95 %. Змінна напруга 12.6 В одночасно використовувалась (після її трикратного помноження та випрямлення) для створення постійного негативного зміщення приблизно -35 В на керівній сітці.

Відвід тепла з анода лампи здійснювався шляхом теплопередачі через ізолятор на металевий корпус блока БЕ-2.

Після лабораторних проробок макета прискорювача було вибрано керування струмом анода $I_{ал}$ цієї лампи по екранній сітці позитивною напругою $U_{екр} = 0...1300$ В при струмах екранної сітки $I_{екр}$ до 1...3 мА з приблизно прямою пропорційною залежністю струму лампи $I_{ал} = I_{ал}(U_{екр})$.

Діодна електронна гармата була виготовлена у ВЕІ АН СРСР [3], але вона врешті-решт потребувала модернізації (див. п. 5). Льотний зразок гармати інжектував струм $I_{кг} = 0.5...0.6$ А при напрузі $U_{кг} = 6...7$ кВ. При цьому катод прямого розжарення 1 (рис. 3) із вольфрамово-ренієвого дроту, звитого в архімедову спіраль, вимагав потужності підігріву до 90...95 Вт ($U = 6.3...6.5$ В та $I =$

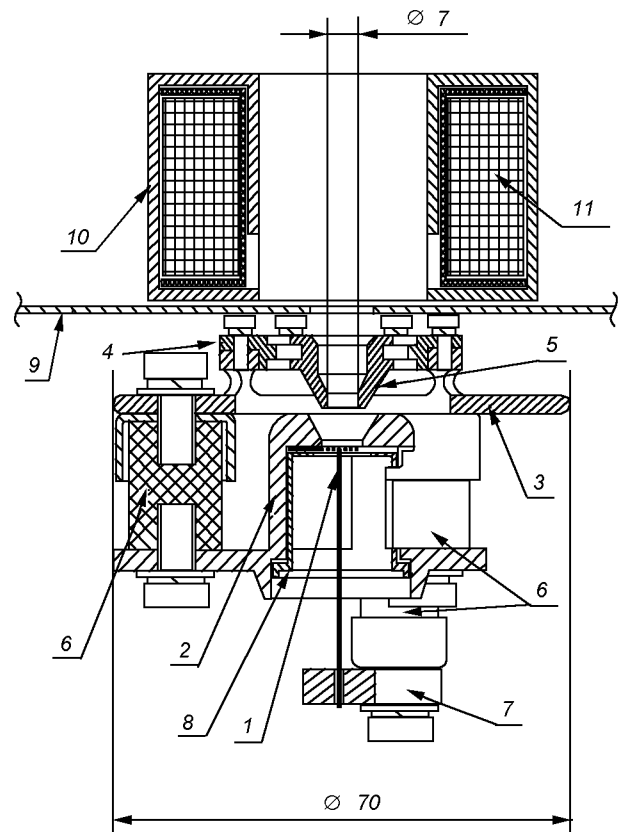


Рис. 3. Конструкція електронної гармати: 1 — катод прямого розжарення із вольфрамово-ренієвого дроту, 2 — фокусуєчий електрод, 3, 4 — анодні фланці, 5 — анодна втулка, 6 — керамічні ізолятори, 7 — шина-затискувач одного виводу катодної спіралі, 8 — циліндр-затискувач другого виводу катодної спіралі, 9 — верхній диск захисного кожуха гармати, 10 — магнітопровід, 11 — обмотка котушки фокусуєчої електромагнітної лінзи

$= 14.0...14.5$ А при опорі у гарячому стані 0.45...0.47 Ом).

Гармата була встановлена в захисному кожусі — металевому циліндрі з нержавіючої сталі діаметром 145 мм та висотою 220 мм, який кріпився на зовнішній приладовій платформі на гермофланцеві. Анод гармати складався із двох фланців 3, 4 (рис. 3) з нержавіючої сталі та з молібденової анодної втулки 5 з прохідним отвором діаметром 7 мм для інжектованого пучка.

Катодно-підігрівний вузол кріпився на ізоляторах 6 із кераміки 22ХС. Анод кріпився зсередини захисного циліндра до диска 9 верхньої основи захисного циліндра знизу.

