

Aerospace Research in Bulgaria
Volume 9 . Sofia . 1993
Bulgarian Academy of Sciences

Редакционна колегия

Б. Бонев (главен редактор),
П. Велинов, П. Генев,
Б. Маджаров, Г. Мардиросян
(отговорен секретар), Д. Мишев,
П. Неновски,
Х. Спиридонов, Л. Филипов,
С. Чапкънов, З. Димитрова
(отговорен редактор на броя)
Преводач Л. Кралева

Editorial Board

B. Bonev (Editor-in-Chief),
P. Vellinov, P. Genov,
B. Majarov, G. Mardirosjan
(Secretary), D. Mishev,
P. Nenovski, H. Spiridonov,
L. Philipov, S. Chapkanov,
Z. Dimitrova (Technical Editor)
Translated by L. Kraleva

Адрес

Аерокосмически изследвания в
България
Институт за космически
изследвания при БАН
България, София 1000,
ул. „Московска“ № 6

Address

Aerospace Research in Bulgaria
Space Research Institute,
Bulgarian Academy of Sciences
6 Moskovska Str., Sofia 1000,
Bulgaria

Издателство на Българската
академия на науките

Редактор
Н. Евтимова
Коректор
Р. Илиева

Техн. редактор
В. Андропова

Изд. индекс 13030
Дадена за набор
юни 1993 г.
Подписана за печат
септември 1993 г.

Формат 70x100/16
Тираж 350
Печатни коли 6,00
Издателски коли 7,78
Печатница на Издателството
на БАН
1113 София
ул. „Акад. Г. Бончев“, бл. 5
Поръчка № 161
629.13 (05)

© БАН, Институт
за космически изследвания
1993

АЕРО КОСМИЧЕСКИ ИЗСЛЕДВАНИЯ В БЪЛГАРИЯ

9

СОФИЯ • 1993

БЪЛГАРСКА АКАДЕМИЯ НА НАУКИТЕ

Съдържание

Contents

Р. ВернерИзследвания на плазма с
помощта на надлъжни
изображения / 3**В. Дамгов**Метод для повышения
чувствительности датчика
солнечного ветра / 16**С. Чапкънов**Върху функционирането на
сондова апаратура в
условията на активен
космически експеримент / 17**Г. Мардиросян, Р. Кънчева**Устройство для измерения
индикатриси отражения / 21**Ж. Жеков, Д. Иванова,
В. Захариев, А. Христов**Вариации на общото
съдържание на озон в
Северозточна България / 29**R. Verner**Plasma studies by the help
of longitudinal images / 3**V. Damgov**Solar wind sensors: a method
of increase in sensitivity / 16**S. Chapkanov**On the probe equipment
operation in active space
experiment conditions / 17**G. Mardirossian, R. Kancheva**A device for measurement
of the reflection indicatress / 21**J. Jekov, D. Ivanova,
V. Zachariev, A. Christov**Atmospheric total ozone
content variation in the
North-Eastern region of
Bulgaria / 29

**Т. Здравев, Д. Крежова,
Д. Петков**
Метод за математическо
моделиране на линейни системи
за автоматично управление / 37

Ю. Симеонова
Особености при
експлоатацията на
микроканалните пластини в
лабораторни условия / 38

В. Николов
Метод за определяне на
аеродинамичните характери-
стики на кръстообразни
крила при дозвукови
скорости на полета чрез
пространствена вихрова
схематизация на крилото / 43

В. Николов
Изследване на стационарните
и нестационарните
аеродинамични
характеристики на органи за
управление на летателни
апарати при дозвукова
скорости чрез вихров
метод / 55

**Д. Йорданов, Ю. Симеонова,
А. Шопов**
Използване на метода
на електронната
Оже-спектроскопия за
анализ на пукнатина в
корпусен елемент от
авиационен двигател / 69

В. Гочев
Влияние на технико-
експлоатационните
характеристики на самолета
върху експлоатационните
му разходи / 75

А. Генчев
Капацитивно-диоден
преобразувател на напреже-
ние / 88

Нови книги

От Космоса срещу
екологичните катастрофи / 93

In memoriam

Акад. Кирил Серафимов
(24. V. 1932—2. IV. 1993) / 95

**T. Zdravev, D. Krezhova,
D. Petkov**
A method for mathematical
modelling of linear systems
for automatic control / 33

Y. Simeonova
Some characteristics of micro-
channel plates functioning
in the conditions of a
laboratory experiment / 42

V. Nikolov
Method for determination of
the crosswise wings aerodyna-
mic characteristics at flying
subsonic velocity through
the wing spatial whirlwind
schematisation / 54

V. Nikolov
The research of the operation
organs stationary and non-
stationary characteristics
of the flying machines at
subsonic velocity through
the whirlwind method / 68

**D. Iordanov, Y. Simeonova,
A. Shopov**
Using the method of electronic
spectroscopy (AES) for the
analysis of cracks on the
body of aircraft engines / 74

V. Gochev
Influence of the technical and
exploitation characteristics
of the airplane on its
exploitation costs / 87

A. Genchev
A capacitive-diod voltage
transformer / 92

New books

From Space Against
Ecological Disasters / 93

In memoriam

Acad. Kiril Serafimov (24. V.
1932—2. IV. 1993) / 95

Изследвания на плазма с помощта на надлъжни изображения

Ролф Вернер

Институт за космически изследвания, БАН

Създаването и усъвършенстването на методите за формиране, възстановяване и подобряване на изображения успоредно с бурното развитие на компютърната техника дават импулси за разработка на нови изследователски методи. Едни от тях се основават на приемане, регистрация, запаметяване и възстановяване на надлъжни изображения (longitudinal images), например сканираща (в дълбочина) микроскопия. Преди да бъдат разгледани възможностите за приложение на метода на надлъжните изображения в областта на плазмените изследвания, е необходимо кратко изложение на същността и принципите им.

Както е известно от фотографията, обектът, който се снима, първо се фокусира върху филмовата равнина. При това е в сила основният закон на оптичното изображение (закон на Гаус за $f' = f$)

$$(1) \quad \frac{1}{f} = \frac{1}{z_1} + \frac{1}{z_2},$$

където f е фокусното разстояние на обектива, с който се построява изображението на обект, намиращ се на разстояние z_1 , в равнината (т. нар. „Гаусова равнина на изображение“) с дистанция z_2 зад него.

Разделителната способност на всяка оптична система е ограничена чрез дифракция. По приблизителен начин, както се изчислява разпределението на интензивността в Гаусовата равнина на един точков монохроматичен източник, може да се изчисли и разпределението му, надлъжно на оптичната ос в пространството на изображение. В приближение на Фраунхофе и при малки фазови разлики на вълнови фронтове за надлъжното разпределение на интензивността на източника, който се намира на разстояние z от обектива с фокус f и радиус r (съответстващ на входната апаратура) [1, 2], се получава

$$(2) \quad s(z', z) = \frac{\pi r_0^2}{z^2} \left[\operatorname{sinc} \left(\frac{\pi b r_0^2}{2\lambda f^2} \right) \right],$$
$$\frac{1}{f} = -\frac{z-z'}{z z'}.$$

Параметърът b в уравнение (2) е свързан с фазовите разлики, но има и друго важно значение, което ще се дискутира. Ако източникът има произволно надлъжно разпределение $o(z')$, тогава неговото изображение е

$$(3) \quad i(z) = \int_{-\infty}^{\infty} o(z') s(z', z) dz'.$$

Това уравнение с езика на фотографията може да се интерпретира по следния начин: снимайки един обект с достатъчно голям брой различни фокуси, се получава надлъжно разпределение $i(z)$ в пространството на изображението. Решаването на интегралното уравнение (3) позволява да се възстанови оригиналното надлъжно разпределение на обекта. Чрез изложеното дотук става ясно, че методът на надлъжните изображения дава възможност за възстановяване и на тримерни обекти, когато този метод се комбинира с метода на „обикновеното“ двумерно възстановяване на изображението. При това $s(z', z)$ представлява надлъжната компонента на функцията на разсейване.

Разликата с томографията се състои в това, че при нея пространствената информация се получава чрез регистрация на множество проекции на обекта при различни ъгли, а при метода на надлъжните изображения тя се получава чрез сканиране в дълбочина.

От уравнение (2) може да се направи още един много важен извод. Както е известно, функцията $\sin(x)$ приема при $\pm \pi$ първия си минимум. За b се получава

$$(4) \quad b = 2\lambda \left(\frac{f}{r_0} \right)^2,$$

една характерна величина, определяща надлъжната разделителна способност. Ако разстоянието на максимумите на два точкови източника е $|\Delta z| \geq b$, тогава изображенията им се проявяват като разделени. Съответно на теорията на Nyquist $R = \frac{1}{b}$ представлява граничната пространствена честота на една система с ограничена честотна лента. По-точното разглеждане [3] показва, че $R = \frac{1}{\lambda} \left(\frac{r_0}{z} \right)^2$ и не зависи само от r_0 , а и от мястото z в пространството на изображение.

За какви изследвания може да се използва описаният метод в областта на плазмената физика? В оптично отношение плазмата представлява в по-голяма или в по-малка степен прозрачен обект. Собственото оптично излъчване би могло да се регистрира със сканираща в дълбочина камера. Затова е необходима временна стабилност на излъчване в интервал на събирането на множеството изображение $i(x, y, z)$. От възстановеното разпределение $o(x, y, z)$ могат да се направят важни изводи за разпределението на масовата концентрация на неутралните или мозирираните плазмени компоненти.

Трябва да се подчертае, че за разлика от сканиращия микроскоп тук обективът се намира на разстояние, по-голямо от f , заради което изследванията трябва да се провеждат с телескопични системи. От уравнение (4) следва, че надлъжната разделителна способност расте, т. е. относителното отворстие $f/2 r_0$ трябва да е малко, което не противоречи на условието за получаване на добра трансверзално-разделителна способност.

Ако обектът има определени свойства, може да се избегне механично сканиране в дълбочина. Изследва се примерно собствено излъчване на плазма, което се изменя в дълбочина (по оптичната ос) и в някакво направление,

перпендикулярно към нея. Тогава изображението е двумерно и може да бъде регистрирано с помощта на двумерни детектори. В случай, че излъчването е едномерно само по оптичната ос, достатъчно е изображението да се регистрира с линеен детектор. При дългофокусни обективи в Гаусовата равнина може да се позиционира входният процеп на един спектрометър. При такава постановка сканирането в дълбочина позволява едновременно да се определят не само разпределенията на някои плазмени компоненти, но и изменението на температурата като важен плазмен параметър по оптичната ос. С помощта на двумерен детектор могат да се регистрират множество спектри (успоредно към равнината на дисперсия), съответстващи на излъчващи области, намиращи се на различни разстояния от обектива.

За изложените предложения за използване метода на надлъжното изображение при плазмени изследвания са нужни по-нататъшна експериментална проверка и теоретичен анализ, за да се намерят ограничителните условия при практическото му приложение.

Литература

1. H a f e r k o r n, H. Optik, VEB Deutscher Verlag der Wissenschaften, Berlin, 1984
2. H u, Y., B. R. F r i e d e n. Restoration of longitudinal images. — Applied Optics 27, 1988, No 2, 414-418.
3. F r i e d e n, B. R. Longitudinal image formation. — J. Opt. Soc. Am., 56, 1966, p. 1495.

Постъпила на 18. I. 1990 г.

Plasma studies by the help of longitudinal images

Rolf Verner

(S u m m a r y)

The extensive development of longitudinal images dates since 1965. The obtained results are applied in technics. An illustrative example of this is scanner microscopy. In the exposition the fundamentals of this theory are briefly reported and the opportunities for the theory's application in plasma experiments as well are discussed. Suggestions are made for its use in the study of plasma characteristics and their change with space depth.

Българска академия на науките. Bulgarian Academy of Sciences
Аерокосмически изследвания в България. 9. Aerospace Research in Bulgaria
София. 1993. Sofia

Solar wind sensors: a method of increase in sensitivity

Vladimir Damgov

Space Research Institute, Bulgarian Academy of Sciences

Introduction

The measurements of the interplanetary plasma parameters allow to forecast a great number of phenomena in the Earth ionosphere and magnetosphere [1-6]. Finding out the fine structure of the Solar wind increases forecast accuracy.

The trapping multielectrode-modulation sensors have a wide spread due to the possibility of measuring the Solar-wind differential-energetic spectrum.

The measurements at a. c., having great advantages in the case, have some disadvantages as well. This is the shunting of the input signal by sensor-collector capacitance. The existence of this capacitance limits the value of the input preamplifier resistance and as a result — the sensor sensitivity. The decrease of the modulation frequency is undesirable due to sharp increasing of the flicker noise. Sensitivity increasing by means of the collector area enhancing is impossible on account of the proportional increasing of the shunting capacitance value. The authors of the work [6] have proposed to introduce a positive feed-back of capacitive character to the input preamplifier. But this method hardly decreases the sensor stability. The total input capacitance of the system becomes frequency dependent. In the same time it is well known that the maximum level of the sensor sensitivity can be realized when using wide-band pulse-amplitude modulation with pulse duration of 1/2 of the period.

A method of increase in sensitivity of Solar-wind sensor has been developed on the basis of the general principle of the modulation-parametric interactions reversibility, formulated [7, 11, 12]. The principle is in force for all kinds of signal manipulations. The essence of the principle consists in the equal possibility for "direct" and "reverse" conversions when interacting. Usually, as a result of direct conversion combined products (e. g. lower and higher combined-frequencies components) arise, which if exposed to reverse conversions cause a reaction of the system to external influences. The inversibility of interactions in electronic modulation-parametric systems allows to obtain

effective low-noise negative C_- , G_- and L_- , R_- [10]. Using electromechanical modulation-parametric systems one can implement negative flexibility and friction [9].

The method proposed consists in the utilization of the developed four-frequency parametric systems (FFPS), exhibiting wide-band low-noise negative capacitance (C_-) and negative conductance (G_-). The sensitivity of the Solar-wind multielectrode-modulation sensor is increased essentially as a result of the compensation of its own capacitance and conductance by implemented effective low-noise negative C_- and G_- , having constant absolute values in a wide videofrequency bandwidth.

A general theory of the proposed FFPS, exhibiting wide-band (videofrequency bandwidth) low-noise negative C_- and G_- is developed. Expressions for absolute values of the negative parameters are derived and the dynamic characteristics are studied.

The noise properties of the system determining the sensor sensitivity are investigated theoretically. The system of parallelly connected one-port of the Solar-wind trap, one-port with negative parameters C_- and G_- (FFPS) and two-port of the preamplifying stage is considered. General criteria for advisable use of negative parameters one-ports in the system are derived on the basis of comparison of the system-fluctuation sensitivities under the circumstances of present and absent parametric one-port (FFPS).

The system stability has been considered theoretically on the basis of a diagram of the interrelations of all influencing factors.

Analysis of noise properties

The interplanetary-plasma-trapping multielectrode-modulation sensor with a FFPS is schematically presented in Fig. 1. FFPS implements negative C_- and G_- in parallel with trap collector — sensor body.

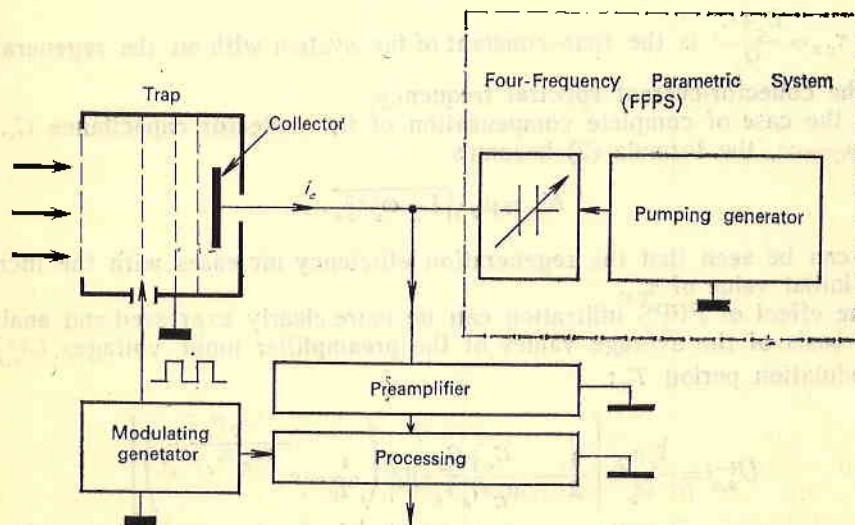


Fig. 1

The sensor electrical equivalent scheme is presented in Fig. 2, where i_c and C_c are respectively trap collector current and capacitance; C_- and G_- are wide-band low-noise negative capacitance and conductance, implemented by FFPS; G_a and C_a are preamplifier input conductance and capacitance and $U^{(\mp)}$

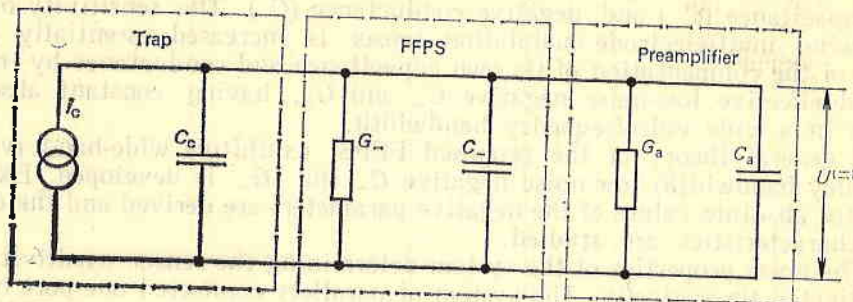


Fig. 2

is input preamplifier voltage with and without regenerative action of FFPS. Here and further on we use the index (-) for the regenerative case when using FFPS and the index (+) — for the common case without FFPS.

Introducing the regenerative gains

$$(1) \quad \mu_C = \frac{C_c + C_a}{C_c + C_a - C_-}, \quad \mu_G = \frac{G_a}{G_a - G_-},$$

one could receive the gain of the resultant input-voltage increasing as

$$(2) \quad K = \frac{U^{(-)}}{U^{(+)}} = \frac{\mu_C}{\left(\frac{\mu_C}{\mu_G}\right)^2 + \omega_s^2 \tau_{ca}^2} \sqrt{\left(\omega_s^2 \tau_{ca}^2 + \frac{\mu_C}{\mu_G}\right)^2 + \omega_s^2 \tau_{ca}^2 \left(\frac{\mu_C}{\mu_G} - 1\right)^2},$$

where: $\tau_{ca} = \frac{C_c + C_a}{G_a}$ is the time constant of the system without the regeneration-

ω_s is the collector-current spectral frequency.

In the case of complete compensation of the collector capacitance C_c , i. e. when $\mu_C \rightarrow \infty$, the formula (2) becomes

$$(3) \quad K_\infty = \mu_G \sqrt{1 + \omega_s^2 \tau_{ca}^2}.$$

It can be seen that the regeneration efficiency increases with the increase of the initial value of τ_{ca} .

The effect of FFPS utilization can be more clearly expressed and analysed on the basis of the average values of the preamplifier input voltages $U_{a,a}^{(\mp)}$ for the modulation period T_0 :

$$(4) \quad U_{a,a}^{(-)} = \frac{i_c \mu_G}{G_a} \left[\frac{1}{2} - \frac{C_c + C_a}{\mu_C G_a T_0} \mu_G \left(\frac{1}{2} - e^{-\frac{\mu_C G_a T_0}{2\mu_G (C_c + C_a)}} \right) \right] \\ \approx \frac{1}{2} \frac{i_c}{G_a} \mu_G, \text{ since } \frac{C_c + C_a}{\mu_C G_a T_0} \mu_G \ll 1,$$

$$(5) \quad U_{a,a}^{(+)} = \frac{i_c}{G_a} \left[\frac{1}{2} - \frac{C_c + C_a}{G_a T_0} \left(\frac{1}{2} - e^{-\frac{G_a T_0}{2(C_c + C_a)}} \right) \right]$$

$$\approx \frac{i_c T_0}{4(C_c + C_a)}, \text{ when } \frac{C_c + C_a}{G_a} \gg T_0.$$

The ratio of expressions (4) and (5) gives the gain, showing the efficiency of the FFPS utilization:

$$(6) \quad K_a = \frac{U_{a,a}^{(-)}}{U_{a,a}^{(+)}} \approx \frac{2(C_c + C_a)}{G_a T_0} \mu_G.$$

In all practical cases $K_a \gg 1$.

The effect of the sensitivity increase due to the FFPS utilization is to be considered more thoroughly. It is necessary to prove that the ratio signal/noise $N^{(F)}$ is not getting worse when FFPS is added. The quantity $N^{(F)}$ can be expressed as follows:

— case with regeneration

$$(7) \quad N^{(-)} = \frac{U_{a,a}^{(-)}}{\sqrt{U_{N\Sigma}^2}} \approx \frac{1}{2} \frac{i_c \mu_G}{G_a \sqrt{U_{N\Sigma}^2}} = \frac{n S_c \Phi(W_\beta) \mu_G}{2 G_a \sqrt{U_{N\Sigma}^2}};$$

— case without regeneration

$$(8) \quad N^{(+)} = \frac{U_{a,a}^{(+)}}{\sqrt{U_{Na}^2}} \approx \frac{1}{4} \frac{i_c T_0}{(C_c + C_a) \sqrt{U_{Na}^2}} = \frac{n S_c \Phi(W_\beta) T_0}{4(C_c + C_a) \sqrt{U_{Na}^2}},$$

where $i_c = n S_c \Phi(W_\beta)$, n — is the plasma density, S_c — is the trap collector area, $\Phi(W_\beta)$ — is a function, characterizing the charged-particles distribution in energy, $U_{N\Sigma}^2$ — is the total average-quadratic noise voltage in the regenerative case (when FFPS is presented), U_{Na}^2 — is the average-quadratic noise voltage of the preamplifier.

