

ВРЕМЕ ЗА СЪЩЕСТВУВАНЕ НА СПЪТНИК И ТЕХНИКО–ИКОНОМИЧЕСКИ ПОКАЗАТЕЛИ

Димитър Йорданов¹, Константин Методиев¹, Надя Иванова Маринова²

¹*Институт за космически изследвания – Българска академия на науките*

²*Нов български университет*

e-mail: djordanov@space.bas.bg, komet@space.bas.bg, nmarinova@nbu.bg

ARTIFICIAL EARTH SATELLITE LIFE-TIME AND TECHNICAL AND ECONOMIC PARAMETERS

Dimitar Jordanov¹, Konstantin Metodiev¹, Nadya Marinova²

¹*Space Research Institute – Bulgarian Academy of Sciences*

²*New Bulgarian University*

e-mail: djordanov@space.bas.bg, komet@space.bas.bg, nmarinova@nbu.bg

Ключови думи: ефективност, стойност, дистанционни методи

Резюме: В конкретен пример е показана технологията за провеждане на предварителен анализ на проект за спътникова технология при дистанционно изследване на Земята. Сравнени са различни стратегии за добиване на информация за земната повърхност. Анализът е проведен в условията на предварителна неопределеност за времето за съществуване на спътника и неговото целево използване в България

1. Орбитални параметри и ресурс от време

Времето за съществуване на спътник с целево предназначение е елемент на неопределеност в технико-икономическите анализи, обосновката и управлението на проектите за реализация на дистанционно изследване на Земята от спътници. Нормална практика за анализите е да се приемат някакви начални параметри с минимален риск за допускане на съществени грешки. Целта на настоящата публикация е да се покаже технологията за провеждане на анализи в условията на неопределеност в конкретен проект за създаване на специализиран спътник. Всички технико-икономическите разчети от такъв тип се провеждат в условията на неопределеност.

При предварителни оценки на параметрите на орбитата в т.ч. и времето на съществуване е удобно да се използват опростени методи с предварително известна степен на точност. По-долу е приведен един такъв разчет за времето на съществуване на спътник с маса 50 кг, летящ по кръгова орбита на височина 800...900 км и площ $F_m=1 \text{ m}^2$ на мидела (площ на проекцията на спътника перпендикулярно на посоката на полета).

Методът е заимстван от статията „Как рассчитаватся параметры орбит” в списание “Авиация и космонавтика” – март 1969 г. на Д. Жемчужин и Б. Журин [3]. В него са дадени коефициенти, с които приближено се отчитат смущенията на силно разредената среда, която не може да се интерпретира с известните закони на аеродинамиката за определяне на съпротивлението, което е главния фактор за постепенното снижение на спътника, оставен без корекции до критичната височина около 120 км и период 86.7 мин, при които спътникът не може да се задържи на орбитална траектория [4-стр. 164], [9].

В споменатата статия са приведени данни за коефициенти за кръгови орбити до височина 400 км, като се предполага, че те се променят по някаква функция без особени точки. Това позволява чрез прецизно екстраполиране да се определят данните за интересуващите ни височини.

Методът за „екстраполиране“ на данни от табл. 3 на статия „Как рассчитываются параметры орбит“ от рубриката „Космонавтика для всех“ се свежда до определяне на полином за вертикален регрес, апроксимиращ наличните данни. Съответната процедура намира сумата от квадратите на вертикалните отклонения R^2 в множество от n зададени точки:

$$(1) \quad R^2(x_i, a_{k+1}) = \sum_{i=1}^n [y_i - P^k(x_i, a_{k+1})]^2,$$

където P^k в случая е рационален полином от степен k с $k+1$ броя коефициенти (вкл. свободния член). Тази процедура в действителност не минимизира истинските отклонения от кривата на полинома (които отклонения биха се измервали по ординатата). Въпреки че линейната сума от тези отклонения изглежда по-подходящото количество за минимизация, евентуалната употреба на абсолютни стойности би дало особени точки на функцията на първата производна, което не може да се третира аналитично. В тази ситуация се сумира квадратичното отклонение от всяка точка и резултатът се минимизира, за да се намери линията на най-доброто съответствие.