Диск був ізолюваний від корпусу та під'єднувався до нього через резистор $R_{аг}$ (рис. 2). Зверху

на дисковій кріпилась коротка електромагнітна лінза 10, 11 (рис. 3) для фокусування інжектваного пучка. Всередині захисного кожуха за гарматою розміщувались високопотенціальний трансформатор розжарення катода, а також два високовольтних дільники (R_1R_2 — для телеметричного контролю прискорюючої напруги та R_3R_4 — для блока фокусування пучка, див. рис. 2).

Маса блока електронної гармати ЕГ з захисним кожухом, електромагнітною лінзою КЕМЛ, високопотенціальним трансформатором нагріву катода та високовольтними дільниками становила 800 г.

Джерело розжарення катода гармати — транзисторний перетворювач, який працював на частоті 15 кГц з коефіцієнтом корисної дії 95 %. Для захисту вихідного каскаду джерела, а також для регулювання струму розжарення застосовувалась подвійна трансформація, тобто катод під'єднувався до вихідного трансформатора не прямо, а через проміжний трансформатор з проміжною напругою 90 В.

Система електромагнітного фокусування пучка конструктивно складалась із короткої електромагнітної лінзи (КЕМЛ), блока електроніки (БФ) та високовольтного дільника напруги R_3R_4 (рис. 2). КЕМЛ підтримувала напруженість магнітного поля пропорційною кореню квадратному від прискорюючої напруги за допомогою блока БФ. Магнітопровід КЕМЛ (10 на рис. 3) мав форму циліндра з зовнішнім діаметром 60 мм, висотою 35 мм, внутрішнім діаметром (отвір для електронного пучка) 30 мм, висотою магнітного зазору біля 10 мм. Товщина магнітопроводу 1 мм, матеріал — низьковуглецева відпалена сталь. КЕМЛ була розташована поблизу анода гармати біля виходу електронного пучка. Опір котушки КЕМЛ (11 на рис. 3) становив 33 Ом. При енергії пучка 7 кеВ максимальний струм фокусування становив 245 мА. Блок електроніки БФ мав розміри $70 \times 50 \times 130$ мм та масу 0.66 кг, енергоспоживання в імпульсі менше 6 Вт.

Льотний зразок прискорювача в результаті застосування електромагнітного фокусування пучка мав струм аноду гармати ≤ 7 мА при напрузі до 7—8 кВ. Кут розбіжності був стабілізований з точністю 10 % для будь-якого фіксованого значення в інтервалі 0—30° при будь-якій за формою та амплітудою прискорюючій напрузі, спектр якої лежав у смугі частот приблизно 0...40 Гц. Ці характеристики не були високими. Вони визначались якістю виконання блока БФ та магнітної лінзи й могли бути поліпшені в разі потреби.

5. ЛАБОРАТОРНІ ВИПРОБУВАННЯ

Характеристики перших технологічних зразків гармат, як показали лабораторні випробування, були незадовільні. Кут розбіжності α_r та струм аноду $I_{aг}$ в простій діодній гарматі з електростатичним фокусуванням пучка пов'язані таким чином, що покращення одного параметра призводить до погіршення другого.

При задовільних струмах анода (при діаметрі анодної діафрагми 8 мм) кут розбіжності на протязі інжекції змінювався в неприйнятно великих межах. Так, за час інжекції прямокутного імпульсу кут розбіжності змінювався на 5—10°, а за час інжекції трикутного — приблизно на 30—40°. При застосуванні такої гармати була б не тільки занадто складна кутова та часова функціональна залежність густини $n_e = n_e(U_{кг}, x, y, z)$ електронів інжектваного пучка, але й велика невизначеність в інтерпретації результатів експерименту.

Вказана дилема була вирішена шляхом застосування електромагнітного фокусування пучка. Для цього струм анода доводився (шляхом виготовлення нового анода) до рівня 5...10 мА при напрузі 5...7 кВ, а розбіжність пучка, яка збільшувалась до 60—70°, компенсувалась застосуванням електромагнітного фокусування.

Під час випробувань гармати в екстремальних режимах у вакуум-камері при тиску, вище від $3 \cdot 10^{-4}$ торр*, у проміжку анод—катод гармати часто спостерігались одиночні високовольтні пробої та газовий розряд. Під'єднання дроселів Dr_1 та Dr_2 (рис. 2) на виході ВВЗП забезпечило надійний захист ВВЗП навіть при інтенсивних пробоях при навмисне піднятому до 10^{-3} торр тиску у вакуум-камері. Після роботи при коротких замиканнях та газовому розряді в гарматі температура лампи не перевищувала допустимої (180 °С).