From Eqns. (7) and (8) one could derive expressions for minimum plasma density and minimum trap-collector current, which can be registered in two cases:

$$(9) \quad n_{\min}^{(-)} = \frac{2N^{(-)} G_a \sqrt{U_{N\Sigma}^2}}{\mu_G S_c \Phi(W_\beta)},$$

$$(10) \quad n_{\min}^{(+)} = \frac{4N^{(+)} \sqrt{U_{Na}^2}}{S_c \Phi(W_\beta)},$$

$$(11) \quad i_{c \min}^{(-)} = \frac{2N^{(-)} G_a}{\mu_G} \sqrt{U_{N\Sigma}^2},$$

$$(12) \quad i_{c \min}^{(+)} = \frac{2N^{(+)} (C_c + C_a)}{T_0} \sqrt{U_{Na}^2}.$$

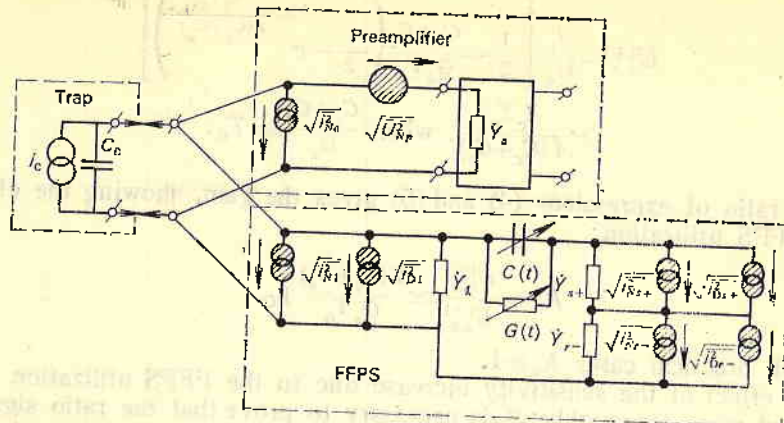


Fig. 3

Obviously, the conditions for efficient FFPS utilization can be written as

$$(13) \quad N^{(-)} > N^{(+)},$$

$$(14) \quad n_{\min}^{(-)} < n_{\min}^{(+)},$$

$$(15) \quad i_{c \min}^{(-)} < i_{c \min}^{(+)},$$

In order to form correct estimations of conditions (13), (14) and (15) it is necessary to determine the noise voltages $\overline{U_{NX}^2}$ and $\overline{U_{Na}^2}$.

The equivalent noise scheme of the Solar-wind sensor with FFPS is given in Fig. 3. The preampfier is presented by its admittance $\dot{Y}_a = G_a + jB_a$ and noise sources $i_{Na}^2 = G_{Na} A$ and $\overline{U_{Np}^2} = R_{Na} A$, where $A = 4kT \Delta f$, G_{Na} and R_{Na} are equivalent preampfier noise conductance and resistance respectively, k is Boltzman constant, T is absolute temperature and Δf is frequency band. A correlation

admittance $\dot{Y}_{cor} = \frac{\sqrt{i_{Na}^2} \sqrt{U_{Np}^2 *}}{|U_{Np}^2|}$ will be taken into account as well; here and further

on the sign (*) marks the complex conjugate quantities.

FFPS is presented by parametric elements — capacitance $C(t)$ and conductance $G(t)$, input admittance $\dot{Y}_1 = G_1 + jB_1$ and admittances \dot{Y}_{s+} , \dot{Y}_{r-} at combined frequencies $f_+ = f_p + f_s$ and $f_- = f_p - f_s$, $\dot{Y}_{s+} = G[1 + 2Qj(\eta - \xi)]$, $\dot{Y}_{r-} = G \times [1 - 2Qj(\eta - \xi)]$, f_p — pumping frequency, f_s — FFPS input signal or input noise-spectrum frequency, G — conductance of the FFPS oscillatory circuit, Q — Q -factor, $\eta = \frac{f_p^2 - f_r^2}{f_p^2}$ — relative detuning, f_r — oscillatory circuit resonance

frequency, $\xi = \frac{f_s}{f_p}$, $f_s \ll f_p$.

Thermal noise and schrot noise are taken into consideration connecting to the circuit (Fig. 3) the corresponding noise sources $i_{Nm}^2 = AR_e (\dot{Y}_m)$ and $i_{Dm}^2 = 2eI_0 \Delta f_m$, where e — is the electron charge, I_0 — is d. c. through the

parametric element; $m \rightarrow 1$, $s+$, $r-$ indicate correspondingly the FFPS input circuit (1) and FFPS circuits of sum ($s+$) and difference ($r-$) combined frequencies.

A general noise equivalent scheme (Fig. 4) is formed on the basis of Fig. 3. FFPS is presented by the input admittance \dot{Y}_1 and the negative ad-

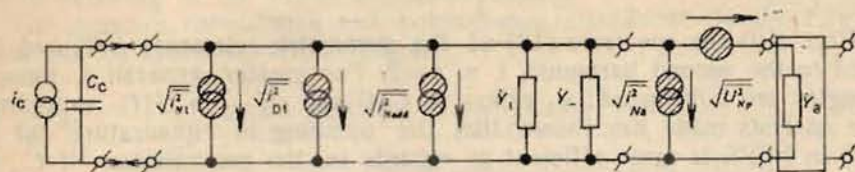


Fig. 4

mittance $\dot{Y}_- = -G_- - jB_-$, $B_- = \omega_s C_-$, input-circuit noise sources $\overline{i_{N1}^2}$ and $\overline{i_{D1}^2}$ and some additional noise source $\overline{i_{Nadd}^2}$, caused by noise conversion from the other FFPS circuits.

Using Fig. 4, desired noise voltages $\overline{U_{N\Sigma}^2}$ and $\overline{U_{Na}^2}$ may be expressed:

$$(16) \quad \overline{U_{N\Sigma}^2} = \frac{\overline{i_{N1}^2} + \overline{i_{D1}^2} + \overline{i_{Nadd}^2} + \overline{i_{Na}^2}}{|\dot{Y}_1 + \dot{Y}_- + \dot{Y}_a|^2} + \frac{\overline{U_{Np}^2}}{\left| \frac{\dot{Y}_a}{\dot{Y}_1 + \dot{Y}_-} + 1 \right|} - 2\dot{Y}_{cor} \overline{U_{Np}^2} \frac{\dot{Y}_1^* + \dot{Y}_-^*}{|\dot{Y}_1 + \dot{Y}_- + \dot{Y}_a|^2},$$

$$(17) \quad \overline{U_{Na}^2} = \frac{\overline{i_{Na}^2}}{|\dot{Y}_a|^2}.$$

In (16), the quantities $\overline{i_{Nadd}^2}$ and \dot{Y}_- remain unspecified.

The FFPS time-varying parametric elements $C(t)$ and $G(t)$ can be presented by the Fourier series

$$(18) \quad \begin{cases} C(t) = C_0 + 2 \sum_{n=1}^{\infty} C_n \cos n\omega_p t \\ G(t) = G_0 + 2 \sum_{n=1}^{\infty} G_n \cos n\omega_p t, \end{cases}$$

$$\text{where } \begin{cases} C_n \\ G_n \end{cases} = \frac{1}{2\pi} \int_{-\pi}^{\pi} \begin{cases} C(t) \\ G(t) \end{cases} \cos n\omega_p t d(\omega_p t).$$

The processes in FFPS may be generally described by the following matrix equation [7, 12]:

$$(19) \begin{vmatrix} \dot{I}_1 \\ \dot{I}_{s+} \\ \dot{I}_{r-}^* \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} \dot{Y}_1 & G_1 e^{-j\psi_2} + j\omega_3 C_1 e^{-j\psi_1} & G_1 e^{j\psi_2} + j\omega_3 C_1 e^{j\psi_1} \\ G_1 e^{j\psi_2} + j\omega_+ C_1 e^{j\psi_1} & \dot{Y}_{s+} & G_2 e^{2j\psi_2} + j\omega_+ C_2 e^{j\psi_1} \\ G_1 e^{-j\psi_2} - j\omega_- C_1 e^{-j\psi_1} & G_2 e^{-2j\psi_2} - j\omega_- C_2 e^{-2j\psi_1} & \dot{Y}_{r-}^* \end{vmatrix} \begin{vmatrix} U_1 \\ U_{s+} \\ U_{r-}^* \end{vmatrix}$$

In Eqn. (19) the spectrum (18) of the parametric elements $C(t)$ and $G(t)$ is limited to the second harmonic, i. e. $n=2$. For greater generality, pumping phase angles are introduced: ψ_1 refers to $C(t)$ and ψ_2 — to $G(t)$, respectively. The analysis made has shown, that the pumping in "quadrature" of $C(t)$ and $G(t)$ in FFPS is most efficient as regards to the maximization of C_- and G_- absolute values, i. e. $\psi_1 = -\frac{\pi}{2}$, $\psi_2 = 0$.

When the equation (19) is used for studying the noise properties, the currents and voltages have to be replaced as follows

$$I_1 \rightarrow \sqrt{\overline{i_{N1\Sigma}^2}} = \sqrt{\overline{i_{N1}^2} + \overline{i_{D1}^2}}, \quad I_{s+} \rightarrow \sqrt{\overline{i_{Ns+\Sigma}^2}} = \sqrt{\overline{i_{Ns+}^2} + \overline{i_{Ds+}^2}},$$

$$I_{r-} \rightarrow \sqrt{\overline{i_{Nr-\Sigma}^2}} = \sqrt{\overline{i_{Nr-}^2} + \overline{i_{Dr-}^2}}, \quad U_1 \rightarrow \sqrt{U_{N1}^2}.$$

The noise voltage U_{N1}^2 in the FFPS input circuit can be determined from (19):

$$(20) \quad \overline{U_{N1}^2} = \overline{i_{N1\Sigma}^2} \left| \frac{D_1}{D} \right|^2 + \overline{i_{Ns+\Sigma}^2} \left| \frac{D_{s+}}{D} \right|^2 + \overline{i_{Nr-\Sigma}^2} \left| \frac{D_{r-}}{D} \right|^2,$$

where D is determinant of the matrix in Eqn. (19), D_1 , D_{s+} and D_{r-} are corresponding algebraic adjuncts.

The total noise current in the FFPS input circuit can be obtained in the form

$$(21) \quad \overline{i_{NFFPS}^2} = \overline{U_{N1}^2} \left| \dot{Y}_1 + \dot{Y}_- \right|^2 = \overline{i_{N1\Sigma}^2} + \overline{i_{Ns+\Sigma}^2} \left| \frac{D_{s+}}{D_1} \right|^2 + \overline{i_{Nr-\Sigma}^2} \left| \frac{D_{r-}}{D_1} \right|^2$$

since $\dot{Y}_1 + \dot{Y}_- = \frac{\dot{I}_1}{U_1} = \frac{D}{D_1}$.

Hence, the desired additional noise current $\overline{i_{Nadd}^2}$ (Fig. 4) is obtained

$$(22) \quad \overline{i_{Nadd}^2} = \overline{i_{Ns+\Sigma}^2} \left| \frac{D_{s+}}{D_1} \right|^2 + \overline{i_{Nr-\Sigma}^2} \left| \frac{D_{r-}}{D_1} \right|^2.$$

Using (19) the reverse conversion gains in (22) can be determined in the form:

$$(23) \quad K_+ = \frac{D_{s+}}{D_1} = \frac{M_1 - m_1 \xi Q (1 + 2M_2) + j2Q [m_1 \xi (\xi_0 - \xi) - M_1 (\xi_0 + m_2 - \xi)]}{1 + 2M_2 + 4Q^2 (\xi_0^2 + \xi_0 m_2 - \xi^2)},$$

$$(24) \quad K_- = \frac{D_{r-}}{D_1} = \frac{M_1 + m_1 \xi Q (1 + 2M_2) + j2Q [m_1 \xi (\xi_0 + \xi) + M_1 (\xi_0 + m_2 - \xi)]}{1 + 2M_2 + 4Q^2 (\xi_0^2 + \xi_0 m_2 - \xi^2)},$$

where $m_1 = \frac{C_1}{C_{\text{eff}}}$, $m_2 = \frac{C_2}{C_{\text{eff}}}$, $M_0 = \frac{G_0}{G_{\text{eff}}}$, $M_1 = \frac{G_1}{G_{\text{eff}}}$ and $M_2 = \frac{G_2}{G_{\text{eff}}}$ are modulation coefficients of the FFPS parametric elements, $C_{\text{eff}} = C_0 - C_2$ and $G_{\text{eff}} = G_0 - G_2$ are the mean effective parameters of the system, $\xi_0 = \eta - \frac{m_2}{2}$ is the effective relative detuning of the FFPS oscillatory circuit.

The negative capacitance and conductance introduced to the FFPS input circuit can be expressed from (19) as

$$(25) \quad C_- = \frac{1}{j\omega_s} \text{Im} \left(\dot{Y}_1 - \frac{i_1}{U_1} \right) = \frac{1}{j\omega_s} \text{Im} \left(\dot{Y}_1 - \frac{D}{D_1} \right) \\ = 4C_{\text{eff}} (M_1 + m_1 Q) \frac{(M_1 + Q \xi_0 m_1) [1 + Q^2 (\kappa - 4\xi^2)] - 2M_0 M_1}{[1 + Q^2 (\kappa - 4\xi^2)]^2 + (4Q \xi M_0)^2},$$

$$(26) \quad G_- = \text{Re} \left(\dot{Y}_1 - \frac{i_1}{U_1} \right) = \text{Re} \left(\dot{Y}_1 - \frac{D}{D_1} \right) \\ = 2G_{\text{eff}} (M_1 + m_1 Q) \frac{M_1 [1 + Q^2 (\kappa - 4\xi^2)] + 8Q^2 \xi^2 M_0 (M_1 + Q \xi_0 m_1)}{[1 + Q^2 (\kappa - 4\xi^2)]^2 + (4Q \xi M_0)^2},$$

where $\kappa = 4(\xi_0^2 + \xi_0 m_2) + \frac{2M_2}{Q}$ is the general detuning.

For the considered case we introduce a noise figure of FFPS in the form

$$(27) \quad F_{\text{FFPS}} = \frac{G_{\text{FFPS}}}{G'_-} = \frac{i_{\text{NFFPS}}^2}{4kT \Delta f G'_-},$$

where G_{FFPS} — is the equivalent FFPS noise conductance, $G'_- = G_- - G_1^0$.

Using Eqn. (21) we receive the expression

$$(28) \quad F_{\text{FFPS}} G'_- = G_1^0 + G \left(\left| \frac{D_{s+}}{D_1} \right|^2 + \left| \frac{D_{r-}}{D_1} \right|^2 \right) + \frac{e I_0}{2kT} \left(1 + \left| \frac{D_{s+}}{D_1} \right|^2 + \left| \frac{D_{r-}}{D_1} \right|^2 \right).$$

The FFPS stability is defined generally by fluctuations of the pumping amplitude δ_{A_p} , pumping frequency δ_{ω_p} and parametric element bias δ_E .

The sensitivity of the implemented negative capacitance C_- to the fluctuations δ_{A_p} , δ_{ω_p} and δ_E can be expressed as

$$(29) \quad S_A = \left(\frac{\Delta C_-}{C_-} \delta_{A_p}^{-1} \right) = K(\xi) \frac{m_2}{m_1} \psi(2Q\xi) \frac{2}{1 + Qm_2 \mu(\xi_0)},$$

$$(30) \quad S_{\omega} = \left(\frac{\Delta C_-}{C_-} \delta_{\omega_p}^{-1} \right) = S_A Q \xi,$$

$$(31) \quad S_E = \left(\frac{\Delta C_-}{C_-} \delta_E^{-1} \right) = K(\xi) \frac{m_2}{m_1} \psi(2Q\xi) \left[1 + \frac{Q m_1 \xi}{1 + Qm_2 \mu(\xi_0)} \right],$$

where $K(\xi) = 2 \sqrt{\frac{(M_1 + 2Q^2 m_1 \xi_0)^2 + (2Q \xi M_1)^2}{[1 + 2M_2 + 4Q^2 (\xi_0^2 + \xi_0 m_2 - \xi^2)]^2 + (4Q \xi M_0)^2}}$,

$$\psi(2Q\xi) = \frac{1 + 4Q^2 (\xi_0^2 + \xi_0 m_2 - \xi^2)}{\sqrt{[1 + 4Q^2 (\xi_0^2 + \xi_0 m_2 - \xi^2)]^2 + (4Q \xi)^2}},$$

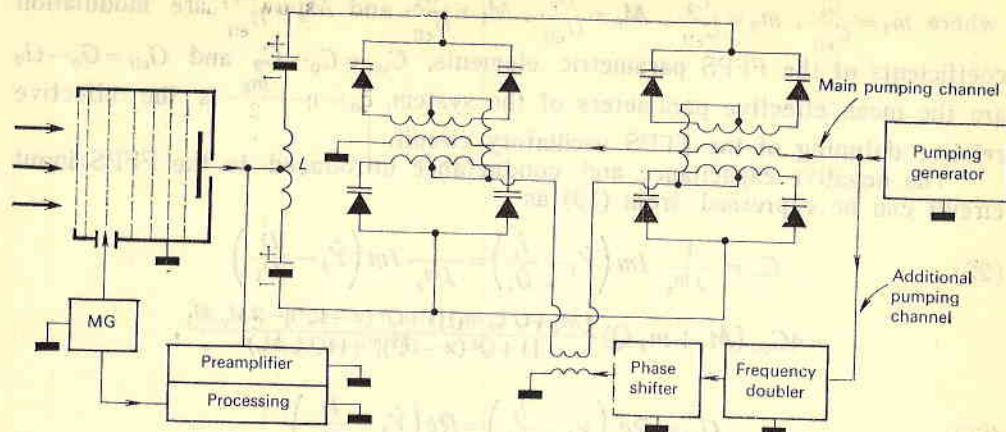


Fig. 5

$$\mu(\xi_0) = -\frac{4Q\xi_0}{1+4Q^2\xi_0^2}$$

The total unstability of C_- (assuming a statistically independence of the external influencing factors) is equal to:

$$(32) \quad \frac{\Delta C_-}{C_-} = \sqrt{S_A \delta_{A_p}^2 + S_\omega \delta_{\omega_p}^2 + S_E \delta_E^2}$$

The sensitivity of the implemented negative conductance G_- to the fluctuations of δ_{A_p} , δ_{ω_p} and δ_E has been derived in a similar manner.

FFPS, described in [8] can be used in designing trapping multielectrode-modulation sensors of Solar wind.

The electrical scheme of a multi-electrode-modulation sensor of solar wind with FFPS is presented in Fig. 5. The FFPS oscillatory circuit is formed by linear inductance L and a nonlinear capacitance constructed as a balanced-bridge scheme with negative-biased parametric diodes. The main pumping channel secures a great variation of the diodes capacitances. The additional pumping channel is used to put down the effect of the second harmonic in the spectrum of the parametric element. As it can be seen from the expressions (25) and (26), the second harmonic of varying diodes capacitance reduces the absolute values of implemented negative C_- and G_- . That leads to the necessity its influence to be eliminated. FFPS implements negative C_- and G_- with necessary absolute values in parallel with trap collector — sensor body. The resonant frequency of FFPS oscillatory circuit and correspondingly — the pumping frequency can be of the order of 100 MHz. In such case the effective C_- and G_- with constant absolute values exist in a frequency band from 0 Hz up to a limited frequency equal to ~ 15 MHz.

Estimations and conclusion

The general analysis made allows the following general estimations be made.

The study of Eqn. (28) using Eqns. (23) and (24) shows that for all real parameters

$$(33) \quad F_{\text{FFPS}} G_- \sim (1 \div 1,5) G_1^0.$$

As FFPS is actually an one-port with negative admittance, i. e. FFPS provides $\frac{G_1^0}{G_-} \ll 1$, then

$$(34) \quad F_{\text{FFPS}} \sim (0,1 \div 0,2) \text{ dB.}$$

Taking into account that the modern FET preamplifiers have noise figure $F_a \sim (2 \div 3) \text{ dB}$, it is not difficult to estimate that the total average-quadratic system noise $U_{N\Sigma}^2$ distinguishes from the average-quadratic preamplifier noise from 3—10%.

The ratio of average voltages (6) can be estimated in the practical conditions as

$$(35) \quad K_a = \frac{U_{a,a}^{(-)}}{U_{a,a}^{(+)}} \sim 2 \frac{C_c + C_a}{G_a T_0} \mu_G \sim (1 \div 5) \cdot 10^2.$$

Using these estimations, we can be convinced in the considerable increase of the ratio signal/noise

$$(36) \quad \frac{N^{(-)}}{N^{(+)}} \sim 2 \mu_G \frac{(C_c + C_a)}{G_a T_0} \frac{\sqrt{U_{Na}^2}}{\sqrt{U_{N\Sigma}^2}} \sim (0,5 \div 1) \cdot 10^3.$$

The FFPS design with the purpose of implementing C_- and G_- with necessary absolute values can be made using the formulae (25) and (26).

For all possible real parameters of FFPS with advanced elements the sensitivities defined by Eqns. (29)—(31) are in the following limits: $S_A \sim 10—15$, $S_\omega \sim 100—150$, $S_E \sim 20—25$. For example, if $\delta_{A_p} = 10^{-4}$, $\delta_{\omega_p} = 10^{-6}$ and $\delta_E = 10^{-4}$ (the case of common fluctuations without taking spacial actions), the total instability of C_- is $\frac{\Delta C_-}{C_-} < 1\%$.

The estimation of the minimum trap collector current, which can be reliably registered with an instability of conversion gain less than 1%, is $I_{c \text{ min}} \sim 10^{-14} \text{ A}$.

A general theory of the trapping multielectrode-modulation sensor of Solar-wind with an added stage based on four-frequency parametric system (FFPS) has been developed. The conditions for the advisability of FFPS utilization as one-port with negative parameters have been derived.

The investigation made shows that the utilization of FFPS considerably increases the signal level at the preamplifier input and to a great extent improves system sensibility by increasing the ratio signal/noise.

References

1. Солнечный ветер и околоземные процессы (под ред. А. Д. Шевнина). М., Наука, 1987.
2. Научная аппаратура для космических исследований (Под ред. В. М. Балебанова). М., Наука, 1987.
3. Северный, А. Б. Некоторые проблемы физики солнца. М., Наука, 1988.
4. Шкловский, И. С. Проблемы современной астрофизики. М., Наука, 1988.
5. Космическая физика (под ред. Д. П. Ле Гэлли и А. Розена). М., Мир, 1976.
6. Емельянов, С. Л., В. И. Старцев, В. Соколов. — Радиотехника, 33, 1978, № 4, 78—79.