Условието за R^2 да е минимум гласи първите производни на R^2 спрямо всички коефициенти на полинома да са нули:

$$(2) \quad \frac{\partial}{\partial a_j} R^2(x_i, a_{k+1}) = -2 \sum_{i=1}^n [y_i - P^k(x_i, a_{k+1})] \frac{\partial}{\partial a_j} P^k(x_i, a_{k+1}) = 0,$$

където частната производна

$$(3) \quad \frac{\partial}{\partial a_j} P^k(x_i, a_{k+1}) = x_i^{j-1}, j \in [1 \div k + 1]$$

Например, ако горните формули се приложат за рационален полином от втора степен, то се получава следната линейна алгебрична система относно коефициентите:

$$(4) \quad \begin{aligned} R^2(b, c, d) &= \sum_{i=1}^n [y_i - (b + cx_i + dx_i^2)]^2 \\ \frac{\partial}{\partial a} R^2(b, c, d) &= -2 \sum_{i=1}^n [y_i - (b + cx_i + dx_i^2)] = 0 \\ \frac{\partial}{\partial b} R^2(b, c, d) &= -2 \sum_{i=1}^n [y_i - (b + cx_i + dx_i^2)] x_i = 0 \\ \frac{\partial}{\partial c} R^2(b, c, d) &= -2 \sum_{i=1}^n [y_i - (b + cx_i + dx_i^2)] x_i^2 = 0 \end{aligned}$$

Системата може да се запише и в матрична нотация:

$$(5) \quad \begin{pmatrix} n & \sum_{i=1}^n x_i & \sum_{i=1}^n x_i^2 \\ \sum_{i=1}^n x_i & \sum_{i=1}^n x_i^2 & \sum_{i=1}^n x_i^3 \\ \sum_{i=1}^n x_i^2 & \sum_{i=1}^n x_i^3 & \sum_{i=1}^n x_i^4 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} b \\ c \\ d \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \sum_{i=1}^n y_i \\ \sum_{i=1}^n x_i y_i \\ \sum_{i=1}^n x_i^2 y_i \end{pmatrix}$$

Тя се решава спрямо вектора $\|b, c, d\|^T$ след умножение с обратна матрица отляво.

Табл. 3 от статия [3] има вида:

Табл. 3.

№	Височина Н [км]	A_{th}	B_{th}
1	200-250	-0.092	0.0005
2	250-300	-0.34	0.0015
3	300-350	-1.4	0.005
4	350-400	-3.1	0.01

Поставена е задачата да се определят коефициентите на полином от втора степен, апроксимиращ данните от табл. 3 с отчитане на стохастична грешка по ординатата (т. нар. метод на най-малките квадрати или вертикален регрес).

Общият вид на полинома е $bh^2 + ch + d$. След решаване на система (5), получените резултати са както следва:

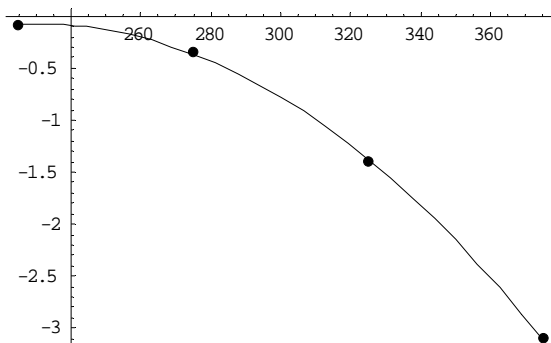
- За коефициент A_{th} :
 $b = -0.00014519999999999995$
 $c = 0.06695199999999998$
 $d = -7.796850000000002$
- За коефициент B_{th} :
 $b = 3.9999999999999993E-7$
 $c = -0.000176$
 $d = 0.019800000000000012$

От графиките на фиг.1 и фиг.2 се вижда, че точността на апроксимацията е задоволителна – кривите минават практически през зададените четири точки. Получените полиноми тогава могат да бъдат използвани за изчисляване стойностите на независимата променлива извън интервала [200÷400] км и на практика са решения в условията на неопределеност. Например, за височина на полета $h = 800$ км се получава

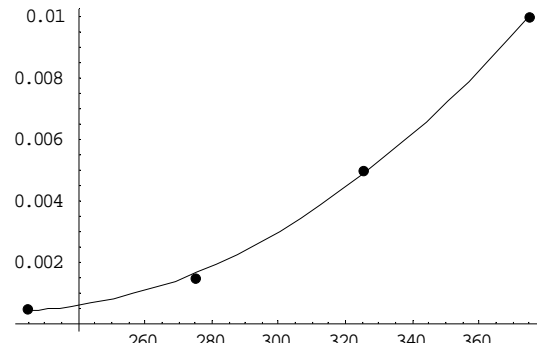
- $A_{th} = -47.163249999999984$
- $B_{th} = 0.13499999999999995$

За височина $h = 900$ км:

- $A_{th} = -65.152049$
- $B_{th} = 0.18539999$



Фиг. 1. Графика на функцията $A_{th}=f(H, км)$, построена след апроксимация по зададените точки.