В передстартових випробуваннях та калібровках прискорювача у вакуум-камері був виставлений режим роботи блока БФ. При цьому кут розбіжності $\alpha_r \approx 3^\circ \pm 1^\circ$ підтримувався з найбільшою точністю на вершині прямокутного імпульсу та на фронтах трикутного. Аналогова електронна схема добування квадратного кореня із миттєвого значення прискорюючої напруги $U_{кг}$ була здатна забезпечити точність 1 % в інтервалі зміни напруги на 3...4 порядки.

Прямі виміри зарядного струму $i_{зар}$ у високовольтному колі при стаціонарному режимі під час випробувань при напрузі $U_{кг}$ 6...8 кВ давали вели-

* 1 торр = 133.322 Па

чину $i_{\text{зар}}$ в межах 32...38 мА. При цьому блок ВВЗП при напрузі енергоджерела 30 В споживав струм 11...13 А. Потужність нагріву катода гармати не перевищувала 100 Вт.

6. ЕКСПЕРИМЕНТ Г60С

Підготовка та проведення експерименту Г60С велась силами лабораторії активних експериментів Інституту космічних досліджень СРСР. Експеримент був проведений 18 вересня 1981 р. в умовах ранньої ночі у Волгоградській області з полігона Капустин Яр за допомогою ракети «Вертикаль». Загальна тривалість експерименту з моменту старту і до моменту падіння контейнера на поверхню Землі становила 23 хв 50 с. Максимальна висота підйому 1514 км.

Опис комплексу наукової апаратури та окремих результатів експерименту можна знайти в роботах [6—8, 11].

Вся наукова апаратура була змонтована на герметичному контейнері, який відокремлювався від ракетного двигуна в кінці активної ділянки траєкторії. Форма гермоконтейнера — близька до сферичної з діаметром поперечного перерізу 1.2 м та висотою 1.8 м. Контейнер був заповнений азотом під тиском 2 атм. Положення контейнера в просторі було стабілізоване по трьох осях за допомогою гіроскопічного пристрою (коливання $< 1^\circ$). Поздовжня вісь контейнера була орієнтована приблизно в місцевий зеніт.

Особливість траєкторії в тому, що вона близька до прямої лінії. Точка падіння знаходилась всього на 60 км на схід від точки старту. Приблизно половина траєкторії по висоті знаходилась у тіні Землі, а верхня її частина — освітлювалась Сонцем. Горизонтальна складова швидкості була дуже мала (0.144 км/с). Вертикальна складова швидкості на висотах 100 км наближалась до 4.7 км/с. Кут між місцевою вертикаллю та геомагнітною лінією на висотах від 0 до 1500 км знаходився в межах приблизно від 24° до 26° .

Інжекція електронів проводилась в напрямку місцевого зеніту. В цьому ж напрямку повинен був проводитись і напуск нейтрального газу з інжектора газу. Отже, пітч-кут інжекції на протязі всього експерименту становив 156° — 154° .

Старт ракети відбувся о 21 год 59 хв 58.308 с за московським літнім часом. Приблизно на 18-й с стартового часу було ввімкнено схему нагріву катода регулюючої лампи. В кінці активної ділянки траєкторії на висоті 168 км ($T_{\text{ст}} = 127.56$ с) проведено відокремлення контейнера від ракетного дви-

гуна і стабілізацію положення осей контейнера в просторі. На 145-й с на висоті 245 км ввімкнено живлення високовольтного зарядного пристрою, який почав заряджати ємнісний накопичувач. Одночасно ввімкнено розжарення катода гармати.

На 150-й с на висоті 267 км ввімкнено таймерний пристрій, який почав керувати роботою прискорювача електронів по циклограмі експерименту. Всього за час експерименту було інжектровано 240 імпульсів.

Перший імпульс інжекції, здійснений на 151-й с стартового часу на висоті 271 км висхідної ділянки траєкторії через 6 с після ввімкнення ВВЗП і джерела розжарення гармати, був прямокутної форми та мав малу потужність. Його невисокі максимальні параметри $U_{\text{кГ}} \approx 4$ кВ та $I_{\text{кГ}} \approx 0.3$ А зумовлені тим, що ємнісний накопичувач ще не встиг достатньо зарядитись.