7. Дамгов, В. Н. Параметрическая RC-система как двухполюсник с отрицательной проводимостью. — Болг. физ. ж., 5, 1978, 519—531.
8. Дамгов, В. Н. Авторски свидетельства №№ 25959, 25960, 25961, 28971, 29260, 29993, 45821.
9. Дамгов, В. Н. Индуктивный датчик — спектроанализатор. Авторско свидетельство № 30009.
10. Карпов, Ю. С., Ю. М. Лукин, В. И. Фомичев. — Радиотехника и электроника, 22, 1977, № 12, 2638—2641.
11. Damgov, V. N. Injection-locked self-oscillating system as one-port with controlled parameters. — IEE Proceedings, Part G: Electronic Circuits and Systems, 131, 1984, No 1, 1-9.
12. Damgov, V. N. Design and Application of One-port Exhibiting Negative R, C and L Based on Four-Frequency Parametric Systems. — In: Proc. IEEE Int. Symposium on Circuits and Systems, Rome, May 10-12, 1982, 1, 1982, 190-193.

Received 28. VI. 1990

Метод для повышения чувствительности датчика солнечного ветра

Владимир Дамгов

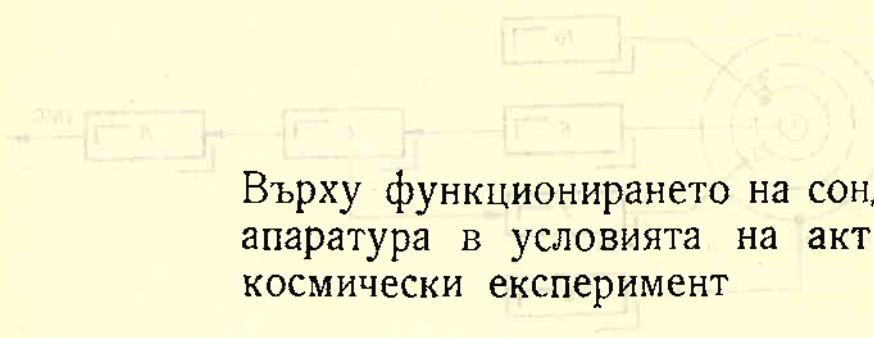
(Резюме)

Предложен метод повышения чувствительности датчика солнечного ветра. Метод продемонстрирован на базе многоэлектродного модуляционного измерителя солнечного ветра. Сущность метода заключается в использовании сформулированного принципа обратимости модуляционно-параметрических взаимодействий и в его материализации в разработанных четырехчастотных параметрических системах. Эти системы позволяют получить широкополосные малощумящие отрицательные емкости (C_-) и отрицательные активные проводимости (G_-). Чувствительность модуляционного датчика солнечного ветра увеличивается существенно за счет компенсации собственной емкости его коллектора и активной проводимости предусилителя применением эффективных малощумящих C_- и G_- .

Проведен анализ предложенной четырехчастотной параметрической системы, позволяющей получить малощумящие широкополосные (в видеочастотной полосе) отрицательные C_- и G_- . Получены выражения для динамических характеристик системы. Представлены результаты экспериментального исследования.

Теоретически и экспериментально исследованы шумовые свойства системы, определяющие чувствительность датчика. Сформулированы общие критерии целесообразности применения в подобных системах параметрических двухполюсников с отрицательными параметрами.

Теоретически и экспериментально рассмотрена стабильность системы на базе диаграммы внутренних связей всех влияющих факторов.



Върху функционирането на сондова апаратура в условията на активен космически експеримент

Стефан Чапкънов

Институт за космически изследвания, БАН

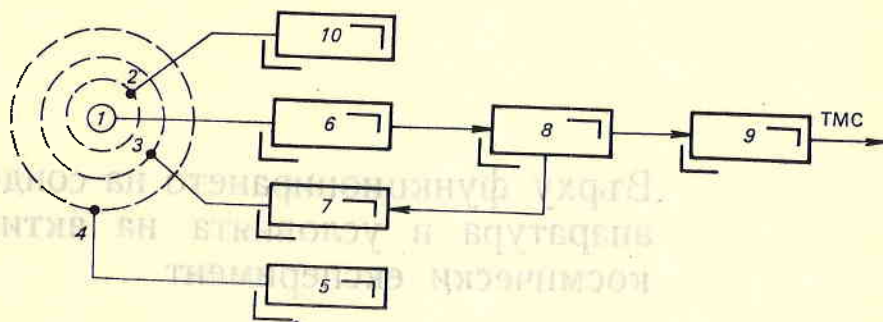
В последните години космическите специалисти обръщат особено внимание на активните експерименти в околоземното пространство. Изкуствената инжекция на неутрален газ, електронен или йонен облак от борда на космическото средство е ефективен способ за определяне на времето на живот на инжектираните частици, за моделиране на процесите в заобикалящата спътника плазма, както и за цялостното изследване на йоносферно-магнитосферните връзки и взаимодействия. В този смисъл при съществуващите на сондови прибори на борда на космическия обект рационално допълва комплекса научна апаратура. Сондовата апаратура се прилага широко в космическата практика за изследване на структурните плазмени параметри. Простотата и сигурността на този вид плазмени методи ги правят предпочитани в условията на комплексни космически експерименти, включително и активни.

Работата на многоелектродния сферичен йонен уловител и на цилиндричната сонда на Лепгюир на борда на космически апарат, чрез който се провежда активен експеримент, е свързана с някои негови особености, което прави невъзможно директното прилагане на сондите.

Действието на бордовия инжектор е свързано с повишаване на потенциала на обекта, на чийто борд е монтирано съответното оръдие. Макар и за кратко време, този потенциал придобива опасно високи за сондите стойности. Първостепенна задача на експериментатора е прилагането на превантивни мерки по отношение на сондовата апаратура в условия на активен космически експеримент.

Използваните в практиката на Института за космически изследвания, БАН, сферични йонни уловители [1] имат външна обвивка, обикновено свързана с корпуса на спътника. Тъй като в момент на инжекция от борда се получава висока потенциална разлика между корпуса на спътника и неизкривената околна плазма, а сондовите датчици (в частност — уловителят) са изнесени на щанги извън зоната на обмен заряд, създавана около обекта, сферичният йонен уловител се оказва подложен на директното действие

на екстремно висока потенциална разлика. Поради особеността си — разделяне на функциите на анализ на положителните йони (прилагане на развивка към вътрешната обвивка на уловителя) и на регистрирането им (регистраторът на йони е свързан към колектора на сондата), уловителят изпълнява ролята на автоматична защита на йонната сондова апаратура.



Фиг. 1

На фиг. 1 е показана блокова схема на четириелектроден сферичен йонен уловител, предназначен за работа в условията на провеждащ се активен плазмен експеримент.

Колекторът на уловителя — куха метална сфера (1), е заобиколен от антифотоелектронна решетка (2), свързана с източник (10) на спиращо напрежение (висок отрицателен потенциал) за фотоелектроните, избивани от колекторната повърхност вследствие на фотоэффект или от директна бомбардировка на колектора от положителните йони. Външната обвивка на уловителя (4) обикновено се свързва с корпуса на спътника. В конкретния случай е целесъобразно въвеждане на измерител на тока (5), който ще дава информация за стойността на потенциала на обекта в момент на инжекция от борда. Вътрешната обвивка на уловителя (3) е свързана с блок за развивка (7). Колекторът (1) е свързан с постояннотоков усилвател (6), информацията от който (последователни стойности на тока от волт-амперната характеристика) се подава към аналого-цифров преобразувател (8), а оттам — към телеметричната система на обекта чрез разделително устройство (9).

Формулата, която дава връзката между физическите параметри на уловителя и електричните величини, е

$$I_k = -\alpha_4 \alpha_3 \alpha_2 n_i e v_0 \pi r^2 (1 - 2e \phi / m_i v_0^2),$$

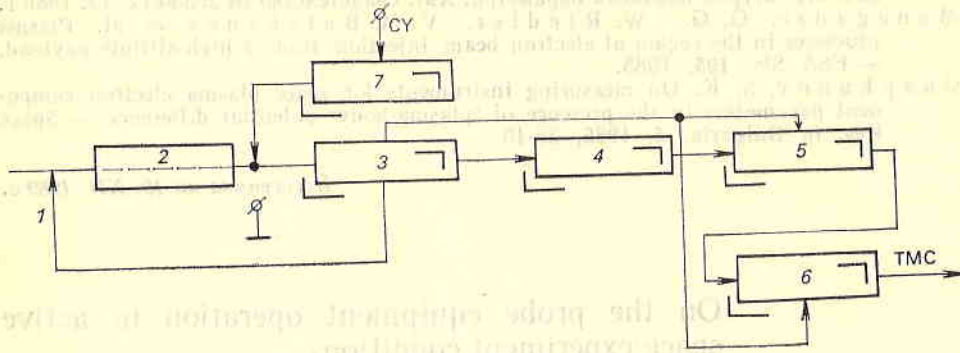
където α_i е коефициент на пропускане на съответната обвивка; n_i — концентрация на измерваните положителни йони; e — заряд на електрона; v_0 — скорост на обекта; r — радиус на външната обвивка на уловителя; m_i — маса на съставката на съответната йонна компонента; ϕ — потенциал на обвивката на уловителя по отношение на заобикалящата я плазма.

От приведената формула е ясно, че в зависимост от потенциала на обекта (т. е. потенциала на външната обвивка на уловителя) токът е ограничен или на минималната, или на максималната (насищащата) стойност.

Работата на цилиндричната сонда на Ленгмюир на борда в условията на провеждащ се активен космически експеримент е усложнена от обстоятелството, че анализът и регистрацията на електроните са съвместени.

Както личи от [2], на височини около 400 km при ток на инжекцията

$I_G > I_K$ сондата се зарежда до аномално висока стойност на потенциала $\phi_S \approx U_G$. При изпълнение на условието $10 I_K < I_G < 30 I_K - \phi_S \approx U_G$; а при $I_G < 10 I_K - \phi_S < U_G$.



Фиг. 2

На фиг. 2 е показана блоковата схема на цилиндрична сонда на Ленгмюир.

Сондата се състои от предпазен електрод (1) — тел, преминаваща през кух метален цилиндър — колектора (2). Към двата електрода се прилага еднакво развиващо напрежение, създавано от генератор (3) с два изхода, свързан с корпуса — към (1), и изолиран (висящ) — на входа на постояннотоков усилвател (4). Последователните стойности на волт-амперната характеристика се формират в аналого-цифровия преобразувател (5), откъдето постъпват в регистър (6), преди да се подадат към спътниковата телеметрия. Опасността от пробив в усилвателя (4) в условията на инжекция налага въвеждането на допълнително релейно устройство (7), което е целесъобразно да бъде управлявано от усилвателя на ток (5) от фиг. 1. Това е реализуемо, тъй като обикновено в комплекса спътникова научна апаратура сондовите методи присъстват чрез единен прибор с общи функционални блокове. По такъв начин се гарантира запазването на сондовата електроника при наличие на опасно високи напрежения на проводящата повърхност на обекта. Формулата за тока, създаден от събирането на единични йони при ъгъл на атака 90° (ъгъл между направленията на сондата на Ленгмюир и на скоростта на обекта), е

$$I_i = A_s n_i e v_0 (1 + kT_i / m_i v_0^2 + 2V / m_i v^2)^{1/2},$$

където A_s е площ на сондата, проектирана върху вектора на скоростта v_0 на обекта; e — заряд на електрона; k — константа на Болцман; T_i — температура на йоните; m_i — маса на положителните йони; V — потенциал на сондата по отношение на плазмата. Както се вижда от формулата, токът в колектора на сондата не се ограничава и зависи директно от напрежението, което освен това действа и директно върху входа на усилвателя (4). Ето защо е необходимо предприемането на специални мерки за защита на сондата в условията на активен плазмен експеримент.

Ефективното действие на сондовата апаратура на борда на спътника е свързано и с други особености, налагащи въвеждането на допълнителни функционални блокове [3] за гарантиране на работоспособността на четириелектродния сферичен йонен уловител и на цилиндричната, едностранно защитена сонда на Ленгмюир.

Литература

1. Чалкџнов, С. К., Ц. П. Дачев, Т. Н. Иванова. Измерител на йонните структурни плазмени параметри. Авт. свидетелство № 29530/12. 12. 1980 г.
2. Managadze, G. G., W. Riedler, V. M. Balebanov et al. Plasma processes in the region of electron beam injection from a high-altitude payload. — ESA SP, 195, 1985.
3. Чаpкунoв, С. К. On measuring instruments for space plasma electron component parameters in the presence of "plasma-body" potential difference. — Space Res. in Bulgaria, 5, 1986, 35-40.

Постџвила на 19. XII. 1989 г.

On the probe equipment operation in active space experiment conditions

Stefan Chapkanov

(Summary)

The operation conditions of the probe equipment when an active space experiment is carrying out are here discussed.

The four-electrodes spherical ion trap used as a measuring instrument for structural plasma parameters of the ion component is self-protected by its structure from the high body potential influence of the spacecraft during the time of injection. The block diagram of the measuring electronic system of an analogical trap is demonstrated, operating in the active space experiment conditions.

Usually the cylindrical Langmuir probe with one-sided protection is used as a measuring instrument supplied with an ion trap. The block diagram of the measuring electronic system of one-sided protection Langmuir probe is demonstrated, operating in active space experiment conditions as measuring instrument for structural electron plasma component.

Устройство для измерения индикатрисы отражения

Гаро Мардиросян, Румяна Кынчева

Институт космических исследований БАН

Одной из важнейших проблем дистанционных спектрофотометрических измерений отраженного от земной поверхности излучения является оптимальный выбор информативных дешифровочных признаков. В целях распознавания типа поверхности и определения состояния исследуемых объектов используется информация, закодированная в спектральной и пространственной структуре отраженной ими радиации.

Пространственная структура отраженной радиации включает такую существенную характеристику, как угловую зависимость спектрального коэффициента отражения (СКО), т. е. индикатрису отражения. Исследование анизотропии спектрального отражения дает возможность определения параметров изучаемых объектов, особенно в случаях, когда их яркостные характеристики, измеренные при фиксированном угле наблюдения, схожие [1, 2]. Анализ угловой структуры СКО является дополнительным источником информации об оптических и структурных характеристиках объекта, особенно что касается растительного покрова [8, 9]. Так, например, использование данных об индикатрисе отражения и, в частности, об ее зеркальной компоненте позволяет определение поляризационных характеристик исследуемой поверхности [3]. Со своей стороны, содержащаяся в поляризованном излучении информация зависит от вида растительности и связана с ее физиологическим состоянием и фенологической фазой развития [4].

Повышенные требования максимально эффективного использования дистанционно получаемых данных и их прецизионной интерпретации при анализе состояния исследуемой поверхности приводят к необходимости углубленного знания угловой структуры оптических свойств объектов. В отличие от наземных исследований, пока угловые спектральные характеристики значительно более слабо изучены. Это обусловлено, не в последнюю очередь, аппаратурно-техническими сложностями проведения такого рода наземных и дистанционных измерений.

Важное значение угловой зависимости СКО и недостаточная ее изученность до сих пор определяют актуальность разработки устройства для измерения индикатрисы отражения.

В принципе существуют два подхода к реализации такого устройства. Первая концепция предполагает возможность вращения и соответственно фиксирования спектрометра вокруг его поперечной оси (рис. 1, а). Таким образом оптическая ось спектрометра заключает различные углы с плоскостью исследуемого объекта, причем в поле зрения прибора попадают различные по величине площади различных участков объекта [10], и расстояния между объективом спектрометра и исследуемым участком также различны.

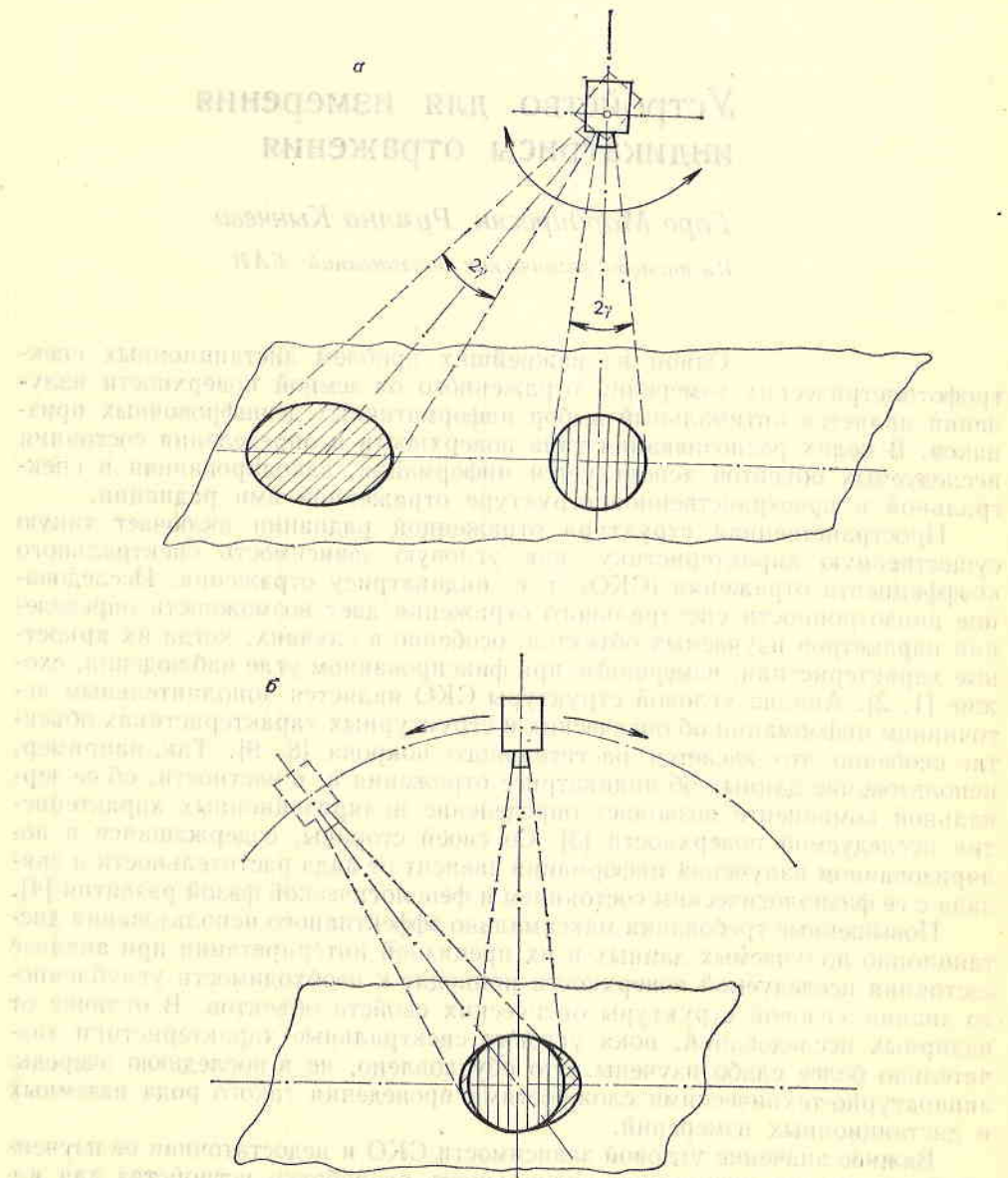


Рис. 1

При втором подходе устройство позволяет движение и соответственно фиксирование спектрометра по дуге, центр которой лежит в плоскости исследуемого объекта. В этом случае оптическая ось спектрометра заключает с объектом различные углы, охватывая различные по величине площади его поверхности, в которые, однако, всегда попадает одна и та же точка, а именно центр дуги (рис. 1, б), причем расстояние между объективом и исследуемым участком всегда одинаково.

В Институте космических исследований Болгарской академии наук разработано несколько вариантов устройства для измерения индикатрисы отражения — ИИО. Изготовлен один простейший первоначальный вариант — ИИО-1. Целью являлось создание легко переносимого устройства, обеспечивающего измерение СКО под различным углом визирования. При этом больший интерес в случае представляло не столько получение научных результатов, как выявление экспериментальных рекомендаций и выводов в технологическом, эксплуатационном и методологическом отношении, необходимых при разработке и эксплуатации следующих модификаций устройства.

Вариант ИИО-1, как и все остальные, выполнен на основе второй концепции, когда движение спектрометра осуществляется по дуге и визируется один и тот же участок исследуемого объекта при постоянном расстоянии между объектом и объективом прибора.

ИИО-1 представляет собой легкую, разбираемую дюралюминиевую трубчатую конструкцию, позволяющую несложное оперирование ею одним или двумя операторами. Черное покрытие с пренебрежимо малой отражательной способностью гарантирует отсутствие неточностей и искажений исследуемого процесса.

Одна из рабочих высот установления спектрометра $h_a = 100$ см дает возможность сопоставления данных и результатов многолетних измерений [4, 5, 11]; проводимых с обычного триножного штатива с этой же высоты в надыр тем же спектрометром.

ИИО-1 предназначено для работы с спектрометрами серии ИСОХ: ИСОХ-010, ИСОХ-020, ИСОХ-022 и ИСОХ-111 [4, 12].

На рис. 2 показан схематичный вид ИИО-1. Спектрометр можно устанавливать в надыр ($\alpha = 0^\circ$) и в еще 8 положений — по 4 с обеих сторон с шагом $\beta = 15^\circ$. При исследовании индикатрисы отражения растительного покрова высоту h' ИИО-1 можно регулировать так, чтобы центр дуги с радиусом R , по которой фиксируется спектрометр, лежал в плоскости, образованной вершинами растений:

$$h' = h_0 + h,$$

где h_0 — высота растений.

Очевидно, что при постоянном входном угле зрения 2γ спектрометра и неменяющемся R (рис. 3), охватываемая площадь S_i исследуемого объекта является функцией угла α_i , заключаемого оптической осью спектрометра с перпендикуляром к плоскости исследуемого объекта:

$$S_i = f(\alpha_i).$$

S_i минимальна при $\alpha = 0^\circ$, т. е., когда охватываемая площадь является кругом ($S_{i \min} = S_{кр}$), и S_i максимальна при $\alpha = \pm 60^\circ$, т. е., когда имеет форму эллипса с максимальной длиной большой оси D_{\max} ($S_{i \max} = S_{эл \ 60}$).