Фиг. 2. Графика на функцията $B_{th}=f(H, км)$, построена след апроксимация по зададените точки.

Проверени са апроксимации и с кубичен полином, които дават резултати от този порядък, но завишени. Само практиката може да отговори точно на въпроса за реалния експлоатационен срок на спътника, но предвид приблизителния характер на отчитането на съпротивлението на разредената атмосфера е целесъобразно да се приеме апроксимацията от фигури 1 и 2. За практически разчети и технико-икономически анализи те са достатъчно надеждни. За практиката по-важно е да се знае предварително времето за целевото използване на спътника за територията на България.

Времето за съществуване (от началната орбита до изгарянето на спътника в плътните слоеве на атмосферата) се определя по формулата:

$$(6) \quad t_{\text{същ}} = (A_{th} + B_{th}h) \frac{m}{F_m} \quad [\text{денонощия}]$$

За спътник с маса $m = 50$ кг и площ на мидела $F_m = 1$ м² се получава:

- На кръгова орбита с височина 800 км $t_{\text{същ}} \approx 3042$ денонощия.
- За аналогична орбита на 900 км $t_{\text{същ}} \approx 5085$ денонощия.

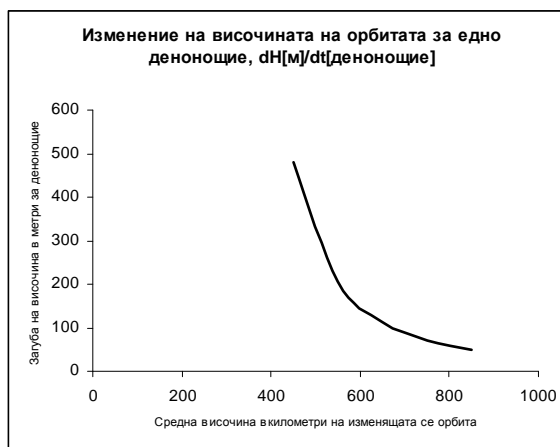
В графичен вид времето за съществуване на спътника е показано на фиг. 3, а динамиката на промяната на височината от смущенията на разредената атмосфера (съпротивление) на фиг. 4.

Авторите на метода от [3] определят грешката до $\pm 15\%$, което е достатъчно при положение, че грешката от неточностите при интерпретиране на параметрите на атмосферата на тези височини е по-голяма в опити за по-точни разчети. Допълненията и корекциите на стандартите в тази област са непрекъснат процес. Например, в ГОСТ 4401-81, публикуван в

Интернет, последните поправки и допълнения са въведени през 2008 г. Сравнението между параметрите на атмосферата от преди 25 години [1] и след последните допълнения в стандарта на височина 200 км показва разлика повече от 30% за някои параметри.



Фиг. 3. Средна продължителност на съществуването на спътник с маса $m=50\text{кг}$ и площ на мидела $F_m=1\text{м}^2$.



Фиг. 4. Намаляване на височината на орбитата за денонощие в метри $dH(m)/dt(\text{денонощие})$.

Резултатите от изчисленията, по които е построена зависимостта от фиг. 4 са показани в таблица 2.

Табл. 2.

Диапазон на височина на орбитата в километри	Средна загуба на височина в метри за денонощие	Средна загуба на височина в километри за една година
400-500	479.94	175.18
500-600	205.27	74.92
600-700	112.87	41.2
700-800	71.19	25.98
800-900	48.93	17.86

Изчисленият период T на орбитата по методиката в [3] за диапазона от височини 800...900 км е съответно:

- $T_{800} = 100.752 \pm 0.08$ мин (14.28 обиколки на денонощие)
- $T_{900} = 102.821 \pm 0.08$ мин (14 обиколки на денонощие)

Базовата орбита, на която следва да бъде изведен спътник, се подбира от типа на кръговите квазигеосинхронни орбити [6]. Те осигуряват приблизително преминаване на трасето на спътника на всяко следващо денонощие през трасето на предходното денонощие.