На 170-й с стартового часу на висоті 365 км поступила команда на ввімкнення інжектора нейтрального газу. Чітко виражені ефекти, які б свідчили про нормальну його роботу, не спостерігались. Але на висотах 1390...1340 км нисхідної ділянки траєкторії на протязі 4 імпульсів інжекції зареєстровані особливості, які можна пояснити спонтанним спрацюванням інжектора газу (див. п. 7).

В інтервалі висот 867...945 км висхідної ділянки траєкторії ($T_{\text{ст}} = 314...341$ с) за даними фотометрів ДФ-1 та ДФ-2 контейнер, перетинаючи напівтінь, виходить із тіні Землі на сонце.

Максимальної висоти 1514 км контейнер досягає на 757.5-й с стартового часу.

В інтервалі висот 1437...1293 км нисхідної ділянки траєкторії ($T_{\text{ст}} = 912...1022$ с) спостерігаються швидкі, нерегулярні зміни в сигналах лічильників Гейгера, вимірювача потенціалу контейнера, а також повільні зміни сигналів іонізаційного манометра в паузах між інжекціями.

В інтервалі часу $T_{\text{ст}} = 1123...1155$ с на висотах 1070...990 км нисхідної ділянки траєкторії (згідно з даними фотометрів ДФ-1 та ДФ-2), контейнер, перетинаючи напівтінь, занурюється в тінь Землі.

Останній 240-й імпульс інжекції був трикутним за формою. Він здійснювався на висоті 87 км і фактично був не інжекцією, а газовим розрядом в гарматі. На висоті 68 км ($T_{\text{ст}} = 1405.5$ с) телеметрія взагалі перестає поступати з борту на наземний пункт, оскільки контейнер починає руйнуватись в атмосфері.

Параметри інжекції на протязі експерименту в залежності від висоти контейнера ілюструються рис. 4 та рис. 5. Після ввімкнення високовольтного зарядного пристрою та початку інжекції прискорювач виходить протягом 40 с на стаціонарний режим.

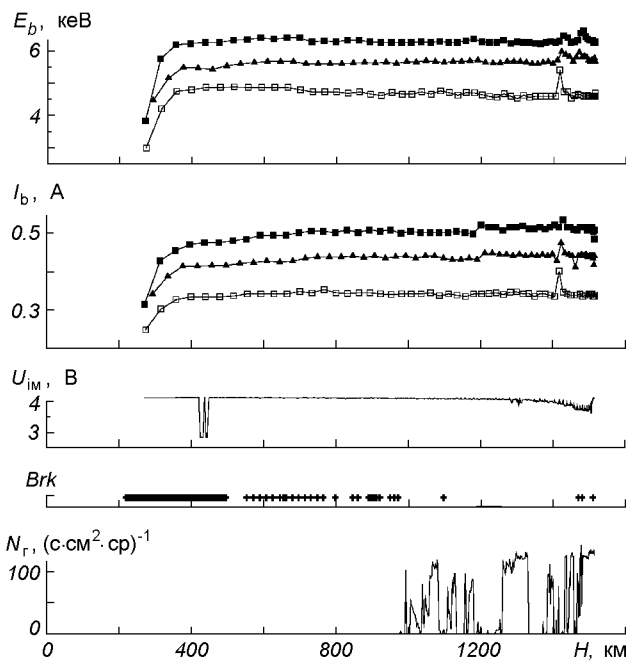


Рис. 4. Параметри інжекції в залежності від висоти контейнера на висхідній ділянці траєкторії. Для прямокутного імпульсу інжекції приведено енергію E_b та струм I_b пучка як для моментів початку (позначено чорними квадратами), так і моментів кінця імпульсу (позначено світлими квадратами). Для трикутного імпульсу — тільки енергію E_b та струм I_b в момент максимуму (позначено чорними трикутниками). U_{im} — напруга одного із сигналів іонізаційного вакуумметра (не відображає точно тиск нейтрального газу); на графіку Brk значком «+» позначені моменти, коли були зареєстровані високовольтні пробої в електростатичних аналізаторах приладу «Ушба»; N_γ — потік часток, зареєстрований горизонтальним лічильником Гейгера в паузах між імпульсами інжекції

Після інжекції імпульсу № 7 ($T_{ст} = 181$ с, $H = 396$ км) параметри інжекттованих імпульсів стабілізувались.