Элементарным математическим аппаратом можно вывести зависимость между площадью круга $S_{кр}$ и площадью эллипса $S_{эл}$, малая ось d которого равна диаметру круга, а большая является функцией угла α :

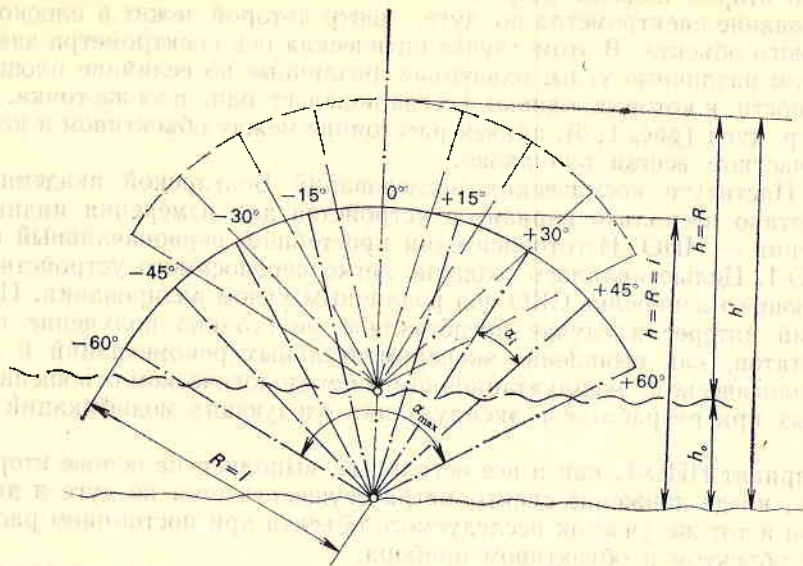


Рис. 2

$$\frac{S_{\text{от}}}{S_{\text{кр}}} = \frac{1}{\cos \alpha (1 - \text{tg}^2 \gamma \text{tg}^2 \alpha)}$$

Это соотношение надо иметь в виду в тех случаях, когда спектрометр калибруется посредством эталонного экрана, лежащего в плоскости, перпендикулярной его оптической оси.

Основные технико-эксплуатационные характеристики ИИО-1

- | | |
|--|---|
| 1. Высота установления спектрометра над земной поверхностью при $\alpha=0^\circ$ | $h = 120 \div 200 \text{ mm.}$ |
| 2. Общий рабочий охват | $\alpha_{\Sigma} = 120^\circ$ |
| 3. Число фиксированных положений спектрометра | $n = 9$ |
| 4. Шаг фиксирования спектрометра | $\beta = 15^\circ$ |
| 5. Дискретные рабочие положения спектрометра | $\alpha_i = -60^\circ; -45^\circ;$
$-30^\circ; -15^\circ; 0^\circ; +15^\circ; +30^\circ; +45^\circ; +60^\circ$ |
| 6. Точность позиционирования | $\delta = \pm 1,5^\circ$ |
| 7. Масса | $7,5 \text{ kg}$ |

Лабораторные испытания и эксплуатация устройства в натуральных условиях, хотя и немногочисленные, дают основание сделать некоторые выводы и рекомендации при реализации следующих модификаций ИИО:

1. Обеспечение общего рабочего охвата $\alpha_{\Sigma} = 120^\circ$ связано с определенными трудностями технического и технологического характера. Удобнее в этом отношении охват $\alpha_{\Sigma} = 90^\circ \div 120^\circ$.

2. Необходимо наличие возможности плавного (недискретизованного) движения и фиксирования спектрометра в любой произвольной точке дуги, т. е. $\alpha_i = \text{var.}$

и вращение...
 2. С целью сохранения...
 конструктивных...
 и...
 можно...
 концы...
 для...
 это...
 такие...
 возможности...

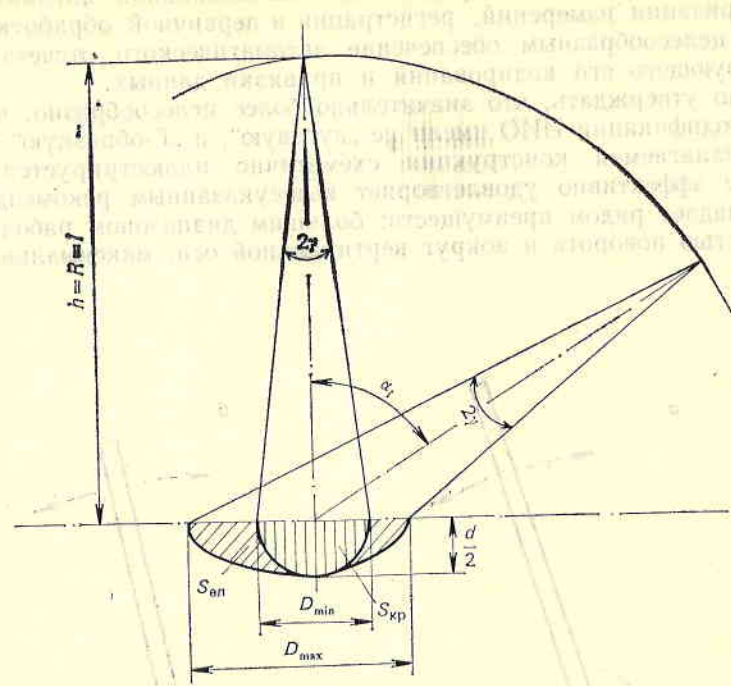


Рис. 3

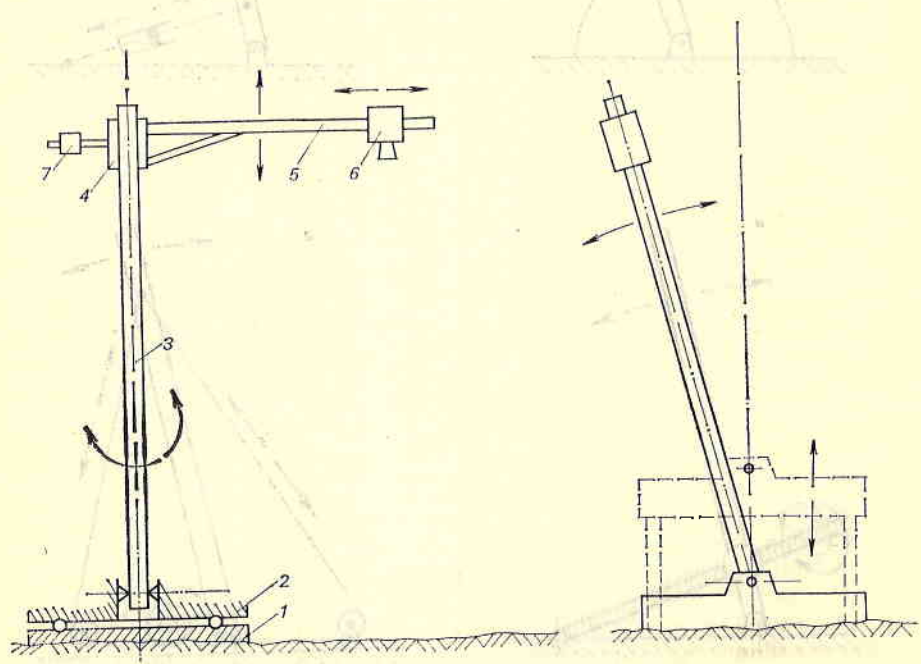


Рис. 4

Рис. 5

3. С целью создания предпосылок максимальной автоматизации и компьютеризации измерений, регистрации и первичной обработки данных является целесообразным обеспечение автоматического отсчета угла α_i , соответствующего его кодированию и привязки данных.

Можно утверждать, что значительно более целесообразно, чтобы следующие модификации ИИО имели не „дуговую“, а „Г-образную“ конструкцию. Предлагаемая конструкция схематично иллюстрируется (рис. 4). Она более эффективно удовлетворяет вышеуказанным рекомендациям, а также обладает рядом преимуществ: большим диапазоном рабочих высот, возможностью поворота и вокруг вертикальной оси, максимальной реали-

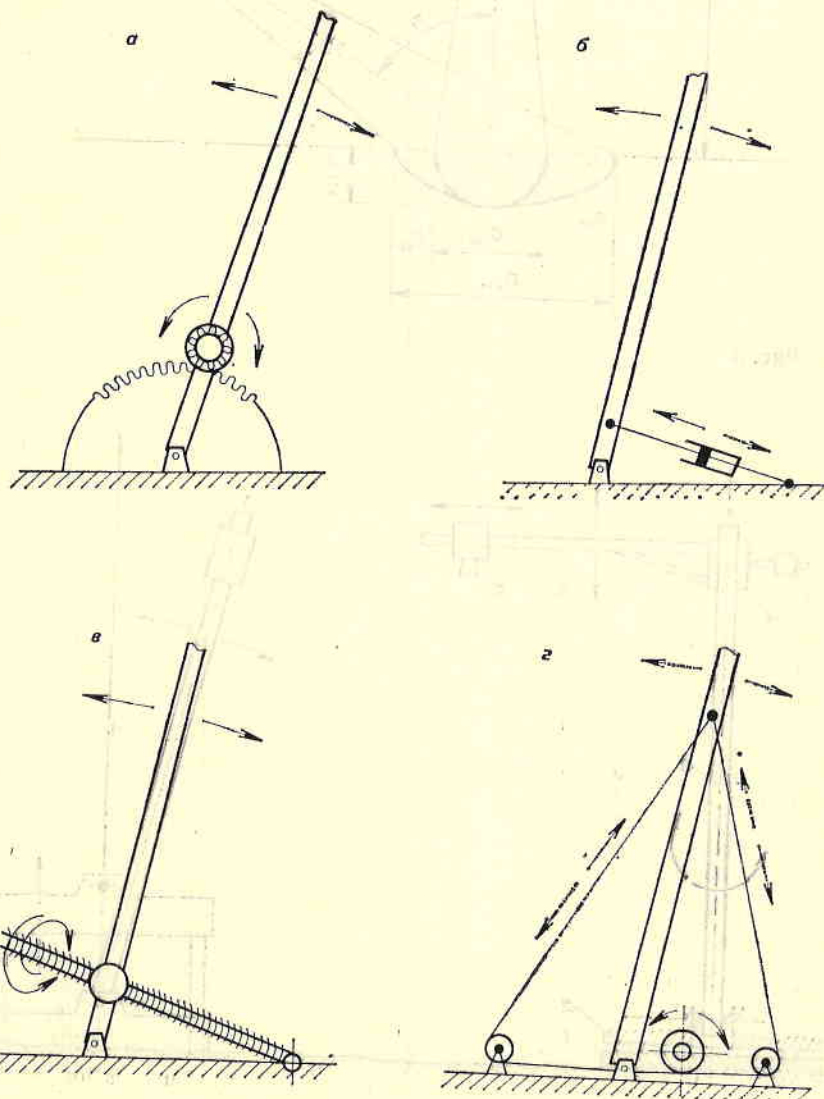


Рис. 5

зацией действительных технико-эксплуатационных возможностей современных автоматических высокоскоростных спектрометров и пр.

„Г-образная“ конструкция позволяет измерение индикатрисы отражения водной поверхности, для чего основание устройства может стоять на берегу, мостике, плоту и т. д.

Несмотря на то, что из-за эксплуатационных и методических преимуществ принята конструкция, при которой спектрометр движется по дуге, целесообразным является обеспечение также возможности движения вокруг его поперечной оси с целью сопоставления данных измерений индикатрисы отражения, полученных на основе обоих подходов выполнения ИИО (см. рис. 1, а, б).

На рис. 4 в схематическом виде показаны основные узлы предлагаемой конструкции: 1 — основание (шасси), 2 — поворачивающаяся панель (диск), 3 — вертикальная мачта, 4 — ползун несущий, 5 — горизонтальная несущая штанга, 6 — спектрометр, 7 — противовес.

На рис. 5 схематично показаны предлагаемые четыре способа осуществления движения вертикальной мачты посредством:

а — зубчатого сектора и зубчатого колеса; б — ходового винта и гайки; в — гидравлического или пневматического цилиндра; г — канатов.

Все четыре способа дают возможность использования как ручного привода, так и электродвигателя. В случаях, когда ИИО используется в составе мобильного наземного измерительного комплекса (МНИК), электропитание осуществляется от системы электропитания этого комплекса [6].

Кроме как для измерения индикатрисы отражения, ИИО может служить также для измерения поляризации падающей радиации, при некоторых геофизических исследованиях, при измерении естественных оптических эмиссий ночного неба [7] и др.

Авторы выражают благодарность чл.-корр. проф. Д. Миневу за инициативу, оказанную помощь и ценные советы.

Литература

1. Кууск, А. Эффект обратного блеска однородного растительного покрова. — Исследование Земли из космоса, 1983, № 4, 90—99.
2. Кууск, А. и др. Индикатрисы отражения растительных покровов. — Исследование Земли из космоса, 1984, № 5, 68—75.
3. Вандербилт, В. С., Л. Грант, К. С. Т. Дотри. Поляризация света, рассеянного растительностью. — ТИИЭР, 73, 1985, № 6, 72—85.
4. Миншев, Д. Дистанционные исследования на Землях от Космоса. С., БАН, 1981. 206 с.
5. Кыичева, Р. Связи спектральных характеристик с биометрическими параметрами посевов озимой пшеницы. Итоговый отчет по международному аэрокосмическому эксперименту „Курск-85“, РГДЗ „Интеркосмос“, М., 1987, 172—180.
6. Мардиросян, Г. Кандидатская диссертация. С., ЦЛКИ—БАН, 1984.
7. Жеков, Ж., Г. Мардиросян, Д. Инджева, Д. Иванова, К. Вълчев. Синхронни наземни изследвания на естествени оптични емисии на нощното небе по програмата „Шипка“ за полета на втория български космонавт. Научна сесия „Космически технологичен трансфер“, Шумен, 1989.
8. Shibaуата, М., С. L. Wiegand. View azimuth and zenith, and solar angle effects on wheat canopy reflectance, remote. — Remote Sensing of Environment, 18, 1985, No 1, 91-103.
9. Kims, D. S. et al. Directional reflectance factor distributions for cover types of Northern Africa. — Remote Sensing of Environment, 18, 1985, No 1, 1-19.

10. Deering, D., P. Leone. A sphere-scanning radiometer for rapid directional measurements of sky and ground radiance. — *Remote Sensing of Environment*, 19, 1986, 1-24.
11. Kancheva, R. The use of spectral reflectance characteristics for the estimation of the wheat crop state. — *Comp. rend. de l'Acad. bulg. des Sci.*, 41, 1988, No 8, 69-71.
12. Mishiev, D., A. Krumov, D. Petkov, B. Tzenov, S. Zhivkov. New generation of spectrometers for measurement of spectral reflective characteristics. — *Acta astronautica*, 12, 1985, No 11, 973-975.

Поступила 21. IV. 1989 г.

A device for measurement of the reflection indicatress

Garo Mardirossian, Rumjana Kancheva

(Summary)

The reflection indicatress, i. e. the angular dependence of the spectral reflectance coefficient, is a substantial characteristics of the spatial structure of the solar radiation reflected by the object.

In the paper is discussed the need of a device for measurement of the reflection indicatress, as well as some theoretical aspects, practical prerequisites and prospects for its construction. There are described also the major technical and exploitation characteristics of such a device designed in the Space Research Institute of the Bulgarian Academy of Sciences.

Вариации на общото съдържание на озон в Североизточна България

*Живко Жеков, Доротея Иванова,
Васил Захариев, Ангел Христов*

Институт за космически изследвания, БАН

Проблемът за периодичните вариации на общото съдържание на озон (ОСО) е особено актуален. За Северното полукълбо резултатите от интерпретацията на тези данни показват изтъняване на озоновия слой с 30—50 Добсънови единици [1].

В 1986 г. в Гърция с отбелязана пролетна отрицателна аномалия на озоновия тренд [2]. В 1987 г. в Полша с отбелязано значително понижение на ОСО в гр. Белск [2].

Аномалиите на озоновия тренд в Европа: от 1982—1983 г. в Москва [6]; от 1984—1985 г. в Южна Европа — Виния ди Вале и Лисабон [4]; от 1986—1987 г. в Средна Европа [4], са сходни (коэффициентът на корелация е +0,44). Тези данни са получени от наземни озонметрични станции и обработката им показва отрицателен линеен тренд на ОСО в Северното полукълбо — 1,4%, и съответно в Европа съществена изменчивост на средно-зоналното ОСО [5].

Целта на разработката е да се изследват вариациите на общото съдържание на озон в Североизточна България за периода май—август 1989 г., получени с наземен озонометър М-124 в хидрометеорологичната станция в Калиакра.

Станцията в Калиакра е разположена на 59,12 m надморска височина. Географските ѝ координати са 28°28' източна дължина и 43°22' северна ширина. Имайки предвид консервативната меридионална стратосферна циркулация на височина до 20—22 km в Североизточна България и сравнителната отдалеченост на Калиакра от големи промишлени замърсители, може да се счита, че получените резултати са представителни за по-голяма равномерна зонална структура, каквато е Североизточна България.

Изследва се ОСО по резултати от 4 месеца: май, юни, юли, август. Данните са приведени в табл. 1. Дните с неблагоприятни метеорологични условия са по-малко от четири на месец и не са взети под внимание, тъй като са в рамките на допустимото за определяне на вариациите на ОСО.

Задача на изследването е да се провери дали стойностите на общото съ-

Таблица 1
Средни стойности на общото съдържание на озон X в Добсънови единици (Калиакра, 9. V—18.

Месец	Дата														
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
Май									437			365	345	360	388
Юни	340	400	390	348	375				390	394	359	383	360	421	454
Юли	385	331	341	384	360	369	337	343	349	356	342	339	302	302	333
Август	236	256	297	243	242	181	220	199	227	273	260	176	179	223	191

държание на озон X за четирите месеца са съизмерими и да се разгледат евентуални вариации. Тъй като броят на дните, в които е получена експериментална стойност за X , е различен за отделните месеци, се използва критерият на Бартлет [3].

Изчисляват се оценки за всички дисперсии $S_1^2, S_2^2, S_3^2, S_4^2$:

$$(1) \quad S_i^2 = \frac{1}{n_i - 1} \sum_{j=1}^{n_i} (X_{ij} - \bar{X}_i)^2,$$

където по формула

$$(2) \quad \bar{X}_i = \frac{1}{n_i} \sum_{j=1}^{n_i} X_{ij}$$

се получават средните стойности на ОСО за отделните месеци:

$\bar{X}_1 = 384$ Д. ед.; $\bar{X}_2 = 375$ Д. ед.; $\bar{X}_3 = 313$ Д. ед.; $\bar{X}_4 = 223$ Д. ед.

Съответно за дисперсиите се получава:

$S_1^2 = 1245,94$; $S_2^2 = 1153,96$; $S_3^2 = 3060,37$; $S_4^2 = 1191,47$.

Проверява се нулевата хипотеза H_0 , че $S_1^2 = S_2^2 = S_3^2 = S_4^2$ — по предположение.

Броят на степените на свобода е:

$Y_1 = 19 - 1 = 18$; $Y_2 = 27 - 1 = 26$; $Y_3 = 31 - 1 = 30$; $Y_4 = 18 - 1 = 17$.

В такъв случай

$$(3) \quad Y = \sum_{i=1}^4 Y_i = 91.$$

От друга страна,

$$(4) \quad S^2 = \frac{1}{Y} \sum_{i=1}^4 Y_i S_i^2 = \frac{1}{91} 164\,495,98 = 1807,5.$$

За да се изчисли величината χ^2 , се определят величините

$$(5) \quad C = 1 + \frac{1}{3(n-1)} \left(\sum_{i=1}^n \frac{1}{Y_i} - \frac{1}{Y} \right) = 1,0158,$$

16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30	31
388	304	341	335	402	384			414	437	412	414	397	380	408	384
393	344	428	403	389		385	389	395	324	376	364	341	330	334	
372	349	368	317	350	305	305	326	185	231	264	232	223	222	236	246
196	211	201													

$$Y_1 = \ln \frac{S_1^2}{S^2} = -0,3722,$$

$$Y_2 = \ln \frac{S_2^2}{S^2} = -0,4488,$$

$$(6) \quad Y_3 = \ln \frac{S_3^2}{S^2} = 0,5265,$$

$$Y_4 = \ln \frac{S_4^2}{S^2} = 0,4168.$$

Следователно

$$(7) \quad \chi^2 = \frac{1}{C} \sum_{i=1}^4 \ln \frac{S_i^2}{S^2} = 9,659.$$

При ниво на значимост $\alpha = 0,05$ от таблиците на χ^2 — разпределението за степени на свобода $4 - 1 = 3$, се отчита $\chi^2(0,05; 3) = 7,815$.

Тъй като $\chi^2 = 9,659 > 7,815 = \chi^2(0,05; 3)$, следва изводът, че съществува основание да се отхвърли нулевата хипотеза, което означава, че четирите дисперсии са различни. След като не могат да се считат за еднакви, то съществуват изразени вариации на разглежданите стойности на ОСО за определените месеци. Тъй като дисперсията $S_3^2 = 3060,37$ е максимална, следва да се направи изводът, че наблюдаваната аномалия в стойностите на ОСО е най-голяма през юли, когато трендът е отрицателен през втората половина на месеца и ОСО достига 185 Добсънови единици. Аналогично обяснение може да се даде за минималните стойности от порядъка на 176—181 Добсънови единици в началото на август. Наблюдава се регистриран рязък преход към аномалия в стойностите на ОСО в края на юли.

Авторите на проведеното изследване считат, че е възможно, същевременно и необходимо провеждането на аналогични изследвания на ОСО от борда на орбитална станция „Мир“ чрез импулсна фотометрична апаратура „Терма“.

Литература

1. Фиолетов, В. Э. — Метеорология и гидрология, 1989, № 7.
2. Хргиан, А. Х. — Метеорология и гидрология, 1989, № 7.
3. Худсон, Д. Статистика для физиков. М., Мир, 1970.
4. Angell, J. K., J. Kfirshover, W. G. Planet — Mon. Weather Rev., 113, 1985, No 4.