Например, драконовският период [6- стр.191, формула III.35] за движението на спътник с наклон на орбитата 99° , при който се предполага, че се получава преминаване над територията на България по едно и също време е $T_{\Omega}=102.93$ мин и е за височина на орбитата 900 км. Такава орбита е и слънчевосинхронна. Спътникът за едно денонощие ще направи точно $N=14$ обиколки.

Въпросът, на който следва да се отговори при технико-икономически разчети и обосноваване на разходите за създаване и използване на резултатите от работата на спътника е: кога под влияние на смущенията полосата за обзор ще излезе от територията на България?

Отговори може да се получат от изследване на движението с моделиране. За технико-икономически разчети и предварителни анализи нарушенията в планирания синхрон в движението на спътника и получаването на информация за България е целесъобразно да се пресметнат по зависимост, публикувани в [6-стр.192 - уравнение III.38]. От това уравнение може ориентировъчно да се определи преместването на трасето и възможността за излизане на полосата за обзор от територията на България.

Ако височината на орбитата се намали от 900 км на 800 км трасетата се изместват денонощно на изток с приблизително 821.3 км. Територията на България има приблизителна дължина в посока изток-запад около 600 км и получаваната в предвиденото време информация ще бъде за райони на изток от България. Сеанси за България отново ще се получат, когато следващо трасе попадне върху нейната територия, а това може да става през около две-три денонощия в различно време от предвиденото. Следователно, регулярността на потребната от спътника информация се променя и това може да се приеме като ограничение в експлоатацията на този спътник за територията на България. За другите балкански страни информацията ще постъпва с подобно нарушение на планирания синхрон.

Темпото на загубата на височина между 900 и 800 км може да се използва за определяне на реалния експлоатационен срок за територията на България и ориентировъчните амортизационни разходи при икономическата оценка за работата на спътника.

От приведените елементарни разчети времето за реално използване на данни от спътника при орбити между 800 и 900 км е ограничено до 5.5 години. Тази цифра се обосновава с времето за снижение на орбитата между 900 и 800 км. Средната загуба на височина на денонощие в този диапазон на височините е 49 м/денонощие (табл. 2). Разликата от височини между 800 и 900 км ще се променя бавно – за 2043.7 денонощия (около 5.6 години).

След това време спътникът започва да снижава орбитата си все по-бързо и като достигне 450 км му остава по-малко от година съществуване.

На височина под 200 км спътникът ще изгори, защото температурата на повърхността му на такива височини рязко започва да расте от кинетичното нагряване. Ако се пренебрегнат топлинните потоци от земната и слънчевата радиация и от работата на оборудването, може да се определи равновесната температура на стената на сферичен по форма спътник с площ на мидела от $F_M = 1 \text{ м}^2$ [1]. Това е показано на фиг. 5.



Фиг. 5. Зависимост на равновесната температура $T(^{\circ}\text{K})=f(H, \text{ км})$ на повърхността на сферичен спътник с площ на мидела $F_M = 1 \text{ м}^2$

Между 200 и 100 км равновесната температура на повърхността на спътника ще се повиши от 175 °K до 1200 °K.

Теоретично животът на спътника като тяло в околоземното пространство е между височините 900 и 200 километра – около 14 години средно, а с отчитане на грешката от $\pm 15\%$ от 12 до 16 години.

Експлоатационният му срок, обаче, е не повече от 5-6 години поради отсъствие на корекции на орбитата.

Експлоатационният срок на спътника може да се увеличи при намаляване на габаритите на спътника, защото темпото на снижение на орбитата от смущения също се намалява.

Удобството на провеждания анализ по метода от [3] е, че демонстрира връзката между конструктивни, експлоатационни и орбитални параметри.

2. Ефективност на работата на спътника

При изследване на операции с различни способи за добиване на информация за земната повърхност чрез наблюдение (или фотографиране) се използва обобщен индекс "ефективност – стойност" или неговата обратна величина.