Усереднені за весь експеримент параметри інжекції становили: в прямокутному імпульсі, на його початку — струм 495 мА, енергія 6.2 кеВ; наприкінці імпульсу — струм 320 мА, енергія 4.5 кеВ; тривалість імпульсу 0.65 с; в трикутному, на вершині імпульсу — максимальний струм 440 мА, максимальна енергія 5.5 кеВ; загальна тривалість імпульсу 0.53 с (на протязі 0.23 с відбувалось наростання струму й енергії з нульових значень до максимальних, а потім на протязі 0.30 с плавне падіння до нуля).

Інжекція трикутного імпульсу відбувалась в середньому через $T_{пт} = 5.4$ с після початку інжекції прямокутного, а інжекція наступного прямокутного імпульсу — через $T_{пт} = 5.2$ с після початку трикутного.

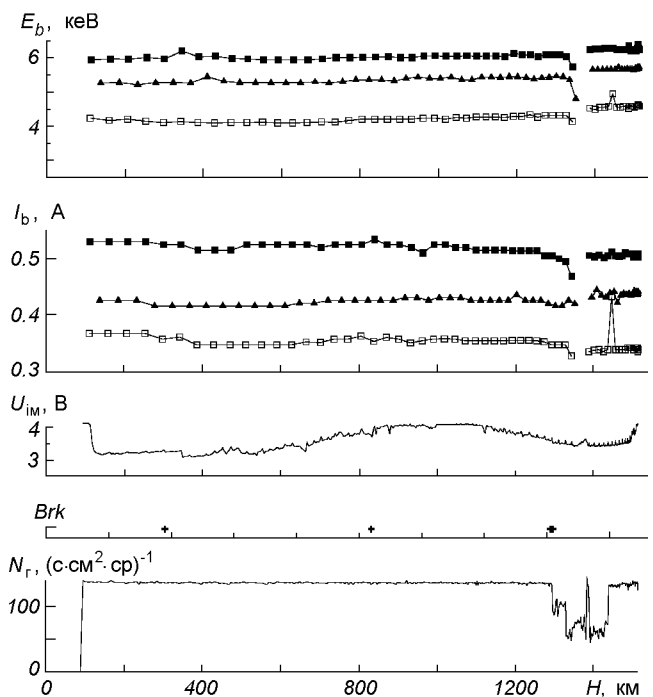


Рис. 5. Параметри інжекції в залежності від висоти контейнера на нисхідній ділянці траєкторії. Позначення ті ж самі, що й на рис. 4

Кут розбіжності інжекттованого пучка контролювався непрямим методом по напрузі U_ϕ на електромагнітній лінзі. Типова форма цієї напруги свідчила про нормальне функціонування системи фокусування пучка. Отже, кут розбіжності був незмінним $\alpha_r \approx 3^\circ \pm 1^\circ$, яким він був встановлений під час лабораторних випробувань.

7. ВІДХИЛЕННЯ В РОБОТІ ПІД ЧАС ЕКСПЕРИМЕНТУ

Прискорювач працював стабільно на протязі всього експерименту. При зміні фізичних умов навколо контейнера спостерігались відхилення від нормальної інжекції. Реакція схеми прискорювача на ці відхилення була такою, як і очікувалось. Відхилення становлять інтерес, оскільки вони ілюструють динамічні властивості прискорювача та здатність тримати навантаження тільки завдяки лампі, без застосування спеціальних схем захисту від перевантаження.

Телеметричні дані від прискорювача та інших приладів свідчать, що після відокремлення контейнера від ракетного двигуна в гарматі часто реєструються короточасні високовольтні пробої, аналогічні тим, що спостерігались в лабораторній ваку-

ум-камері. В цей час іде процес найбільш інтенсивного виділення газу з контейнера і ракетного двигуна, який ще не віддалився від контейнера на велику відстань.

На нисхідній ділянці траєкторії всередині інтервалу 965...986 с на висотах 1390...1343 км в чотирьох імпульсах інжекції 156...159 зареєстровані відхилення параметрів інжекттованих електронних пучків від значень, що стабілізувались. Спостерігаються флуктуації великої амплітуди всіх параметрів, що телеметруються, — струму катода $I_{кГ}$ і анода $I_{аГ}$ гармати, прискорюючої напруги $U_{кГ}$ та напруги на магнітній лінзі фокусування пучка $U_{ф}$. Струм анода в окремі моменти досягає величини струму катода гармати, тобто $I_{аГ} \approx I_{кГ}$, що означає замикання або газовий розряд в гарматі. Поведінка цих параметрів у часі подібна до тієї, що спостерігалась у лабораторній вакуум-камері під час появи нестабільного зворотного іонного пучка, який каналізується всередині інжекттованого електронного пучка через проміжок «анод—катод» гармати.