5. Boykov, R. D. — In: XIX General Assembly IUGG. Vancouver, Canada, 1977, Abstracte, 3.
 6. Bowman, K. P. — Geophys. Res. Lett., 13, 1986, No 12.

Постъпила на 1. V. 1990 г.

1989	1988	1987	1986	1985	1984	1983	1982	1981	1980	1979	1978	1977	1976	1975	1974	1973	1972	1971	1970
------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------	------

Atmospheric total ozone content variation in the North-Eastern region of Bulgaria

Jivko Jekov, Doroteja Ivanova, Vasil Zachariev, Angel Christov

(Summary)

The atmospheric total ozone content variations over the North-Eastern region of Bulgaria have been observed during the May-August period of 1989. The measurements are conducted above the hydro-meteorological station on the Kaliakra peninsula using a ground-based ozonometer M-124. The experimental data for the total ozone content distribution have undergone processing and the mean month values have been calculated.

A distribution anomaly has been observed during the second half of July, when the trend is negative.

$$\chi^2 = \sum_{i=1}^n \frac{(x_i - \bar{x})^2}{\sigma^2} \quad (7)$$

При извършване на измерванията в периода май-август 1989 г. в Северно-източния регион на България са наблюдавани вариации в общото атмосферно озонно съдържание. Измерванията са извършени над хидрометеорологичната станция на полуостров Калиакра с използване на земен озонόμεтър М-124. Експерименталните данни за разпределението на общото атмосферно озонно съдържание са обработени и са изчислени средните месечни стойности. По време на втората половина от месец юли е наблюдавана аномалия в разпределението, когато тенденцията е отрицателна.

ИЗВЕЩАНИЕ

1. Jivko Jekov, Doroteja Ivanova, Vasil Zachariev, Angel Christov — *Atmospheric total ozone content variation in the North-Eastern region of Bulgaria*. *Geophys. Res. Lett.*, 1990, 17, No 12, p. 2385-2388.
 2. Jivko Jekov, Doroteja Ivanova, Vasil Zachariev, Angel Christov — *Atmospheric total ozone content variation in the North-Eastern region of Bulgaria*. *Atmospheric Environment*, 1990, 24, No 12, p. 2385-2388.
 3. Jivko Jekov, Doroteja Ivanova, Vasil Zachariev, Angel Christov — *Atmospheric total ozone content variation in the North-Eastern region of Bulgaria*. *Atmospheric Environment*, 1990, 24, No 12, p. 2385-2388.

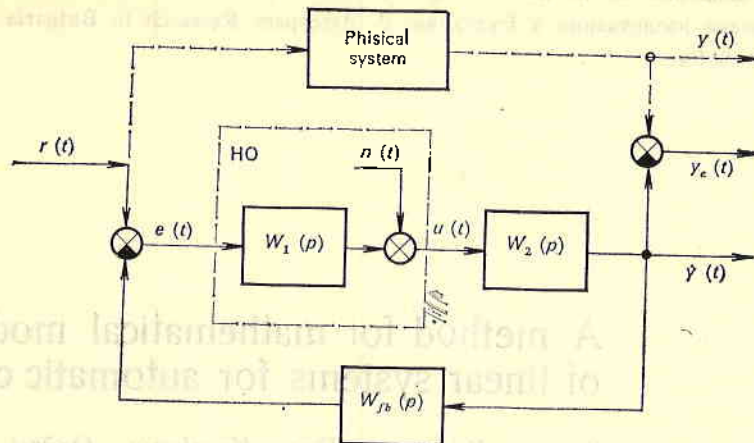


Fig. 1

$$(1) \quad y_c(t) = y(t) - \hat{y}(t) \rightarrow 0.$$

The models of the human operator and the control object are described by the transfer functions $W_1(p)$ and $W_2(p)$, respectively. $W_{fb}(p)$ is the feedback transfer function. The input signal to the human operator model is the error or mismatch $e(t)$ between the input and output signal of the system:

$$(2) \quad e(t) = r(t) - \hat{y}(t) W_{fb}(p).$$

The mathematical form accepted for representing the models of the human operator and control object is a linear differential equation with constant coefficients, since typical dynamic circuits are implemented in the physical modelling of the tracking system in Fig. 1. In fact, even for a very narrow frequency range of the input action, the human response is not completely linear and includes a linear part and residue or noise $n(t)$. The reaction of the human operator model is a sum of the signal $e(t)$ at its input, transformed by the operator $W_1(p)$, and the noise $n(t)$:

$$(3) \quad u(t) = e(t) W_1(p) + n(t).$$

The output signal of the system model is defined as

$$(4) \quad \hat{y}(t) = r(t) W(p),$$

where $W(p)$ is the equivalent transfer function of the whole system.

The output response of the system in Fig. 1 to an arbitrary input signal, taken as a sequence of unit pulses with an amplitude r and duration dt , can be calculated by Duhamel integral or convolution:

$$(5) \quad y(t) = \int_0^T r(\tau) g(t-\tau) d\tau,$$

where $g(t-\tau)$ is a set of system responses to unit pulses with a weight coefficient $r(\tau)$, starting at moment τ and measured at moment $(t-\tau)$ from the beginning of the process. T is the period of the input signal $r(t)$.

All variables, noise included, are subjected to Fourier transformation.

The spectral noise component can have a magnitude, commensurate to the magnitude of the linear reaction of the human operator model. Expression (3) can be rewritten in the form

$$(6) \quad U(j\omega) = W_1(j\omega) E(j\omega) + N(j\omega).$$

The basic procedure employed in the mathematical modelling is linear filtering. The dynamic process of a given system is modelled by a set of filters with linear operators F_i and weight coefficients $r_i(t)$. The output response $\hat{y}(t)$ of the model is determined as a sum of the output responses of the filters:

$$(7) \quad \hat{y}(t) = \Sigma [F_i * r(t_i)],$$

where the symbol (*) denotes the linear operation F over r .

The class of linear filters is described with the convolution integral (3). A discrete analog of the convolution is the expression

$$(8) \quad \hat{y}(t_i) = \Sigma g(t_{i-\tau}) r(t_i), \quad i = 1, 2, \dots, n,$$

in which the pulse transition function $g(t)$ can be replaced by the frequency response of a linear filter F_i . This follows from the properties of the Fourier transformation.

The filters employed can be of different types. In order to obtain the best correspondence between the output response of the physical system $y(t)$ and the output response $\hat{y}(t)$ (1) of the model with a small number of filters, the pulse characteristics must be similar to those of the system investigated. This match is estimated with the criterion of identification quality:

$$(9) \quad J(c) = M \{ F [y_e(t), c] \},$$

where $F []$ is the loss function, and $M \{ \}$ is a symbol of mathematical expectation.

In the method considered, a quadratic loss function is employed, since it leads to relatively simple linear estimation algorithms. So criterion (9) takes the form

$$(10) \quad J(c) = M \{ F [y_e^2(t), c] \}.$$

The minimization of the quadratic criterion (10) is the condition for optimum tracking and corresponds to minimization of the mean square mismatch error

$$(11) \quad \varepsilon = \left\| \sum_{t=0}^n y(t_i) - \hat{y}(t_i) \right\|^2^{1/2} = \| y - \hat{y} \|_{L_2},$$

where L_2 indicates that the norm is in Euclidean space.

The criterion, thus defined, is a function of parameters $c = \{c_1, c_2, \dots, c_k\}$ of the separate units, i. e. $\varepsilon = f(c)$.

An optimum model of the system is obtained at a set of parameters c for which the mean square mismatch error $y_e(t)$ reaches a minimum value, i. e.

$$(12) \quad \min |f(c)| = \min \left\| \sum_{t=0}^n y(t_i) - \hat{y}(t_i) \right\|^2^{1/2}.$$

Parameters c are determined by equating to zero the partial derivative of the function f with respect to c and solving the set of equations obtained

$$(13) \quad \frac{\partial f}{\partial c_i} = 0, \quad i=1, 2, \dots, n.$$

Usually, the set of equations (12) is non-linear and is solved by the gradient methods [4] or by modified Newton's method.

The first step of the method developed for mathematical modelling of linear systems involves determination of the structure of the investigated system, i. e. the number of elementary units and the scheme of their connection. Even the most complicated system for automatic control can be described by a combination of the three basic schemes of connecting elementary units — series, parallel and feedback.

Each unit in the program model of the linear systems is realized as linear digital filter with a transfer function $F_i(p)$. A syntactic description of the system is accomplished, reflecting the connections between the individual units:

$$(14) \quad W(p) = S\{F_i(p)\},$$

where S is an operator, representing a mathematical equivalent of the system syntactic description, and $W(p)$ is the equivalent transfer function of the system.

Using the described method for mathematical modelling, the identification problem for a particular control system could be solved by one of the following approaches:

1. Fully known syntactic description of the system — number of elementary units, their kind and scheme of connection. The problem is reduced to determination of the parameters of each elementary unit $c_i = \{c_{i1}, c_{i2}, \dots, c_{ip}\}$ so that to meet the chosen criterion of identification quality f :

$$(15) \quad f = \inf \|y - \hat{y}\|_{L_2}.$$

2. Partially known syntactic description — number and connections of elementary units known, but not their type. The problem is reduced to multiple solving of problem 1 within the framework of a certain set of elementary units $E\{F_i\}$ for the allowable k combinations of the units belonging to that set. The criterion of identification quality is

$$(16) \quad F = \min\{f_1, f_2, \dots, f_k\}.$$

3. The syntactic description of the system is unknown. The problem is reduced to multiple solving of problem 2 for a certain set M of l possible connection schemes, including units belonging to the set $E\{F_i\}$. The criterion of identification quality is

$$(17) \quad \mathcal{H} = \min\{F_1, F_2, \dots, F_l\}.$$

When solving these problems, unstable solutions can arise, and this demands a priori information for regularizing the solutions [3]. Then condition (8) is replaced by a new one of the kind

$$(18) \quad \varepsilon = \|y - \hat{y}\|_{L_2} + \|\Omega\|,$$

where Ω is a regularizing functional, reflecting the a priori information. Depending on the kind of Ω , additional constraints on the vector solutions of the parameters c can be introduced, for example, by applying Chebishev's criterion or limiting the values of the parameters in reasonable limits.

The proposed method for mathematical modelling enables the investigation of arbitrary linear control systems in a wide frequency range. A signifi-

cant advantage of this method is that simultaneously with the estimation of the identification quality by the criterion selected, the stability of the system in the specific frequency range is checked, too. At the same time, the suggested method of mathematical modelling makes possible the confinement of the possible realizations within the tolerable values of the technical units and the assessment of the parametric sensitivity to detuning of individual components.

This method is applicable in designing and investigating a wide class of complex technical systems under severe operating and economical limitations and, in particular, systems, related to space research.

References

1. Математические методы и моделирование (сборник статей). М., Мир, 1989.
2. Крежова, Д., Ю. Тошев, Д. Петков, Т. Здравев. Анализ и оценка моделей человека-оператора и объекта управления в цифровой системе управления. — Докл. VI конгресс по теоретичной и приложной механике, Варна, 25—30. 09. 1989.
3. Тихонов, А. П., А. В. Гончаровский, В. В. Степанов, Д. Т. Ягла. Регулирующие алгоритмы и априорная информация. М., Наука, 1983.
4. Benveniste, A., G. Ruget. A measure of the tracking capability of recursive stochastic algorithms with constant gains. — IEEE Transactions on Automatic Control, AG-27, 1982, No 3, 639-649.
5. Krezhova, D., Y. Tochev, B. Filipov. A system for moving object tracking along an arbitrary trajectory. — Comp. rend. Acad. bulg. Sci., 40, 1987, No 9.

Received 14. V. 1990

Метод за математическо моделиране на линейни системи за автоматично управление

Томас Здравев, Дора Крежова, Дойно Петков

(Резюме)

С разработения метод за математическо моделиране се решават задачите за идентификация на широк клас системи за управление. Този метод дава възможност въз основа на програмно реализиран математичен модел на линейна динамична система да се определи реакцията ѝ на входното въздействие. Обработката на изследваните сигнали се извършва на принципа на линейната филтрация в честотната област. Въз основа на избран критерий за качество на идентификацията се оценява изходната реакция на модела на системата и чрез итеративен алгоритъм се определят оптималните параметри на системата. Методът за математическо моделиране позволява да се ограничат възможните реализации на моделите в рамките на допустимите стойности на техническите звена и да се оценява параметричната чувствителност на всеки модел към разстройка на отделните компоненти.

Особености при експлоатацията на микроканалните пластини в лабораторни условия

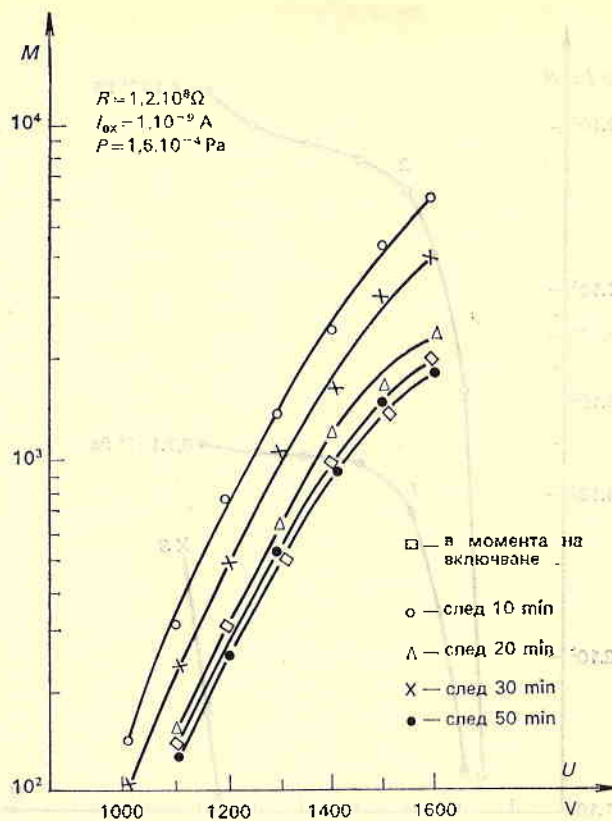
Юлика Симеонова

Институт за космически изследвания, БАН

Капалните електронни умножители от типа микроканални пластини (МКП) се използват в различни области на физическия експеримент — от маспектрометрията [1] и изучаването на атомните взаимодействия [16] до астрофизическите [2, 17] и космическите изследвания [3, 18]. В условията на естествения космически вакуум те са особено удобни при регистрацията на много слаби лъчения [4, 5, 6, 19] и потоци частици [20] с възможност за провеждане на многомерен анализ [7, 8]. Предимствата на МКП при регистрацията на ниско енергетични заредени частици са описани в [9, 10], а възникването на някои нови приложения [11, 21] показва, че изследователският интерес към тях не е загубил актуалност.

Нарасналите възможности за приложение пораждат някои нови експлоатационни особености. В електронно-оптическите пресобразуватели и в приборите за нощно виждане, с които са свързани първите приложения на МКП [12], необходима работна среда е стационарният висок „безмаслен“ вакуум. В условията на лабораторния експеримент вакуумът е нестационарен и честото пускане на въздух във вакуумната система е неизбежно, докато при някои прецизни физически изследвания е необходим контрол върху спектъра на газоотделяне на самата МКП [1, 15, 21]. Цел на настоящото изследване е да се определят особеностите на експлоатацията на МКП в лабораторни условия, свързани с влиянието на вакуума като необходима работна среда.

Известно е, че експлоатацията на МКП изисква висок вакуум — 10^{-3} — 10^{-5} Pa. Що се отнася до данните относно режима на предварителната им обработка във вакуум, те са доста различни. Това е свързано с различията в технологията и начина на съхраняване, в режима на работата и др. Нашият опит показва, че за стабилизирана работа на пластините е необходимо предварително обезгазяване чрез нагриване във вакуум при температура 250—300°C в продължение на 3—5 часа и тренировка в работен режим при непрекъснато изпомпване. На фиг. 1 е показано влиянието на тренировката върху коефициента на усилване на МКП при общо налягане в системата $1,6 \cdot 10^{-4}$ Pa. През първите 5—10 min след включване на работното напрежение усилването нараства, после намалява и едва след около 30 min се стабилизира. Времето

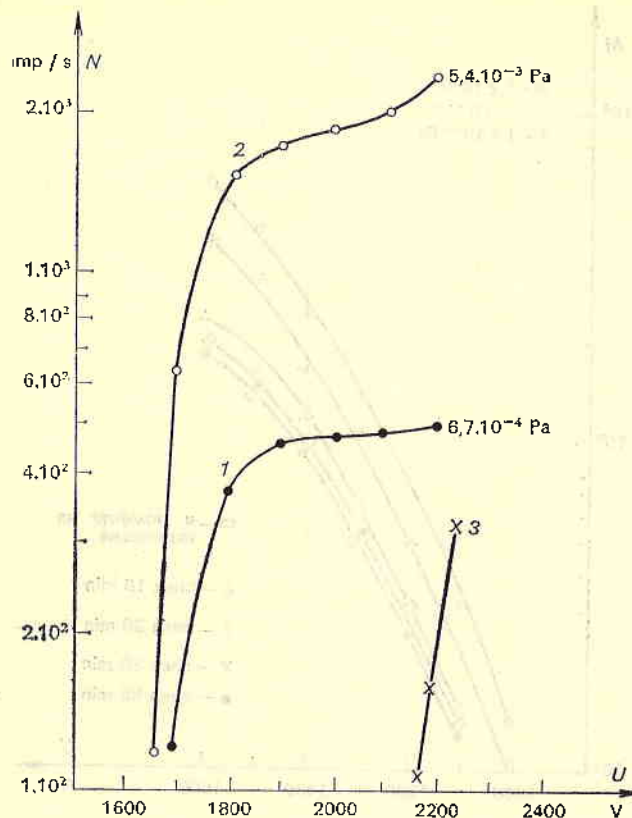


Фиг. 1. Изменение на коефициента на усилване на МКП в процеса на нейната тренировка

за стабилизация е индивидуално и зависи от технологичната предистория на пластините, от условията за съхраняване и експлоатация и може да достигне 90—120 min. То е необходимо за десорбция на газовете и за стабилизиране на редуцирания слой на стъклото в каналите [13], работещ едновременно като електронен емитер и като делител на работното напрежение.

На практика и след това третиране независимо от достигнатия висок вакуум в системата работещата МКП отделя газ с богат спектър [14], съставен от компоненти, различно повлияващи се при експлоатацията на пластината. Така например количеството на H_2 (2), на CO , N_2 (28) и CO_2 (44) нараства, на OH (17) и H_2O (18) намалява, а спектърът на радикалите от групата на метана $\text{CH}-\text{CH}_4$ (13—16) се обогатява. Десорбцията на водорода се стимулира и при нарастване на работното напрежение [14]. Този спектър е от значение, когато МКП се използват в маспектрометрията, в електронната микроскопия и в други области, където количеството и съставът на остатъчния газ могат да окажат влияние върху крайния експериментален резултат.

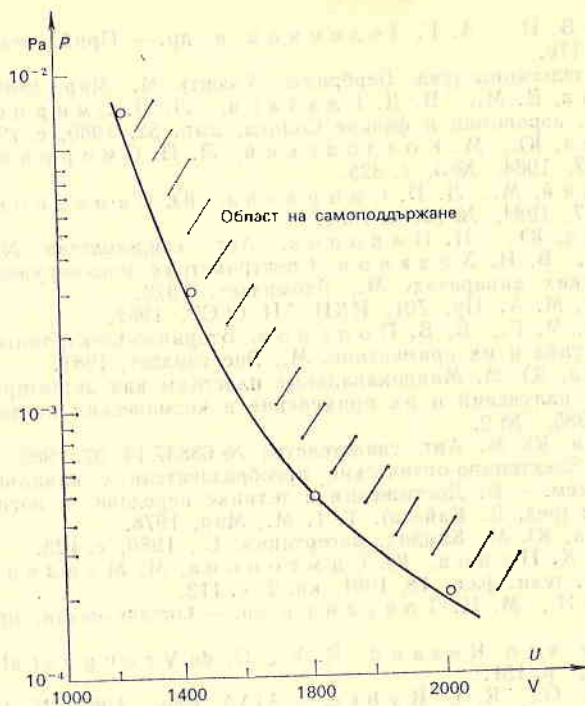
Наличието на остатъчен газ с богат спектър, на високо напрежение и интензивна електронна бомбардировка в каналите на МКП са предпоставка за възникване на ефекта на „обратната йонна връзка“. Нейното действие е нежелателно, тъй като оказва неблагоприятно влияние върху основните па-



Фиг. 2. Броячни характеристики (1, 2) и зависимост на „тока на тъмно“ (3) от общото работно напрежение при две шевронносвързани МКП

параметри — усилване, бързодействие, шум и др. Логично е да се приеме, че при добре обезгазените МКП обратната йонна връзка възниква при сравнително по-високи стойности на налягането в системата (работния обем). Това се вижда на фиг. 2, където са дадени зависимостите на количеството импулси на изхода на МКП от работното напрежение (бройната характеристика) при две стойности на налягането — кривите 1 и 2, и на тока на „тъмно“ при $5,4 \cdot 10^{-3}$ Pa — кривата 3. Те са получени при две шевронносвързани МКП, регистриращи йони от остатъчния газ с енергия около 2 keV. Подобни резултати за връзката между собственото газоотделяне и шума при МКП са дадени в [15].

Паразитното действие на обратната йонна връзка при МКП — електронен умножител, може да бъде оползотворено при определени условия [11]. Касае се за едно нетрадиционно приложение на пластините, свързано с действието на обратната йонна връзка, когато всеки канал работи като независим източник на йони. За ефективната йонизация на газовите молекули и атоми в каналите се прилага към МКП напрежение, по-голямо от номиналното [21]. В резултат от нея може да се извлече поток йони с плътност $10^{10} \text{--} 10^{12} \text{ cm}^{-2} \cdot \text{s}^{-1}$ при работно налягане в системата $10^{-3} \text{--} 10^{-4}$ Pa. Тук от значение е режимът, при който процесът на йонизация преминава в самопод-



Фиг. 3. Зависимост между налягането в системата и напрежението на МКП

държащ се, определят предимно от налягането и напрежението — фиг. 3. Зависимостта е получена експериментално при МКП с диаметър на каналите 40 μm , разположени успоредно на оста. Предварителната вакуумна обработка е извършена при нагряване (250°C — 2 часа) и тренировка в режим на усилване на поток електрони с плътност на входа $1 \cdot 10^{-11}$ А/ cm^2 и енергия 500 eV при непрекъснато изпомпване. Такава обработка е много необходима, тъй като нивото на обезгазеност на пластината оказва съществено влияние върху областта на самоподдржане, определяща експлоатационните възможности на йонния източник. Предимствата му са доказани и са свързани с простата малогабаритна конструкция, малката консумация на енергия (отсъствие на горещ емитер) и широките възможности за приложение при различни изследователски задачи.