Под **ефективност** на работата на техниката за дистанционни изследвания на Земята в конкретния случай следва да се разбира времето за сканиране (или фотографиране) на единица площ от повърхността в интересувания ни район. В [6 – стр. 195] е приведена удобна графична зависимост на необходимото за пълен обзор на Земята време от ширината на полосата за обзор чрез апаратура на един космически апарат, летящ по кръгова слънчевосинхронна и квазигеосинхронна орбита с 10% препокриване на полосите. На височини на орбитите между 800 и 900km, при ширина на полосата за обзор около 200 км, времето за пълен обзор на земната повърхност е около 16 денонощия.

В [2] са приведени следните данни: при квазиполярните орбити на височина около 920 км над средната повърхност на Земята, пълният цикъл на обзора и за целите на дистанционните изследвания е 251 обиколки (LANDSAT-3). При такъв обзор се получава информация за всеки район между 81° с.ш. и 81° ю.ш. Общото време за такъв обзор е 18 денонощия. Параметрите на орбитата на SPOT са близки до тези данни. По тези ориентировъчни данни могат да се получат относителни параметри – сканирана площ за единица време – E [$\text{km}^2/\text{час}$]. Ефективността на спътниците E [$\text{km}^2/\text{час}$] е определена по сканираната околна повърхнина на земното кълбо между 81° с.ш. и 81° ю.ш. за 18 денонощия. Може да се приеме, че спътниците LANDSAT-3 и SPOT имат приблизително еднаква ефективност $E = 1165225 \text{ km}^2/\text{час}$. От тази информация и отчитайки територията на България може ориентировъчно да се определи времето за пълен сканиране на българската територия:

$$(7) \quad T_{\text{България}} = 111000/E = 0.095 \text{ [часа]}$$

Стойността на изображенията, получавани от космоса по данни на SPOT варират от $3...11 \text{ \$/km}^2$ в зависимост от нивото на предварителната обработка и давност на изображението.

За цялата територията на България при **операция за еднократно изследване** по данни на изображения (сцени) от SPOT са нужни за актуални снимки най-вероятно около **1221000\$** (по $11 \text{ \$/km}^2$). Това е приблизително общата стойност на операцията по стратегия със спътникови технологии.

Параметърът "стойност на един час работа на спътника" по територията на България ще струва $S (\text{\$/час}) = 1221000/0.095 = 12817475 \text{ \$/час}$.

Индексът "Ефективност-стойност" $I = E/S = 1165225 / 12817475 = 0.09 \text{ km}^2/\text{\$}$. при използване на данни от **SPOT**

Понякога се използва обратната величина на този индекс в размерност ($\text{\$/km}^2$):

$$(8) \quad 1/I = S/E = 11.1 \text{ [\$/km}^2\text{]}$$

Като сравнение, при операция за еднократно въздушно фотографиране, индексът $I = E/S$ за добиване на информация за дистанционни изследвания с хеликоптер Bell 206 е от порядъка на $I_{\text{Bell 206}} = 0.42 \text{ km}^2/\text{\$}$, а за специализиран самолет от военното разузнаване $I_{\text{Mirage IVP}} = 0.1 \text{ km}^2/\text{\$}$, изчислени по актуални цени на петрола и известна структура на разходи за операция аерофотографиране с мащаб $M=1:10000$ на полигон с размери 60 км x 60 км. При безпилотните самолети индексът $I_{\text{БЛА}} = E/S = 0.162 \text{ km}^2/\text{\$}$.

Приведеният пример за сравнение между авиационни и спътникови технологии за дистанционно изследване на Земята е **характерен за единични мисии** или с периодичност 4...5 години (например, инвентаризация на горски масиви).

Подходът за оценка и управление на проект за дистанционно изследване на природни бедствия и екокатастрофи има друга специфика. За разлика от обичайните природни процеси с предсказуема периодичност, природните бедствия имат случаен характер и за идентификацията и изследването им се налага **непрекъснатост на наблюдението** на големи територии. Такива мисии са икономически неизгодни за авиационни технологии. За тях единствено спътниковите технологии са без алтернатива.

Стойността на проект за създаване на космически апарат се оценява по класически икономически методи (**калкулиране на всички разходи** по пера или при известна структура на разходите по **специфичните разходи** на едно перо). Последният метод за предварителни оценки е по-малко рискован за грешки защото е прост и евентуалните грешки по различните пера на разходите не се наслагват. Той може да бъде илюстриран с пример. Ако са известни разходите за материали, апаратура и комплектоващи изделия $S_{\text{апаратура}}$, които се закупуват, то при предположение, че в общата структура на разходите те са 50% (специфичният разход за апаратура е $\bar{S}_{\text{апаратура}} = 0.5$), общата стойност на разходите

$$(9) \quad S = S_{\text{апаратура}} / \bar{S}_{\text{апаратура}}$$

В конкретния пример общите разходи са 2 пъти по-големи от разходите за закупуване на апаратура.