Частота пробіів високої напруги в електростатичних аналізаторах спектрометра електронів «Ушба» (графік *Brk* на рис. 4—5) корелює з сигналом від вакуумметра.

Потік електронів N_r , що реєструвався одним із лічильників Гейгера, після апогею майже весь час був вищим від максимального для приладу значення. На нисхідній ділянці «зашкал» потоку N_r не спостерігався лише на протязі 110 с в інтервалі висот 1437...1293 км ($T_{ст} = 912...1022$ с). Майже точно в середині цього інтервалу в чотирьох інжекціях (№ 156...159) від прискорювача зареєстровано форми сигналів, які є типовими для газового розряду в гарматі або зворотного іонного пучка, який каналізується всередині інжекттованого електронного пучка в бік гармати.

Аналіз даних та їх зіставлення дають підставу схилитись до висновку, що всі відхилення в роботі прискорювача зумовлені наявністю нейтрального газу поблизу контейнера. Якісна поведінка приведених на рис. 4—5 характеристик (N_r , *Brk*, $U_{ім}$) корелює з частотою та тривалістю пробіів у електронній гарматі.

Імовірно, що нейтральна мікροатмосфера поблизу контейнера на самому початку експерименту створювалась сильним виділенням газу з ракетного двигуна, який ще не встиг віддалитись від контейнера. Пізніше — в міру збільшення відстані від контейнера до двигуна — зростає роль виділення нейтрального газу із самого контейнера.

Ослаблення потоку N_r на лічильник Гейгера (висоти 1437...1293 км) та раптове збільшення тиску нейтрального газу поблизу контейнера на нисхідній

ділянці траєкторії в інтервалі часу $T_{ст} = 965...986$ с (висоти 1390...1343 км, за даними іонізаційного манометра) найбільш вірогідно були викликані спонтанним спрацюванням інжектора нейтрального газу. Таке могло бути тому, що замерзле на початку експерименту сопло інжектора газу розігрілось після виходу з тіні Землі на сонце, але електропневмоклапан камери низького тиску перестав функціонувати нормально. Оцінка можливого часу випуску всього газу із інжектора нейтрального газу майже точно збігається з тривалістю ослаблення потоку N_r . Для розмірів утвореної при цьому хмари газу L оцінки близькі по порядку до довжини λ пробігу електронів. Тому ослаблення потоку електронів $N_r \propto e^{-L/\lambda}$ приблизно в $e = 2.7$ раза, яке можна бачити на графіку рис. 5 в інтервалі висот 1390...1343 км нисхідної ділянки траєкторії, можна пояснити розсіянням у хмарі нейтрального газу.

Форми відповідних імпульсів інжекції та їх спектр також найкраще узгоджуються з некерованим спонтанним випуском газу із інжектора газу. Отже, приведені дані дають підстави пов'язати всі відхилення від нормальної роботи прискорювача з наявністю нейтрального газу навколо контейнера.

8. АНАЛІЗ РЕЖИМУ РОБОТИ ПІД ЧАС ЕКСПЕРИМЕНТУ

Вимірювання струму споживання від бортових батарей, напруги на накопичувачі $U_{сн}$ та напруги на аноді лампи $U_{ал}$ під час експерименту не проводились. Але характеристики режиму можна оцінити, додатково використовуючи дані лабораторних випробувань.

Ємнісний накопичувач. Згідно зі схемою (рис. 2) для напруги на накопичувачі маємо $U_{сн} = U_{ал} + U_{кГ}$. Середнє значення $U_{сн}$, біля якого коливалась напруга на накопичувачі, можна визначити, використовуючи дані про напругу на гарматі під час інжекції та враховуючи падіння напруги на повністю відкритій лампі ($U_{сн} < 200$ В). Гостра на початку експерименту вершина імпульсу з часом ставала округлою. Коли лампа відкривалась повністю, гостра вершина змінювалась короткою (5...15 мс) експоненціальною ділянкою. Спираючись на це, можна визначити, що напруга на накопичувачі коливалась біля середнього значення $U_{сн} = 5.5$ кВ. Враховуючи, що $U_{ал} < 200$ В, знаходимо, що максимальне значення $U_{снmax} = 6.5$ кВ, мінімальне — $U_{снmin} = 4.7$ кВ. Амплітуда пульсацій напруги $\Delta U_{сн}^-$ на накопичувачі (або напруги живлення гармати) для прямокутного імпульсу за даними телеметрії становила 2.7 кВ.