Особеностите при експлоатацията на микроканалните пластини в условията на лабораторния експеримент, свързани с необходимостта от предварително нагряване и тренировка, от маспектрометричен контрол върху спектъра на газа, с борбата с обратната йонна връзка в едни случаи и нейното използване в други, налагат специализиран подход. Във всеки конкретен случай е необходим индивидуален избор на режима на предварителната обработка, съобразен с приложението на МКП при експеримента в условията на нестационарен вакуум.

Литература

1. Духанов, В. И., А. Г. Зеленков и др. — Приб. техн. эксперим., 1980, № 3, с. 170.
2. Современные телескопы (ред. Бербридж, Хьюит). М. Мир, 1984, с. 246.
3. Балебанов, В. М., В. Д. Глазков, Л. П. Смирнова. — Иссл. по геомагн., астрономии и физике Солнца, вып. 52, 1980, с. 199.
4. Симеонова, Ю., М. Козловский, Л. П. Смирнова и др. — Докл. БАН, 37, 1984, № 3, с. 325.
5. Козловский, М., Л. П. Смирнова, Ю. Симеонова и др. — Докл. БАН, 37, 1984, № 10, с. 1331.
6. Симеонова, Ю., Н. Николов. Авт. свидетельство № 34016/4. 05. 1982.
7. Горн, Л. С., Б. И. Хазанов. Спектрометрия ионизирующих излучений на космических аппаратах. М., Атомиздат, 1979.
8. Грунтман, М. А. Пр. 701, ИКИ АН СССР, 1982.
9. Айтбунд, М. Р., Б. В. Поленов. Вторично-электронные умножители открытого типа и их применение. М., Энергоиздат, 1981.
10. Симеонова, Ю. М. Микроканальные пластины как детекторы слабых потоков частиц и излучений и их применение в космических исследованиях. — Изд. БАД, 1985, № 2.
11. Симеонова, Ю. М. Авт. свидетельство № 68837/14. 02. 1985.
12. Шаген, П. Электронно-оптические преобразователи с канальным электронным умножением. — В: Достижения в технике передачи и воспроизведения изображений (ред. Б. Кайзан). Т. 1, М., Мир, 1978.
13. Симеонова, Ю. М. Кандид. диссертация. С., 1986, с. 123.
14. Кънев, В., К. Пупов, Ю. Симеонова, М. Младенов. — Годишник ВУЗ, сер. техн. физ., 18, 1981, кн. 2, с. 113.
15. Леонов, Б. И., М. Н. Тонсева и др. — Оптико-механ. пром., 1981, № 12, с. 39.
16. Wijngaards van Resand, R. V., G. de Vreugd et al. — Chem. Phys., 29, 1978, p. 151.
17. Timothy, J. G., R. L. Bybee. — AIAA Pap., 1983, No 105, p. 1.
18. Neugelaue, M., D. R. Clay et al. — Rev. Sci. Instr., 53, 1982, No 3, p. 277.
19. Anger, C. D. — Adv. Space Res., 2, 1982, No 7, p. 72.
20. Whalen, B. A. — Adv. Space Res., 2, 1982, No 7, p. 13.
21. Симеонова, Ю. 5th Intern. School on Vacuum, Electron and Ion Technol., Varna, 1987, Progr. and Abstr., p. 23.

Постъпила на 3. VII. 1990 г.

Some characteristics of microchannel plates functioning in the conditions of a laboratory experiment

Yulika Simeonova

(Summary)

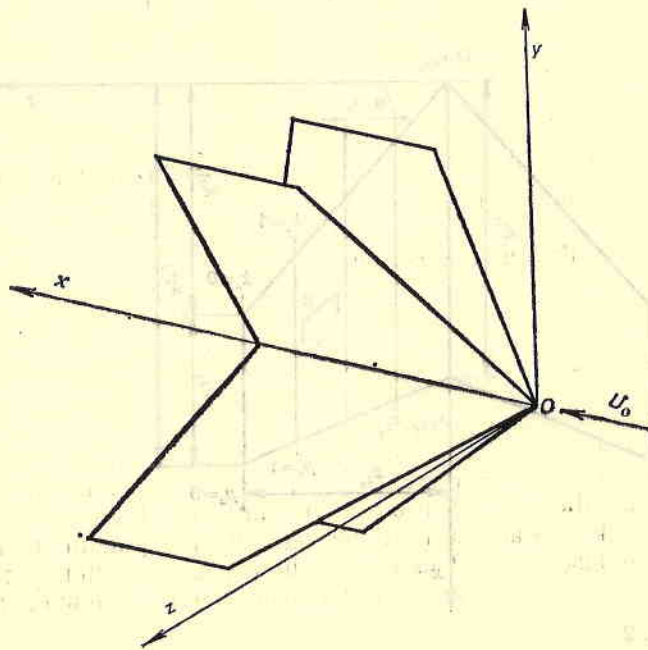
The prospects of using microchannel plates (MCP) in different fields of the physical experiment including in studying the processes taking place in the outer space have been considered. The characteristics of microchannel plates functioning caused by the influence of vacuum as a necessary working medium have been examined. The need of preliminary degassing and its influence on the amplification coefficient have been considered. The effect of ion feedback on dark current increase and the possibility for design of ion source on the basis of MCP have been shown. A conclusion about the necessity of choosing a preliminary vacuum treatment with a view to the concrete application of MCP in the conditions of non-stationary laboratory vacuum has been drawn.

Метод за определяне на аеродинамичните характеристики на кръстообразни крила при дозвукови скорости на полета чрез пространствена вихрова схематизация на крилото

Володя Николов

Институт за космически изследвания, БАН

Кръстообразно крило се нарича това, което е образувано от две еднакви в план крила, пресичащи се по линията на симетрия на

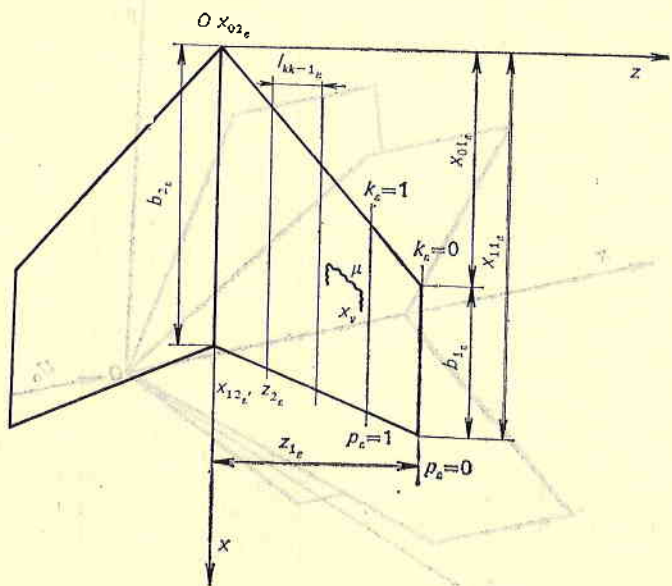
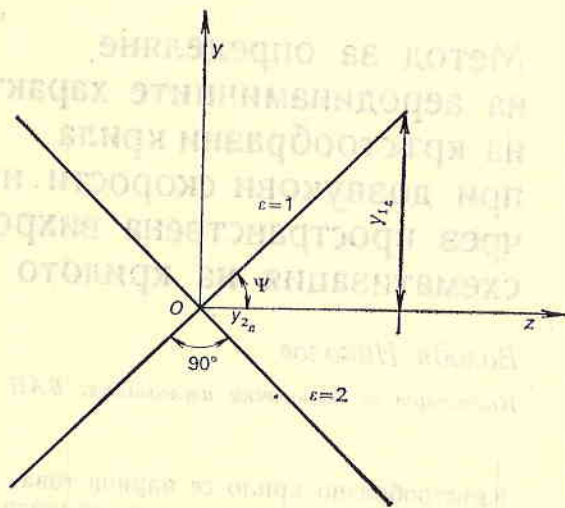


Фиг. 1

всеки план (фиг. 1). Такива крила се използват при ракетите и управляемите снаряди като носещи и управляващи плоскости.

Въвеждаме свързана с крилото правоъгълна координатна система $Oxyz$ (фиг. 1). Началото ѝ избираме в точката на пресичане на предните ръбове на двата плана, оста Ox насочваме по оста на симетрия на крилото по потока, оста Oy — нагоре, а оста Oz образува лява координатна система с останалите две оси.

Ъгълът на наклона на всеки план към равнината xOz (фиг. 2) означаваме с ψ . В практиката най-голямо разпространение е получил вариантът,



Фиг. 2

при който кръстообразните крила имат ъгъл между двата плана 90° и ъгъл $\psi = 45^\circ$. В план крилото може да има произволна (сложна начупена, криволинейна) форма.

Допускаме, че кръстообразното крило се движи постъпателно с постоянна скорост без плъзгане ($\beta = 0$) и с малък ъгъл на атака α . Приемаме, че плановете на крилото са тънки, слабо огънати.

Задачата се решава в линейна постановка. При изчисляване на аеродинамичните характеристики вместо крилото се разглежда схематизиран модел, който представлява средните повърхнини на посещите плоскости и се нарича базов модел. Предполага се, че в аеродинамично отношение схематизираният модел е еквивалентен на разглежданото кръстообразно крило.

Моделира се с помощта на газодинамични особености — вихри. Вихровите системи от присъединени и свободни вихри и т. нар. „контролни точки“ се разполагат върху базовия модел. На плоскостите на базовия модел се удовлетворява условието за плавно обгичане, а граничното условие за непротекаемост се изпълнява в контролните точки.

За определяне на аеродинамичните параметри е необходимо да се намери напрежението на циркулацията Γ на вихровия слой, заменящ кръстообразното крило. Аеродинамичните характеристики на крилото се определят непосредствено от намереното разпределение на напреженията на вихровия слой върху базовия модел по теоремата на Жуковски.

Въвеждаме параметри, характеризиращи движението на кръстообразното крило като твърдо тяло — кинематични параметри q_i . Полагаме, че кинематичните параметри са следните безразмерни функции, независещи от времето [1]:

$$(1) \quad q_1 = \alpha, \quad q_2 = \omega_x, \quad q_3 = \omega_z.$$

Вихровия модел построяваме чрез задаване координатите на ъгловите точки на участъците ε между пречупванията, местата на пресичане на плановете (фиг. 2):

$$x_{01\varepsilon}, x_{02\varepsilon}, x_{11\varepsilon}, x_{12\varepsilon}, y_{1\varepsilon}, y_{2\varepsilon}, z_{1\varepsilon}, z_{2\varepsilon},$$

където $x_{01\varepsilon}, x_{02\varepsilon}$ са координати на предните ръбове на участък ε ; $x_{11\varepsilon}, x_{12\varepsilon}$ — координати на задните ръбове на участък ε .

Отчитайки симетрията на крилото спрямо равнината xOy , разглеждаме само дясната половина на базовия модел. Размерите на участъците ε по разпереността на плана означаваме с l_ε .

Всеки участък ε разделяме на ленти N_ε чрез прави линии, успоредни на оста Ox (фиг. 2). Разбиването извършваме така, че ширината на лентите $l_{pp-1\varepsilon}$ на различните участъци да е приблизително еднаква.

Въвеждаме двойна номерация на сеченията, като сеченията, в които указваме положението на вихрите, означаваме с k_ε , а сеченията, в които указваме положението на контролните точки — p_ε . При това полагаме, че $k_\varepsilon(p_\varepsilon) = 0$ на дясната граница на участъка и $k_\varepsilon(p_\varepsilon) = N_\varepsilon$ на лявата му граница

$$(2) \quad 0 \leq k_\varepsilon \leq N_\varepsilon, \quad 0 \leq p_\varepsilon \leq N_\varepsilon.$$

След това всеки участък ε разбиваме на панели, получени от пресичането на линиите $k_\varepsilon(p_\varepsilon)$ с линиите v . Линиите v се получават от деленето в определено съотношение на хордите $b_{1\varepsilon}$ и $b_{2\varepsilon}$, ограничаващи участъците ε съответно от дясно и отляво (фиг. 2).

Въвеждаме още следните означения (фиг. 2):

$x_{0k-1\varepsilon}^{k\varepsilon}, y_{k-1\varepsilon}^{k\varepsilon}, z_{k-1\varepsilon}^{k\varepsilon} (x_{0p-1\varepsilon}^{p\varepsilon}, y_{p-1\varepsilon}^{p\varepsilon}, z_{p-1\varepsilon}^{p\varepsilon})$ — координати на предния ръб на средната хорда между сеченията $k\varepsilon, k-1\varepsilon (p\varepsilon, p-1\varepsilon)$;

$x_{1k-1\varepsilon}^{k\varepsilon}, y_{k-1\varepsilon}^{k\varepsilon}, z_{k-1\varepsilon}^{k\varepsilon} (x_{1p-1\varepsilon}^{p\varepsilon}, y_{p-1\varepsilon}^{p\varepsilon}, z_{p-1\varepsilon}^{p\varepsilon})$ — координати на задния ръб на средната хорда между сеченията $k\varepsilon, k-1\varepsilon (p\varepsilon, p-1\varepsilon)$.

Тези координати определяме по следните формули:

$$(3) \quad \begin{aligned} x_{0k-1\varepsilon}^{k\varepsilon} &= \frac{1}{2} (x_{0k-1\varepsilon} - x_{0k\varepsilon}), & x_{1k-1\varepsilon}^{k\varepsilon} &= \frac{1}{2} (x_{1k-1\varepsilon} - x_{1k\varepsilon}), \\ y_{k-1\varepsilon}^{k\varepsilon} &= \frac{1}{2} (y_{k-1\varepsilon} - y_{k\varepsilon}), & z_{k-1\varepsilon}^{k\varepsilon} &= \frac{1}{2} (z_{k-1\varepsilon} - z_{k\varepsilon}). \end{aligned}$$

Ъгълът на наклона на участъка ε към равнината xOz определяме от следното съотношение:

$$(4) \quad \operatorname{tg} \psi_\varepsilon = \frac{y_{1\varepsilon} - y_{2\varepsilon}}{z_{1\varepsilon} - z_{2\varepsilon}}.$$

Въвеждаме относителни координати

$$(5) \quad \xi = \frac{x}{b}, \quad \eta = \frac{y}{b}, \quad \zeta = \frac{z}{b},$$

където b е характерен линеен размер.

Присъединените вихрови шнурове и контролните точки разполагаме по т. нар. „равномерна схема“, за която е характерно това, че хордите $b_{p-1\varepsilon}$ и $b_{p\varepsilon}$, ограничаващи всяка лента отдясно и отляво, се делят равномерно на n части (панели). Всяка от получените по този начин панели от своя страна се дели на четири равни части. Точките, лежащи на $1/4$ от дължината на всеки отрязък, считано от горния му край по потока, приемаме за краища на дискретните присъединени вихри. Контролните точки разполагаме по средата на линиите, съединяващи точките, лежащи на $3/4$ от дължината на отрязъците, считано от горния край на потока [1].

Броят на панелите на всеки участък ε ще бъде $N_\varepsilon n_\varepsilon$. Присъединените вихрови шнурове характеризираме с индекс μ , а контролните точки с индекс ν . Координатите на точките, получени от пресичането на линиите μ и $k\varepsilon$, отбелязваме чрез $\xi_{\mu k\varepsilon}, \eta_{\mu k\varepsilon}, \zeta_{\mu k\varepsilon}$, а координатите на точките, получени от пресичането на линиите ν и $p\varepsilon$ — чрез $\xi_{\nu p\varepsilon}, \eta_{\nu p\varepsilon}, \zeta_{\nu p\varepsilon}$.

Координатите на средите на дискретните Π -образни вихри означаваме чрез $\xi_{\mu k-1\varepsilon}^{\mu k\varepsilon}, \eta_{\mu k-1\varepsilon}^{\mu k\varepsilon}, \zeta_{\mu k-1\varepsilon}^{\mu k\varepsilon}$ и определяме от следните формули:

$$(6) \quad \begin{aligned} \xi_{\mu k-1\varepsilon}^{\mu k\varepsilon} &= \frac{1}{2} (\xi_{0k-1\varepsilon} + \xi_{0k\varepsilon}) + \frac{\mu - \frac{3}{4}}{2n_\varepsilon} (\bar{b}_{k\varepsilon} + \bar{b}_{k-1\varepsilon}), \\ \eta_{\mu k-1\varepsilon}^{\mu k\varepsilon} &= \frac{1}{2} (\eta_{\mu k-1\varepsilon} + \eta_{\mu k\varepsilon}), & \zeta_{\mu k-1\varepsilon}^{\mu k\varepsilon} &= \frac{1}{2} (\zeta_{\mu k-1\varepsilon} + \zeta_{\mu k\varepsilon}), \end{aligned}$$

където $\bar{b}_{k\varepsilon} = b_{k\varepsilon}/b$.

Ъгълът на стреловидност на дискретните вихри се определя от формулата:

$$(7) \quad \operatorname{tg} \chi_{\mu k-1\varepsilon} = \frac{(\xi_{0k-1\varepsilon} - \xi_{0k\varepsilon}) + \frac{\mu-3}{2n_\varepsilon} (\bar{b}_{k-1\varepsilon} - \bar{b}_{k\varepsilon})}{(\zeta_{\mu k-1\varepsilon} - \zeta_{\mu k\varepsilon})},$$

$$k=1, 2, \dots, N_\varepsilon; \mu=1, 2, \dots, n_\varepsilon,$$

а ширината на дискретния вихър от формулата:

$$(8) \quad \bar{l}_{kk-1\varepsilon} = \frac{l_{kk-1\varepsilon}}{b} = \zeta_{\mu k-1\varepsilon} - \zeta_{\mu k\varepsilon},$$

$$k=1, 2, \dots, N_\varepsilon; \mu=1, 2, \dots, n_\varepsilon.$$

Вихрите, разположени на лявата половина на базовия модел, са симетрични спрямо равнината xOy на вихрите от дясната половина и техните координати са съответно равни:

$$(9) \quad \sigma \xi_{\mu k-1\varepsilon}^{\mu k\varepsilon} = \xi_{\mu k-1\varepsilon}^{\mu k\varepsilon}, \quad \sigma \eta_{\mu k-1\varepsilon}^{\mu k\varepsilon} = \eta_{\mu k-1\varepsilon}^{\mu k\varepsilon}, \quad \sigma \zeta_{\mu k-1\varepsilon}^{\mu k\varepsilon} = -\zeta_{\mu k-1\varepsilon}^{\mu k\varepsilon},$$

тогава се получава

$$(10) \quad \sigma \bar{l}_{kk-1\varepsilon} = \bar{l}_{kk-1\varepsilon}, \quad \sigma \chi_{\mu k-1\varepsilon}^{\mu k\varepsilon} = -\chi_{\mu k-1\varepsilon}^{\mu k\varepsilon}.$$

Координатите на контролните точки определяме по формулите

$$(11) \quad \xi_{\nu p-1\varepsilon}^{\nu p\varepsilon} = \frac{1}{2} (\xi_{0p-1\varepsilon} + \xi_{0p\varepsilon}) + \frac{\nu-1}{2n_\varepsilon} (\bar{b}_{p-1\varepsilon} + \bar{b}_{p\varepsilon});$$

$$\eta_{\nu p-1\varepsilon}^{\nu p\varepsilon} = \frac{1}{2} (\eta_{\nu p-1\varepsilon} + \eta_{\nu p\varepsilon}), \quad \zeta_{\nu p-1\varepsilon}^{\nu p\varepsilon} = \frac{1}{2} (\zeta_{\nu p-1\varepsilon} + \zeta_{\nu p\varepsilon});$$

$$p=1, 2, \dots, N_\varepsilon; \nu=1, 2, \dots, n_\varepsilon.$$

Циркулацията на присъединените вихри, които помещаваме във всяка панела, представяме в следния вид [2]:

$$(12) \quad \Gamma_{+\mu k k-1\varepsilon} = u_0 b \Gamma_{\mu k k-1\varepsilon},$$

$$k=1, 2, \dots, N_\varepsilon; \mu=1, 2, \dots, n_\varepsilon.$$

Вихровият модел, заменящ дясната половина на кръстообразното крило, представлява система от $\sum_\varepsilon \sum_k \sum_\mu$ от брой панели с разположени в тях системи от присъединени и свободни вихри и броя на неизвестните стойности на циркулациите на присъединените вихри, които подлежат на определяне, е $\sum_\varepsilon \sum_k \sum_\mu \Gamma_{\mu k k-1\varepsilon}$.

За да определим нормалната скорост в контролна точка с координати $(\xi_{\nu p-1\varepsilon}^{\nu p\varepsilon}, \eta_{\nu p-1\varepsilon}^{\nu p\varepsilon}, \zeta_{\nu p-1\varepsilon}^{\nu p\varepsilon})$, индуцирана от вихрова система, на коя да е панела, разположена върху базовия модел, въвеждаме на всяка лента $k-1_\varepsilon$, k_ε местна

правоъгълна координатна система $O_{k-1_e}^{k_e}, \xi_{k-1_e}^{k_e}, \eta_{k-1_e}^{k_e}, \zeta_{k-1_e}^{k_e}$ (фиг. 3). Началото на тази система помещаваме в средата на предния ръб на лентата $k-1_e$, оста $O_{k-1_e}^{k_e} \eta_{k-1_e}^{k_e}$ насочваме успоредно на линията на пресичане на двата плана, оста $O_{k-1_e}^{k_e} \zeta_{k-1_e}^{k_e}$ — перпендикулярно към лентата нагоре, а оста $O_{k-1_e}^{k_e} \xi_{k-1_e}^{k_e}$ в равнината на лентата, така че да се образува лява координатна система.