Основите за икономическа оценка на проект за космически апарат в най-общ вид са представени в [4 – стр. 643].

При разработка на проект за спътникови технологии и неговата икономическа оценка, най-важно е да се определят пределно ясно целите на извеждането на спътник.

Изводи:

- Разгледаният критерий “ефективност/стойност” позволява да се разграничат предимствата по отделните стратегии за получаване на информация от дистанционно изследване на Земята.
- Направената математическа обработка на данни от известна методика за определяне на ресурса на спътника разширява нейната приложимост и дава решения за технико-икономически анализи в условията на неопределеност.
- Спътниковите технологии с предоставяне на изображения от специализирани спътници с комерсиален характер са препоръчителни за дистанционни изследвания пред всички други стратегии за получаване на нужните резултати при голям обем на работата и еднократно изследване. Резултатите от тях са прецизно обработени до ниво, съобразено с цената.
- По критерия $I[\text{км}/\$]=E/S$, еднократните операции със спътници и самолети за територията на България са съпоставими.
- Самолетните и хеликоптерните технологии са удобни поради мобилност и възможност за повторение на изследванията при нужда и в условия на развиващи се процеси.
- Военните специализирани самолети – разузнавачи (U-2, MirageIVP) са подходящи за работа на големи площи, където ефективността на използване на машината е по-висока.
- Хеликоптерите са удобни за дистанционни изследвания на малки площи (например полигони с размери 60x60 км, колкото са сцените от SPOT) и за територията на България са най-ефективни за получаване на информация при идентифицирани бедствия и аварии с бързо развиващи се критични процеси.
- Безпилотните самолети са с малка ефективност за големи площи и са подходящи за малоразмерни обекти. Стойността на еднократните операции с безпилотни самолети се увеличава поради ниския ресурс на безпилотните апарати и, съответно, високи амортизационни разходи в сравнение със специализираните самолети и хеликоптери. Тази технология е много бързо развиваща се в момента, особено във военната сфера, където системата за автоматично управление на апарата получава задача за изпълнение от ъгловото изместване на подвижна камера. По същество операторът коригира полета подобно на птичия полет.
- За целите на дистанционните изследвания в България е целесъобразно да се използват предимно спътникови технологии със закупуване на информация от SPOT или получаване на информация от собствен спътник с ограничено време на реална експлоатация. Данните от такива спътници е целесъобразно при нужда да се допълват с информация от хеликоптери и безпилотни самолети с възможности да носят контейнери с полезен товар, подходящ за дистанционни изследвания на катастрофични процеси и екологични бедствия.

Литература:

1. Аэродинамика в вопросах и задачах – под редакцией проф. Краснова Н. Ф., Москва, изд. Высшая школа, 1985 г.
2. Г е т л а н д К. “Космическая техника”, издательство “МИР”, Москва, 1986 г, превод от английски
3. Ж е м ч у ж и н, Д., Б. Ж у р и н, “Как рассчитываются параметры орбит” сп. “Авиация и космонавтика”, Март 1969 г.
4. Инженерный справочник по космической технике, Военное издательство, Москва, 1969 г.
5. Л у к а ш е в и ч Е., В. К а п и т о н о в а. “Класификация орбит КА, предназначенных для исследования Земли из космоса”, Исслед. Земли из космоса, 1989 г., №6.
6. М а р д и р о с я н Г. “Природни екокатастрофи и тяхното дистанционно аерокосмическо изучаване, ”Академично издателство“, проф. М. Дринов”, София, 2000 г.
7. М о у д е р Дж., С. Э л м а г р а б и. “Исследование операций”, издательство “МИР”, Москва, 1981 г., превод от английски в два тома.
8. Р а д в и к Б. “Военное планирование и анализ систем”, Военное издательство, Москва, 1972 г., превод от английски
9. С к у б к о Р., А., Б. Г. М о р д в и н о в. “Спутник у штурвала”, 1989 г., изд. “Судостроение”, Ленинград