Параметри імпульсу інжекції № 67

t, мс	E _b , eВ	I _b , мА
0	6200	510
50	5988	486
100	5817	467
150	5593	449
200	5464	433
250	5300	417
300	5087	403
350	4965	393
400	4895	380
450	4758	371
500	4580	363
550	4480	353
600	4325	342
650	4180	334

Основні втрати за цикл інжекції приблизно дорівнюють сумі втрат в «прямокутній» та в трикутній інжекції і становлять

$$A_{\Sigma} = \sum_{m=1}^2 \int_0^{\tau_m} I_{\text{кГ}} U_{\text{сН}} dt.$$

Використовуючи параметри імпульсу інжекції № 67 (див. табл.), для «прямокутного» імпульсу маємо $A_{\Pi} \approx 1.42$ кДж. Оцінка для трикутного імпульсу інжекції № 68 дає $A_{\text{T}} \approx 0.67$ кДж. Звідки за період ($T_0 \sim 10.6$ с) одного циклу інжекції маємо $A_{\Sigma} \approx 2.1$ кДж.

Регульовальна лампа. Під час інжекції прямокутного імпульсу лампа була повністю відкрита, тобто, $U_{\text{ал}} < 200$ В. Тому величина миттєвої потужності на її аноді становила менше 100 Вт. Під час формування трикутного імпульсу на аноді лампи розсіювалась більша потужність, але її миттєве значення не перевищувало 600 Вт. Ця величина менше від паспортної гранично допустимої потужності 1000 Вт, що може короткочасно (не довше 10 с) розсіюватись на аноді.

Потужність \tilde{P}_a , усереднена за період T_0 одного циклу інжекції, становить приблизно

$$\tilde{P}_a = \frac{\sum_{i=1}^2 \int_0^{\tau_i} U_{\text{ал}} I_{\text{кГ}} dt}{T_0} \approx 34 \text{ Вт},$$

що навіть менше від паспортної гранично допустимої потужності 60 Вт, яка може тривалий час розсіюватись на аноді без примусового охолодження. Отже, при нормальній інжекції межі допустимого режиму лампи не були перевищені.

«Короткі замикання» в гарматі, або перевантаження зворотним іонним пучком, були тривалими лише в інжекціях № 156...159 на нисхідній ділянці

траєкторії. При цьому за один цикл інжекції на аноді розсіювалась усереднена потужність не більше 200 Вт. Це менше від паспортної потужності 400 Вт, яка тривалий час може розсіюватись на аноді. Але імпульсна потужність могла становити значну величину: в прямокутному імпульсі до 2.2 кВт, в трикутному — до 1.26 кВт (хоча гранична паспортна величина енергії в імпульсі 10 кДж за 10 с при цьому не була перевищена). Ці оцінки потужності є верхньою межею і фактична величина могла бути майже вдвічі меншою.

Високовольтний зарядний пристрій. Користуючись попередньою оцінкою втрат енергії у високовольтному накопичувачі, знаходимо, що корисна потужність ВВЗП, яка йшла на підзарядку емнісного накопичувача, становила $P_{\text{ВВЗП}} \approx A_{\Sigma} / T_0 \approx 200$ Вт при загальній тривалості циклу інжекції $T_0 = 10.6$ с. Отже, при $U_{\text{н}} = 5.5$ кВ груба оцінка зарядного струму дає величину $i_{\text{зар}} \approx 36$ мА. Ця величина не сильно відрізняється від вимірюваних при лабораторних випробуваннях та калібровках (див. п. 5).

9. ПІДСУМКИ

Із приведеного в статті фактичного матеріалу видно, що в експерименті Г60С реальний льотний зразок прискорювача працював з навантаженням, яке було помітно нижче від максимально можливого (див. п. 5). Тому для порівняння з прискорювачем прямого живлення на неперервному перетворенні візьмемо максимальні характеристики прискорювача Г60С, тобто ті, на які він потенційно здатний.

Для прикладу розглянемо тільки струм енергопоживання від енергомережі 30 В для обох типів прискорювачів. В експерименті Г60С при інжекції пучка імпульсною потужністю 3.2 кВт високовольтний зарядний пристрій споживав орієнтовно лише 12 А (замість 110 А для другого типу прискорювача). При максимальному використанні можливостей цей же прискорювач Г60С міг інжектувати пучки потужністю до 5 кВт (максимальна потужність, яку може комутувати пентод ПП1-0.5/10). Експлуатація накопичувача К-41И-7 під напругою 9...10 кВ можлива й доцільна. При цьому зарядний пристрій мав би потужність тільки 400...500 Вт і споживав би струм 15...17 А (замість 160...170 А для прискорювача прямого живлення).