Връзката между координатите на основната координатна система O, ξ, η, ζ и приетите местни координатни системи (фиг. 3) е следната:

$$(13) \quad \begin{aligned} \xi_{k-1_e}^{k_e} &= \xi - \xi_{0k-1_e}^{k_e}, \\ \eta_{k-1_e}^{k_e} &= -(\zeta - \zeta_{k-1_e}^{k_e}) \sin \psi_{k_e} + (\eta - \eta_{k-1_e}^{k_e}) \cos \psi_{k_e}, \\ \zeta_{k-1_e}^{k_e} &= (\zeta - \zeta_{k-1_e}^{k_e}) \cos \psi_{k_e} + (\eta - \eta_{k-1_e}^{k_e}) \sin \psi_{k_e}. \end{aligned}$$

Означаваме чрез $\xi_{vpp-1_e}^{kk-1_e}, \eta_{vpp-1_e}^{kk-1_e}, \zeta_{vpp-1_e}^{kk-1_e}$ координатите на контролната точка, принадлежаща на панелата v_{p-1_e} в координатна система, свързана с лентата $k-1_e$, k_e , и чрез $\xi_{\mu kk-1_e}^{kk-1_e}, \eta_{\mu kk-1_e}^{kk-1_e}, \zeta_{\mu kk-1_e}^{kk-1_e}$ координатите на вихъра μ_{k-1_e} в същата координатна система.

Въз основа на (13) определяме тези координати (фиг. 3) по следните формули за контролната точка:

$$(14) \quad \begin{aligned} \xi_{vpp-1_e}^{kk-1_e} &= \xi_{vp-1_e}^{vp_e} - \xi_{0k-1_e}^{k_e}, \\ \eta_{vpp-1_e}^{kk-1_e} &= -(\zeta_{p-1_e}^{p_e} - \zeta_{k-1_e}^{k_e}) \sin \psi_{k_e} + (\eta_{p-1_e}^{p_e} - \eta_{k-1_e}^{k_e}) \cos \psi_{k_e}, \\ \zeta_{vpp-1_e}^{kk-1_e} &= (\zeta_{p-1_e}^{p_e} - \zeta_{k-1_e}^{k_e}) \cos \psi_{k_e} + (\eta_{p-1_e}^{p_e} - \eta_{k-1_e}^{k_e}) \sin \psi_{k_e}, \end{aligned}$$

и за вихъра:

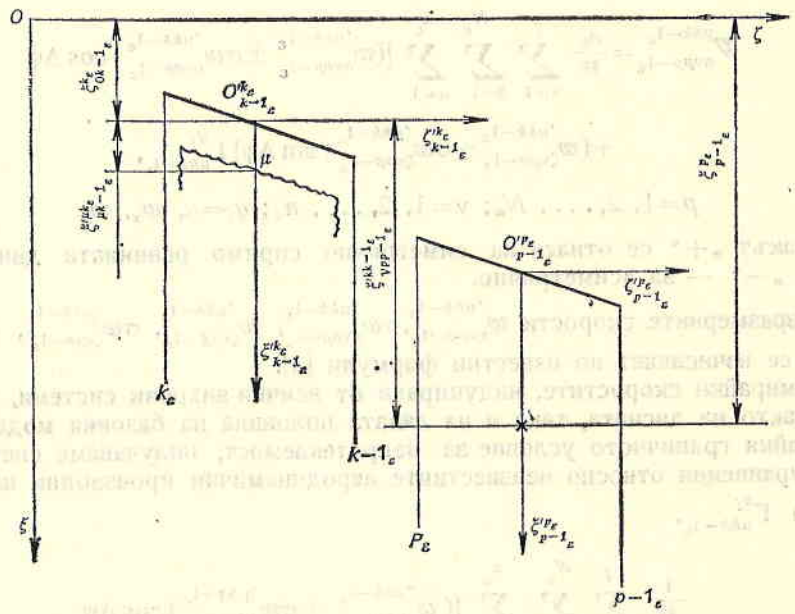
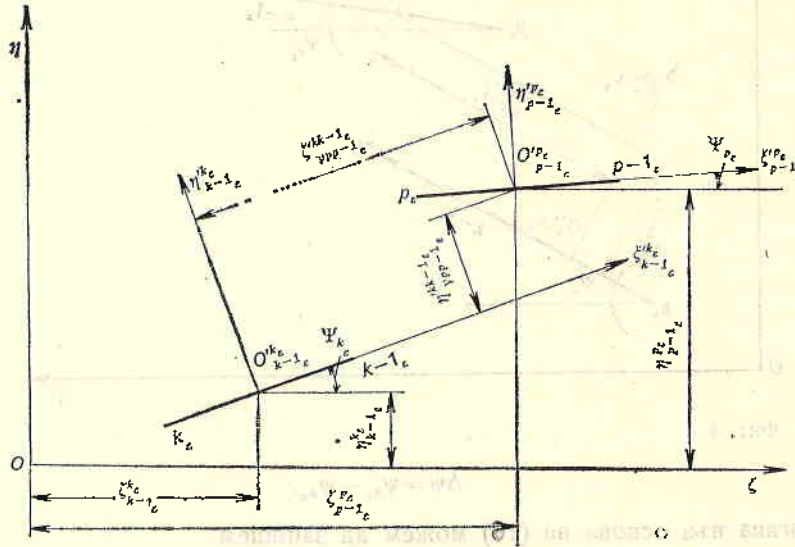
$$(15) \quad \begin{aligned} \xi_{\mu kk-1_e}^{kk-1_e} &= \xi_{\mu k-1_e}^{\mu k_e} - \xi_{0k-1_e}^{k_e}, \\ \eta_{\mu kk-1_e}^{kk-1_e} &= \eta_{\mu k-1_e}^{\mu k_e}, \quad \zeta_{\mu kk-1_e}^{kk-1_e} = \zeta_{\mu k-1_e}^{\mu k_e}. \end{aligned}$$

Смутената скорост, индуцирана от вихър в която и да е контролна точка, може да се представи по следния начин [1]:

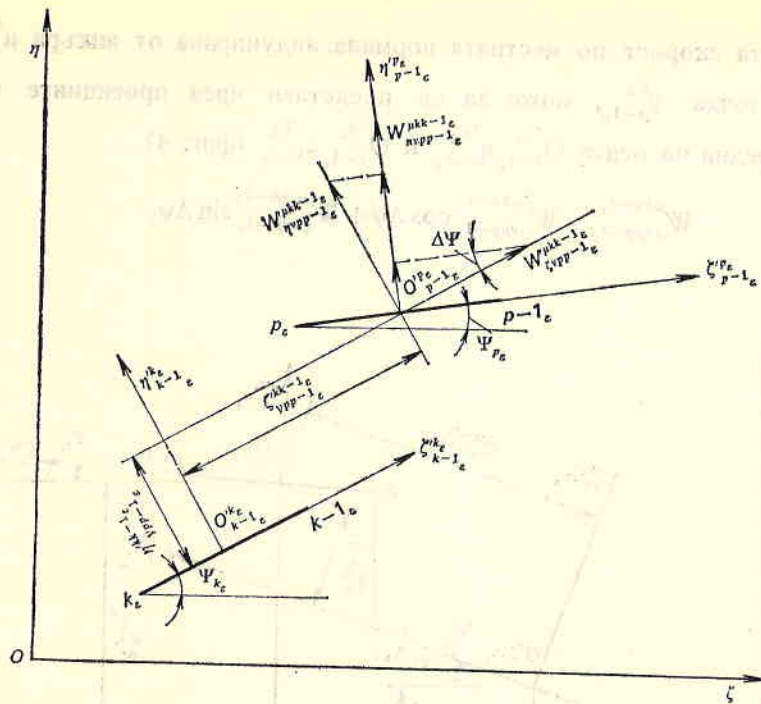
$$(16) \quad W = \frac{u_0 \Gamma}{4\pi} w.$$

Смутената скорост по местната нормала, индуцирана от вихъра $\mu_{k-1\epsilon}^{k\epsilon}$ в контролна точка $v_{p-1\epsilon}^{p\epsilon}$, може да се представи чрез проекциите върху прави, успоредни на осите $O_{k-1\epsilon}^{k\epsilon} \eta_{k-1\epsilon}^{k\epsilon}$ и $O_{k-1\epsilon}^{k\epsilon} \zeta_{k-1\epsilon}^{k\epsilon}$ (фиг. 4).

$$(17) \quad W_{\eta_{p-1\epsilon}^{p\epsilon}}^{\mu_{k-1\epsilon}^{k\epsilon}} = W_{\eta_{p-1\epsilon}^{p\epsilon}}^{\mu_{k-1\epsilon}^{k\epsilon}} \cos \Delta\psi + W_{\zeta_{p-1\epsilon}^{p\epsilon}}^{\mu_{k-1\epsilon}^{k\epsilon}} \sin \Delta\psi,$$



Фиг. 3



Фиг. 4

$$(18) \quad \Delta \Psi = \Psi_{k \epsilon} - \Psi_{p \epsilon}$$

Тогава въз основа на (16) можем да запишем

$$(19) \quad W_{\nu p p - 1 \epsilon}^{\mu k k - 1 \epsilon} = \frac{u_0}{4\pi} \sum_{\epsilon=1}^I \sum_{k=1}^{N_{\epsilon}} \sum_{\mu=1}^{n_{\epsilon}} [(\omega_{\nu p p - 1 \epsilon}^{\mu k k - 1 \epsilon} \pm \sigma \omega_{\nu p p - 1 \epsilon}^{\mu k k - 1 \epsilon}) \cos \Delta \Psi + (\omega_{\zeta \nu p p - 1 \epsilon}^{\mu k k - 1 \epsilon} \pm \sigma \omega_{\zeta \nu p p - 1 \epsilon}^{\mu k k - 1 \epsilon}) \sin \Delta \Psi] \Gamma_{\mu k k - 1 \epsilon}^{q_i}$$

$p=1, 2, \dots, N_{\epsilon}; v=1, 2, \dots, n_{\epsilon}; q_i = \alpha, \omega_x, \omega_z.$

Знакът „+“ се отнася за симетрично спрямо равнината движение, а знакът „-“ — за асиметрично.

Безразмерните скорости $\omega_{\nu p p - 1 \epsilon}^{\mu k k - 1 \epsilon}, \sigma \omega_{\nu p p - 1 \epsilon}^{\mu k k - 1 \epsilon}, \omega_{\zeta \nu p p - 1 \epsilon}^{\mu k k - 1 \epsilon}, \sigma \omega_{\zeta \nu p p - 1 \epsilon}^{\mu k k - 1 \epsilon}$, влизащи в (19), се изчисляват по известни формули [3].

Сумирайки скоростите, индуцирани от всички вихрови системи, разположени както на дясната, така и на лявата половина на базовия модел, и изпълнявайки граничното условие за непротекаемост, получаваме системи линейни уравнения относно неизвестните аеродинамични производни на циркуляцията $\Gamma_{\mu k k - 1 \epsilon}^{q_i}$.

$$(20) \quad \frac{1}{4\pi} \sum_{\epsilon=1}^I \sum_{k=1}^{N_{\epsilon}} \sum_{\mu=1}^{n_{\epsilon}} [(\omega_{\nu p p - 1 \epsilon}^{\mu k k - 1 \epsilon} \pm \sigma \omega_{\nu p p - 1 \epsilon}^{\mu k k - 1 \epsilon}) \cos \Delta \Psi$$

$$+ (\omega_{\zeta\nu\rho\rho-1\varepsilon}^{\mu k k-1\varepsilon} \pm \sigma \omega_{\zeta\nu\rho\rho-1\varepsilon}^{\mu k k-1\varepsilon}) \sin \Delta \psi \Gamma_{\mu k k-1\varepsilon}^{q_i} = A_{\nu\rho\rho-1\varepsilon}^{(q_i)},$$

$$p = 1, 2, \dots, N_\varepsilon, \nu = 1, 2, \dots, n_\varepsilon; q_i = \alpha, \omega_x, \omega_z.$$

Стойностите на $A_{\nu\rho\rho-1\varepsilon}^{(q_i)}$ имат следния смисъл:

$$(21) \quad \begin{aligned} A_{\nu\rho\rho-1\varepsilon}^{(\alpha)} &= -1, \quad A_{\nu\rho\rho-1\varepsilon}^{(\omega_y)} = -(\zeta_{\nu\rho\rho-1\varepsilon}^{\nu\rho\varepsilon} \cos \psi_{\rho\varepsilon} + \eta_{\nu\rho\rho-1\varepsilon}^{\nu\rho\varepsilon} \sin \psi_{\rho\varepsilon}), \\ A_{\nu\rho\rho-1\varepsilon}^{(\omega_z)} &= -\xi_{\nu\rho\rho-1\varepsilon}^{\nu\rho\varepsilon}. \end{aligned}$$

Определяйки от системите уравнения (20) аеродинамичните производни на циркуляцията $\Gamma_{\mu k k-1\varepsilon}^{q_i}$, използваме теоремата на Жуковски и определяме сумарните аеродинамични характеристики на кръстообразното крило по следните формули за симетрични движения:

$$(22) \quad \begin{aligned} C_y^{q_i} &= 4 \frac{b^2}{S} \sum_{\varepsilon=1}^I \sum_{k=1}^{N_\varepsilon} \bar{l}_{kk-1\varepsilon} \sum_{\mu=\mu_0}^{\mu_1} \Gamma_{\mu k k-1\varepsilon}^{q_i}, \\ m_z^{q_i} &= -4 \frac{b^2}{S} \sum_{\varepsilon=1}^I \sum_{k=1}^{N_\varepsilon} \bar{l}_{kk-1\varepsilon} \sum_{\mu=\mu_0}^{\mu_1} \Gamma_{\mu k k-1\varepsilon}^{q_i} \xi_{\mu k-1\varepsilon}^{\mu k\varepsilon}, \end{aligned}$$

$$q_i = \alpha, \omega_z,$$

където μ_0 е номер на вихъра, разположен най-близо до предния ръб в съответната лента $k-1\varepsilon, k\varepsilon$; μ_1 — номер на вихъра, разположен най-близо до задния ръб в същата лента.

При асиметрично движение сумарните аеродинамични характеристики на кръстообразно крило се определят по следната формула:

$$(23) \quad m_x^{\omega_x} = -4 \frac{b^2}{S} \sum_{\varepsilon=1}^I \sum_{k=1}^{N_\varepsilon} \bar{l}_{kk-1\varepsilon} \sum_{\mu=\mu_0}^{\mu_1} \Gamma_{\mu k k-1\varepsilon}^{\omega_x} (\zeta_{\mu k-1\varepsilon}^{\mu k\varepsilon} \cos \psi_{k\varepsilon} + \eta_{\mu k-1\varepsilon}^{\mu k\varepsilon} \sin \psi_{k\varepsilon}).$$

В заключение са дадени резултатите, получени с предложения метод при определяне на характеристиките $C_y^{\alpha}, m_z^{\alpha}, C_y^{\omega_z}, m_z^{\omega_z}, m_x^{\omega_x}$ за различни числа M на кръстообразни крила с различна геометрия (табл. 1). Всички крила са моделирани със 128 вихрови системи, разположени на дясната половина на базовия модел.

За проверка на точността на предложения метод за моделиране на функционалността на разработените програми може да се използва сравнението на аеродинамичните характеристики на кръстообразни и монопланови крила.

Известно е, че всеки план на кръстообразно крило от разглеждания тип (ъгъл между двата плана 90° и ъгъл $\psi = 45^\circ$) има коефициент на подъемна сила такъв, какъвто е и коефициентът на изолирано (монопланово) крило при същата скорост на обтичане [4].

Таблица 1

Геометрия на кръстообразното крило в план	M	C_y^a	$C_{y_z}^{w_z}$	m_z^a	$m_z^{w_z}$	$m_x^{w_x}$
$\lambda = -2,5$ $\eta = 1$ $\lambda \text{tg} \chi = 0$	0	2,9405	2,3716	-0,5679	-0,9079	-1,1378
	0,2	2,9573	2,3880	-0,5683	-0,9160	-1,1412
	0,4	3,0112	2,4411	-0,5691	-0,9423	-1,1517
	0,6	3,1146	2,5460	-0,5679	-0,9959	-1,1698
	0,8	3,3054	2,7519	-0,5531	-1,1083	-1,1951
$\lambda = 2,5$ $\eta = -1$ $\lambda \text{tg} \chi = -4$	0	2,2651	3,9568	-2,8263	-5,6358	-0,9786
	0,2	2,2728	3,9686	-2,8364	-5,6541	-0,9809
	0,4	2,2967	4,0052	-2,8681	-5,7114	-0,9880
	0,6	2,3407	4,0712	-2,9272	-5,8166	-1,0007
	0,8	2,4146	4,1732	-3,0290	-5,9935	-1,0206
$\lambda = -2,5$ $\eta = 2$ $\lambda \text{tg} \chi = 0$	0	2,9480	1,7487	-0,4378	-0,5146	-0,6230
	0,2	2,9648	1,7602	-0,4380	-0,5187	-0,6253
	0,4	3,0180	1,7972	-0,4382	-0,5321	-0,6323
	0,6	3,1194	1,8693	-0,4357	-0,5588	-0,6447
	0,8	3,3925	2,0065	-0,4193	-0,6122	-0,6634
$\lambda = 2,5$ $\eta = -2$ $\lambda \text{tg} \chi = -2$	0	2,8206	2,7672	-1,4988	-1,7330	-0,6125
	0,2	2,8368	2,7848	-1,5073	-1,7455	-0,6148
	0,4	2,8887	2,8416	-1,5346	-1,7859	-0,6219
	0,6	2,9891	2,9527	-1,5875	-1,8663	-0,6346
	0,8	3,2767	3,1670	-1,6880	-2,0274	-0,6548
$\lambda = 5$ $\eta = \infty$ $\lambda \text{tg} \chi = 8$	0	2,9559	3,6680	-2,8404	-4,0381	-0,8883
	0,2	2,9700	3,6864	-2,8570	-4,0617	-0,8925
	0,4	3,0144	3,7443	-2,9096	-4,1363	-0,9056
	0,6	3,1069	3,8510	-3,0082	-4,2756	-0,9292
	0,8	3,2373	4,0306	-3,1797	-4,5158	-0,9672

При ъгъл на атаката на кръстообразното крило α ефективният ъгъл на атака на всеки план $\alpha_{\text{пл}}$ е

$$(24) \quad \alpha_{\text{пл}} = \alpha \cos \psi = \frac{\alpha}{\sqrt{2}}.$$

Ако производната по ъгъл на атака на коефициента на подъемна сила на изолирано крило е $C_{y_0}^a$, то при малък ъгъл на атака коефициентите на подъемна сила на плановите C_{y_1} и C_{y_2} на кръстообразното крило ще бъдат

$$(25) \quad C_{y_1} = C_{y_2} = C_{y_0}^a \alpha_{\text{пл}} = \frac{1}{\sqrt{2}} C_{y_0}^a \alpha = \frac{1}{\sqrt{2}} C_{y_0}.$$

Коефициентът на подъемна сила на кръстообразното крило, отнесен към площта S на един план, ще бъде

$$(26) \quad C_y = (C_{y_1} + C_{y_2}) \cos \psi = \frac{2}{\sqrt{2}} C_{y_0} \cos \psi = C_{y_0}.$$

По такъв начин се доказва, че коефициентите на подъемна сила на

Таблица 2

Геометрия на моноплана	M	C_y^a
	0	2,9341
$\lambda=2,5$	0,2	2,9593
$\eta=1$	0,4	3,0403
$\lambda \operatorname{tg} \chi=0$	0,6	3,1979
	0,8	3,3903
	0	2,2167
$\lambda=2,5$	0,2	2,2270
$\eta=1$	0,4	2,2593
$\lambda \operatorname{tg} \chi=4$	0,6	2,3186
	0,8	2,4168
	0	2,9779
$\lambda=2,5$	0,2	2,9825
$\eta=2$	0,4	3,0595
$\lambda \operatorname{tg} \chi=0$	0,6	3,2089
	0,8	3,4846
	0	2,8868
$\lambda=2,5$	0,2	2,9093
$\eta=2$	0,4	2,9755
$\lambda \operatorname{tg} \chi=2$	0,6	3,1100
	0,8	3,3932
	0	2,9775
$\lambda=5$	0,2	2,9978
$\eta=\infty$	0,4	3,0625
$\lambda \operatorname{tg} \chi=8$	0,6	3,1839
	0,8	3,1839

кръстообразно крило при $\psi=45^\circ$ и равногабаритно монопланово крило са равни при равни ъгли на атака.

В табл. 2 са дадени резултатите, получени чрез моделиране с помощта на плоска схематизация на крилото [2]. Изследвани са монопланови крила с геометрия, каквато имат плановете на кръстообразните крила. Броят на вихровите системи, с които са моделирани монопланите, е 120.

При сравнение на производните C_y^a за различни числа M на кръстообразни крила и съответстващите им моноплани (табл. 1 и 2) се вижда, че разликата в резултатите не надвишава 3,5%, което показва задоволителната точност на предложения метод.

Литература

1. Белоцерковский, С. М., Б. К. Скрипач. Аэродинамические производные летательного аппарата и крыла при дозвуковых скоростях. М., Наука, 1975.
2. Белоцерковский, С. М., Б. К. Скрипач, В. Г. Табачников. Крыло в нестационарном потоке газа. М., Наука, 1975.
3. Бонев, Б. И. Потенциал скоростей и поле скоростей, индуцируемых вихрем при дозвуковых и сверхзвуковых скоростях. — В: Научно-методические материалы по конструкции и ТТД летательных аппаратов. М., ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1973.
4. Вотяков, В. Д. Аэродинамика летательных аппаратов и гидравлика их систем. М., ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1972.

Постъпила на 3. X. 1989 г.

Method for determination of the crosswise wings aerodynamic characteristics at flying subsonic velocity through the wing spatial whirlwind schematisation

Volodia Nikolov

(S u m m a r y)

In the article is considered method for determination of the crosswise wings aerodynamic coefficients derivatives at subsonic velocity through whirlwind simulation theory.

Concrete realized whirlwind model gives possibility for simulation with discrete whirlwinds on the spatial configurations what are the crosswise wings.

Through this method the crosswise wings aerodynamic characteristics with various parametries at subsonic velocity are calculated with the help of computer.