Якщо прийняти до уваги, що в експерименті Г60С загальна маса комплексу наукової апаратури становила 94 кг, то можна побачити, що прискорювач прямого живлення у випадку його застосування

«з'їв» би майже цілком весь виділений для комплексу ліміт маси, який становив 100 кг.

Крім енерго- та ресурсозбереження, описаний прискорювач у порівнянні з прискорювачем на прямому перетворенні енергії вужче спеціалізований і гнучкіший та надає нові можливості у здійсненні керованої взаємодії «інструмент—середище» в активному експерименті.

Наведені висновки ґрунтуються на роботі декількох екземплярів прискорювача цього типу з гарматами діодного типу і стосуються інтервалу прискорюючих напруг $U_{кГ} \leq 10...20$ кВ та струмів інжекції $I_{кГ}$ не більше кількох ампер.

1. Балебанов В. М., Гагуа Т. И., Клос З. и др. Особенности плазменных процессов, возникающих в зоне инъекции пучка электронов с высотного зонда. Исследование пучково-плазменного разряда. — М., 1983.—38 с.—(Препринт / АН СССР, Ин-т космич. исследований; № 781).
2. Кирага А., Клос З., Кочмарев Л. Ю. и др. Исследование в условиях лаборатории основных характеристик пучково-плазменного разряда, возникающего в ракетных экспериментах. — М., 1981.—28 с.—(Препринт / АН СССР, Ин-т космич. исследований; № 617).
3. Куклинский Б. Д., Леонов Н. А., Манагадзе Г. Г. и др. Ускоритель электронов на емкостных накопителях для активных экспериментов в космосе. — М., 1983.—18 с.—(Препринт / АН СССР, Ин-т космич. исследований; № 860).
4. Леонов М. А. Бортовий прискорювач електронів на накопичувачах-ємностях: основні співвідношення та оцінки // Косміч. наука і технологія.—1996.—2, № 5-6.—С. 46—52.
5. Леонов М. А. Бортовий прискорювач електронів на накопичувачах-ємностях: особливості // Косміч. наука і технологія.—1997.—3, № 5-6.—С. 84—91.
6. Friedrich M., Riedler W., Torkar K. M., Managadze G. G., Leonov N. A., Lyakhov S. B. and Martinson A. A. Potential observations of an electron-emitting rocket payload // Adv. Space Res.—1988.—8, N 1.—P. (1)192—(1)196.
7. Klos Z., Zbyszynski Z., Managadze G. G., Lyakhov S. B., Gagua T. I., Torkar K. M., Friedrich M. and Riedler W. Some features of RF emissions observed by an electron-emitting rocket payload // Adv. Space Res.—1988.—8, N 1.—P. (1)119—(1)122.
8. Managadze G. G., Balebanov V. M., Burchuladze A. A., et al. Potential observations of an electron-emitting rocket payload and other related plasma measurements // Planet. and Space Sci.—1988.—36, N 4.—P. 399—410.
9. Sagdeev R. Z., Managadze G. G., Maiorov A. D., et al. Peculiarity of the environment disturbance during the electron beam injection from the rocket // Adv. Space Res.—1981.—1, N 2.—P. 77—87.
10. Szuszczewicz E. P. Controlled electron beam experiments in space and supporting laboratory experiments: a review // J. Atmos. and Terr. Phys.—1985.—47, N 12.—P. 1189—1210.
11. Torkar K. M., Friedrich M., Riedler W., et al. Collection of data obtained from the rocket flight G-60-S. — Graz, 1985.—IWF 8501.

ONBOARD ELECTRON ACCELERATOR WITH A CAPACITANCE STORAGE: EXPERIMENT G60S

M. A. Leonov

The onboard electron beam accelerator with a capacitance storage used in the high altitude rocket experiment G60S is described in detail. The accelerator operation modes during normal injections and malfunctions are analyzed. Some quantitative evaluations of the operation modes are made. Among the malfunctions, individual high voltage breakdowns, a gas discharge in the anode—cathode interval of the electron gun, as well as the return ion stream were observed.