Work capacity and precision of the method check by means of compare of the derivatives by the angle of attack of the crosswise monoplane wings lifting force coefficients.

The monoplane wings coefficients are determined through the whirlwind method of prof. Belotsercovski.

Изследване на стационарните и нестационарните аеродинамични характеристики на органи за управление на летателни апарати при дозвукови скорости чрез вихров метод

Володя Николов

Институт за космически изследвания, БАН

Летателните апарати имат специални плоскости, с помощта на които се изменят техните свойства. Тези плоскости се наричат управляващи органи (УО). Летателният апарат има няколко УО, които се използват поотделно или заедно в зависимост от режима на полета.

Обикновено УО (кормила, елерони, задкрилки и т. п.) представляват отклоняващи се части от крилото или от опашната плоскост. Между неподвижната и отклоняващите се части се образува пролука. В случай, че нейните размери са малки, влиянието ѝ върху аеродинамичните характеристики може да се пренебрегне и да се счита, че крилото и УО се обтичат като едно цяло [3].

Разглеждаме крило, извършващо неустановено движение със средна скорост u_0 , която не зависи от времето. Приемаме, че ъгълът на плъзгане β и ъгловата скорост на курса Ω_y са равни на нула.

Ъглите на отклонение на УО означаваме с δ . Приемаме, че повърхнината на крилото може да се деформира вследствие на отклонение на УО. Деформацията може да се характеризира чрез отклонение на средната повърхнина на крилото от неговата плоскост $y=0$ [1]

$$(1) \quad \eta(\xi, \zeta, \tau) = \frac{y(\xi, \zeta, \tau)}{b}, \quad \tau = \frac{u_0 t}{b},$$

където b е характерен линейен размер.

В линейните задачи деформацията може да се представи със следната формула:

$$(2) \quad \eta(\xi, \zeta) = f_\delta(\xi, \zeta) \delta,$$

където $f_s(\xi, \zeta)$ е функция, определяща формата на деформация и независеща от времето; $\delta(\tau)$ — мащаб на деформация, зависещ от времето.

Тогава всяка функция $\eta(\xi, \zeta, \tau)$ може да се представи в следния вид:

$$(3) \quad \eta(\xi, \zeta, \tau) = \sum_i f_s^{(i)}(\xi, \zeta) \delta(\tau),$$

което позволява аеродинамичните характеристики да се получават като линейна комбинация от решения.

За кинематичен параметър q_i , характеризиращ деформацията на крилото, и за производна на кинематичния параметър по безразмерно време приемаме съответно

$$(4) \quad q_i = \delta(\tau), \quad \dot{q}_i = \dot{\delta} = \frac{d\delta}{dt} \cdot \frac{b}{u_0}.$$

Крилото и УО заменяме със средните им повърхнини, като по този начин ги схематизираме на хоризонталната равнина xOz (фиг. 1). УО могат да имат произволна форма в план и да се разполагат на задния, предния или страничните ръбове на крилото.

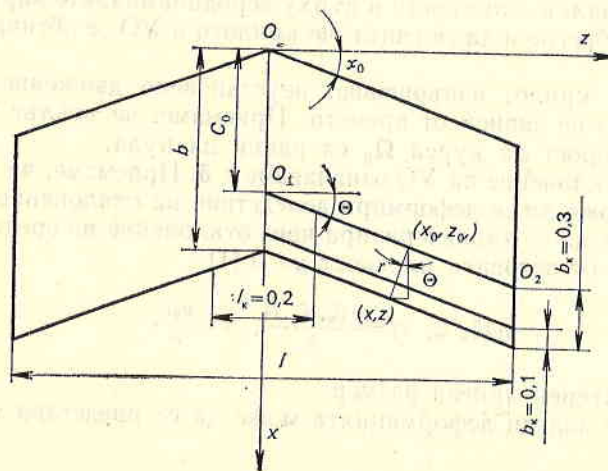
За кормило приемаме УО, чиито ъгли на отклонение δ_k са еднопосочни на симетричните части на крилото, за елерони — чиито ъгли на отклонение δ_e са равнопротивоположни. Приемаме, че $\delta_k > 0$, когато кормилата са отклонени надолу, и $\delta_e > 0$, когато десният елерон е отклонен надолу, а левият — нагоре. Елевонът се разглежда като комбинация на кормило и елерон.

Разглеждаме дясната половина на крилото в план (фиг. 1). Кормилото (елеронът) може да се завърта около произволна права O_1O_2 , която образува ъгъл θ с оста Oz и отсича хорда C_0 от оста Ox . Уравнението на правата има вида

$$(5) \quad x' = C_0 + z' \operatorname{tg} \theta.$$

Уравнението на перпендикуляра към нея, минаващ през точка (x, z) , може да се представи във вида

$$(6) \quad (x' - x) = -(z' - z) \operatorname{cotg} \theta.$$



Фиг. 1

На кормилото и елерона с линейна точност може да се запише

$$(7) \quad y_k = r\delta_k, \quad y_e = r\delta_e,$$

където

$$(8) \quad r = (x - x_0) / \cos \theta.$$

Координатата x_0 на пресечната точка на двете прави намираме от съвместното решение на техните уравнения

$$(9) \quad x_0 = x \sin^2 \theta + z \sin \theta \cos \theta + C_0 \cos^2 \theta.$$

Преминваме към безразмерни координати

$$(10) \quad \xi = \frac{x}{b}, \quad \eta = \frac{y}{b}, \quad \zeta = \frac{z}{b}.$$

Заместваме x_0 в (8) и получаваме

$$(11) \quad -\rho = -\xi \cos \theta + \zeta \sin \theta + \bar{C}_0 \cos \theta, \quad \rho = r/b, \quad \bar{C}_0 = C/b.$$

Представяйки безразмерната деформация на повърхнината чрез изразите

$$(12) \quad \eta_k = f_{\delta_k}(\xi, \zeta)\delta_k(\tau), \quad \eta_e = f_{\delta_e}(\xi, \zeta)\delta_e(\tau)$$

и отчитайки, че $\eta_k = -\rho\delta_k$, $\eta_e = -\rho\delta_e$, получаваме функцията $f_{\delta}(\xi, \zeta)$ и нейната производна $df_{\delta}/d\xi$.

$$(13) \quad f_{\delta}(\xi, \zeta) = \begin{cases} -\xi \cos \theta + \zeta \sin \theta + \bar{C}_0 \cos \theta & \text{на дясното кормило (елерон),} \\ 0 & \text{на крилото извън кормилото (елерона),} \end{cases}$$

$$(14) \quad \frac{df_{\delta}}{d\xi} = \begin{cases} -\cos \theta & \text{на дясното кормило (елерон),} \\ 0 & \text{на крилото извън кормилото (елерона).} \end{cases}$$

За изчисляване на характеристиките на УО се използва вихров модел, при който крилото и УО се заменят с базова плоскост, на която се разполагат по определени правила системи от присъединени и свободни вихри [2]. В контролните точки се удовлетворява граничното условие за непротекаемост, а на базовата плоскост — условието за плавно обтичане (условието на Чаплигин — Жуковски). Удовлетворявайки тези условия, определяме циркулацията на вихрите, моделиращи носещата система. След това по формулата на Жуковски за подемната сила определяме сумарните аеродинамични характеристики.

Ако означим безразмерните координати на средите на присъединените вихри чрез $\xi_{\mu k-1}^{\mu k}$, $\zeta_{\mu k-1}^{\mu k}$, а тези на контролните точки чрез $\xi_{\nu p-1}^{\nu p}$, $\zeta_{\nu p-1}^{\nu p}$, то смутената скорост, индуцирана в коя да е контролна точка, може да се представи във вида [2]

$$(15) \quad \frac{W_{\nu p p-1}}{u_0} = \frac{1}{4\pi} \sum_k \sum_{\mu} (\omega_{\nu p p-1}^{\mu k k-1} \pm \sigma \omega_{\nu p p-1}^{\mu k k-1}) \Gamma_{\mu k k-1}^{q_i}$$

Знакът „+“ се отнася за симетрични спрямо равнината Оξη деформации, а знакът „-“ — за асиметрични. Безразмерните скорости от вихровите системи на дясната $\omega_{\nu p p-1}^{\mu k k-1}$ и на лявата $\sigma \omega_{\nu p p-1}^{\mu k k-1}$ половина на базовата плоскост, заменяща крилото и УО, се изчисляват по известни формули [1].

Разглеждаме само циркуляционно обтичане на крилото с УО при число на Струхал, клонящо към нула ($p_i^* \rightarrow 0$). Циркуляцията определяме от следните системи уравнения [2]:

$$\begin{aligned}
 & \frac{1}{4\pi} \sum_{k=1}^N \sum_{\mu=1}^n (\omega_{y v p p-1}^{\mu k k-1} \pm \sigma \omega_{y v p p-1}^{\mu k k-1}) \Gamma_{\mu k k-1}^{q_i} = H_{v p p-1}^{(q_i)} \\
 & \sum_{k=1}^N \sum_{\mu=1}^n (\omega_{y v p p-1}^{\mu k k-1} \pm \sigma \omega_{y v p p-1}^{\mu k k-1}) \Gamma_{\mu k k-1}^{q_i} \\
 & = - \sum_{k=1}^N \sum_{\mu=1}^n \left(\frac{\partial \omega_{y v p p-1}^{(2) \mu k k-1}}{\partial p_i^*} \pm \sigma \frac{\partial \omega_{y v p p-1}^{(2) \mu k k-1}}{\partial p_i^*} \right) \Gamma_{\mu k k-1}^{q_i},
 \end{aligned}
 \tag{16}$$

$$p=1, 2, \dots, N; v=1, 2, \dots, n-1; q_i=\delta, \delta',$$

където

$$H_{v p p-1}^{(\delta)} = \partial f_{\delta} / \partial \xi, \quad H_{v p p-1}^{(\delta')} = f_{\delta}(\xi_{v p p-1}^{\delta}, \zeta_{v p p-1}^{\delta}).$$

Безразмерните скорости, влизащи в (16) $\partial \omega_{y v p p-1}^{(2) \mu k k-1} / \partial p_i^*$ и $\sigma \partial \omega_{y v p p-1}^{(2) \mu k k-1} / \partial p_i^*$ се определят също от известни формули [1].

Изхождайки от (3) и (13), можем общата δ -задача да разделим на редица частни задачи. За тази цел безразмерната циркуляция представяме като сума [2]

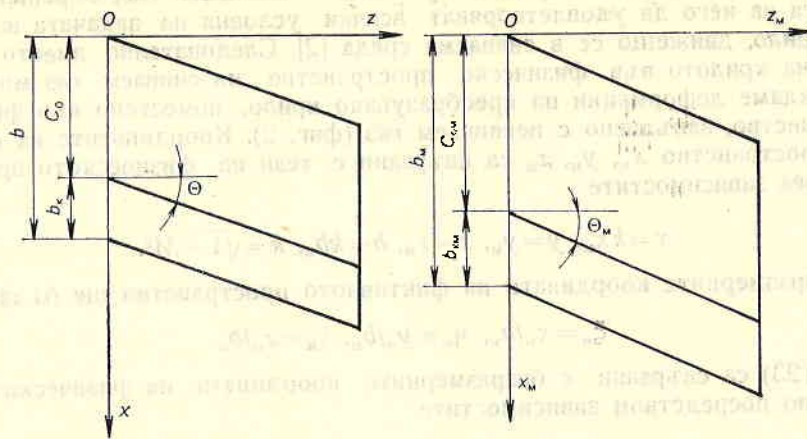
$$\begin{aligned}
 \Gamma &= \Gamma_1 \cos \theta + \Gamma_2 \bar{C}_0 \cos \theta + \Gamma_{2\xi} \cos \theta + \Gamma_{2\zeta} \sin \theta, \\
 \Gamma_1 &= \Gamma_1^{\delta} \delta + \Gamma_1^{\delta'} \delta', \quad \Gamma_2 = \Gamma_2^{\delta} \delta + \Gamma_2^{\delta'} \delta', \\
 \Gamma_{2\xi} &= \Gamma_{2\xi}^{\delta} \delta + \Gamma_{2\xi}^{\delta'} \delta', \quad \Gamma_{2\zeta} = \Gamma_{2\zeta}^{\delta} \delta + \Gamma_{2\zeta}^{\delta'} \delta'.
 \end{aligned}
 \tag{18}$$

За изследвания случай на обтичане при число на Струхал, клонящо към нула ($p_i^* \rightarrow 0$), системите (16) могат да се представят в следния вид:

$$\begin{aligned}
 & \frac{1}{4\pi} \sum_{k=1}^N \sum_{\mu=1}^n (\omega_{y v p p-1}^{\mu k k-1} \pm \sigma \omega_{y v p p-1}^{\mu k k-1}) \Gamma_{\mu k k-1}^{\delta} = H_{1 v p p-1}^{\delta} \\
 & \sum_{k=1}^N \sum_{\mu=1}^n (\omega_{y v p p-1}^{\mu k k-1} \pm \sigma \omega_{y v p p-1}^{\mu k k-1}) \Gamma_{\mu k k-1}^{\delta} \\
 & = - \sum_{k=1}^N \sum_{\mu=1}^n \left(\frac{\partial \omega_{y v p p-1}^{(2) \mu k k-1}}{\partial p_i^*} \pm \sigma \frac{\partial \omega_{y v p p-1}^{(2) \mu k k-1}}{\partial p_i^*} \right) \Gamma_{\mu k k-1}^{\delta},
 \end{aligned}
 \tag{19}$$

$$\frac{1}{4\pi} \sum_{k=1}^N \sum_{\mu=1}^n (\omega_{y v p p-1}^{\mu k k-1} \pm \sigma \omega_{y v p p-1}^{\mu k k-1}) \Gamma_{g \mu k k-1}^{\delta} = H_{g v p p-1}^{\delta},$$

$$p=1, 2, \dots, N; v=1, 2, \dots, n-1; g=2, 2\xi, 2\zeta.$$



Фиг. 2

Знакът „+“ се отнася за кормила, а знакът „-“ — за елерони.

$$\begin{aligned}
 H_{1\ vpp-1} &= \begin{cases} -1 & \text{на дясното кормило (елерон),} \\ 0 & \text{на крилото извън кормилото (елерона),} \end{cases} \\
 H_{2\ vpp-1} &= \begin{cases} -1 & \text{на дясното кормило (елерон),} \\ 0 & \text{на крилото извън кормилото (елерона),} \end{cases} \\
 H_{2\xi\ vpp-1} &= \begin{cases} -\xi_{vpp-1}^{vp} & \text{на дясното кормило (елерон),} \\ 0 & \text{на крилото извън кормилото (елерона),} \end{cases} \\
 H_{2\zeta\ vpp-1} &= \begin{cases} -\zeta_{vpp-1}^{vp} & \text{на дясното кормило (елерон),} \\ 0 & \text{на крилото извън кормилото (елерона).} \end{cases}
 \end{aligned}
 \tag{20}$$

От (20) следва, че за всякакви стойности на M и p'_i

$$\Gamma_1^{\delta} = \Gamma_2^{\delta}.
 \tag{21}$$

Решавайки системите уравнения (19), можем да определим аеродинамичните характеристики в следния вид:

$$\begin{aligned}
 C &= C^{\delta}\delta + C^{\dot{\delta}}\dot{\delta}, \quad C^{\delta} = C_1 \cos \theta, \\
 C^{\dot{\delta}} &= C_1^{\dot{\delta}} \cos \theta - C_1^{\dot{\delta}} C_0 \cos \theta + C_{2\xi}^{\dot{\delta}} \cos \theta - C_{2\zeta}^{\dot{\delta}} \sin \theta, \\
 C &= C_y, m_x, m_z.
 \end{aligned}
 \tag{22}$$

От (22) се вижда, че ако оста на завъртане на УО е перпендикулярна на надлъжната ос на крилото, ъгъл θ е равен на нула и системата уравнения относно $\Gamma_{2\zeta\ \mu\ \dot{\delta}\ k-1}^{\delta}$ може да не се решава.

В рамките на линейната теория влиянието на свиваемостта на средата може да се отчете, като задачата се сведе към обтичане с несвиваем газ на преобразувано крило. Когато движението на крилото е като на твърдо тяло и деформациите на неговата повърхнина са по хармонични закони с числа на Струхал, клонящи към нула, то може да се подбере такова преоб-

разувано крило и такива гранични условия в несвиваем газ, че решенията на задачата за него да удовлетворяват всички условия на задачата за изходното крило, движещо се в свиваема среда [2]. Следователно вместо деформации на крилото във физическо пространство на свиваемо място можем да разглеждаме деформации на преобразувано крило, поместено във фиктивно пространство, запълнено с несвиваем газ (фиг. 2). Координатите на фиктивното пространство x_m, y_m, z_m са свързани с тези на физическото пространство чрез зависимостите

$$(23) \quad x = kx_m, \quad y = y_m, \quad z = z_m, \quad b = kb_m, \quad k = \sqrt{1 - M^2}.$$

Безразмерните координати на фиктивното пространство ще бъдат

$$(24) \quad \xi_m = x_m/b_m, \quad \eta_m = y_m/b_m, \quad \zeta_m = z_m/b_m$$

и чрез (23) са свързани с безразмерните координати на физическото пространство посредством зависимостите

$$(25) \quad \xi_m = \xi, \quad \eta_m = k\eta, \quad \zeta_m = k\zeta.$$

Тогава деформацията на преобразуваното крило се представя чрез зависимостта

$$(26) \quad \eta_m(\xi_m, \zeta_m, \tau) = f_\delta \left(\xi_m, \frac{1}{k} \zeta_m \right) \delta_m(\tau),$$

а ъгълът, който оста на завъртане на УО образува с надлъжната ос на крилото — чрез зависимостта

$$(27) \quad \operatorname{tg} \theta_m = -\frac{1}{k} \operatorname{tg} \theta.$$

Системите уравнения (19) ще се представят по следния начин:

$$(28) \quad \begin{aligned} & \frac{1}{4\pi} \sum_{k=1}^N \sum_{\mu=1}^n (\omega_{y \nu p p-1}^{\mu k k-1} \pm \sigma \omega_{y \nu p p-1}^{\mu k k-1}) \Gamma_{1m \mu k k-1}^{\delta_{0m}} = H_{1m \nu p p-1}, \\ & \frac{1}{4\pi} \sum_{k=1}^N \sum_{\mu=1}^n (\omega_{y \nu p p-1}^{\mu k k-1} \pm \sigma \omega_{y \nu p p-1}^{\mu k k-1}) \Delta \Gamma_{1m \mu k k-1}^{\delta_{0m}} = -\xi_m^{\nu p} H_{1m \nu p p-1}, \\ & \sum_{k=1}^N \sum_{\mu=1}^n (\omega_{y \nu p p-1}^{\mu k k-1} \pm \sigma \omega_{y \nu p p-1}^{\mu k k-1}) \Gamma_{1m \mu k k-1}^{\delta_{0m}} \\ & = - \sum_{k=1}^N \sum_{\mu=1}^n \left(\frac{\partial \omega_{y \nu p p-1}^{(2) \mu k k-1}}{\partial p_i^*} \pm \sigma \frac{\partial \omega_{y \nu p p-1}^{(2) \mu k k-1}}{\partial p_i^*} \right) \Gamma_{1m \mu k k-1}^{\delta_{0m}}, \\ & \frac{1}{4\pi} \sum_{k=1}^N \sum_{\mu=1}^n (\omega_{y \nu p p-1}^{\mu k k-1} \pm \sigma \omega_{y \nu p p-1}^{\mu k k-1}) \Gamma_{gm \mu k k-1}^{\delta_{0m}} = H_{gm \nu p p-1}, \end{aligned}$$

$$p = 1, 2, \dots, N; \quad \nu = 1, 2, \dots, n-1; \quad g = 2, 2\xi, 2\zeta.$$

Величините $H_{1m \nu p p-1}$ и $H_{gm \nu p p-1}$ са съответно

$$(29) \quad \begin{aligned} H_{1M}^{\nu p p-1} &= \begin{cases} -1 & \text{на дясното кормило (елерон),} \\ 0 & \text{на крилото извън кормилото (елерона),} \end{cases} \\ H_{2M}^{\nu p p-1} &= \begin{cases} -1 & \text{на дясното кормило (елерон),} \\ 0 & \text{на крилото извън кормилото (елерона),} \end{cases} \\ H_{2\xi_M}^{\nu p p-1} &= \begin{cases} -\xi_M^{\nu p} & \text{на дясното кормило (елерон),} \\ 0 & \text{на крилото извън кормилото (елерона),} \end{cases} \\ H_{2\zeta_M}^{\nu p p-1} &= \begin{cases} -\zeta_M^{\nu p} & \text{на дясното кормило (елерон),} \\ 0 & \text{на крилото извън кормилото (елерона).} \end{cases} \end{aligned}$$

Вижда се, че в сравнение със случая $M=0$ се появява нова система уравнения относно циркулацията $\Delta\Gamma_{1M}^{\delta_{0M}}$.

След решаване на системите уравнения (28) и определяне на неизвестните циркулации на вихрите, моделиращи преобразуваното крило и УО, можем да определим аеродинамичните производни при симетрични спрямо равнината $\xi O \eta$ деформации по следните формули:

$$(30) \quad \begin{aligned} C_y^{q_i} &= 4 \frac{b_M^2}{S_M} \sum_{k=1}^N \bar{l}_{Mkk-1} \sum_{\mu=\mu_0}^{\mu_1} \Gamma_{M\mu kk-1}^{q_i}, \\ C_{y1M}^{\dot{q}_i} &= 4 \frac{b_M^2}{S_M} \sum_{k=1}^N \bar{l}_{Mkk-1} \sum_{\mu=\mu_0}^{\mu_1} \Gamma_{M\mu kk-1}^{\dot{q}_i}, \\ C_{y2M}^{\dot{q}_i} &= 4 \frac{b_M^2}{S_M} \sum_{k=1}^N \bar{l}_{Mkk-1} \sum_{\mu=\mu_0}^{\mu_1} \Delta\Gamma_{M\mu kk-1}^{\dot{q}_i} - m_{z2M}^{q_i}, \\ m_{z1M}^{q_i} &= -4 \frac{b_M^2}{S_M} \sum_{k=1}^N \bar{l}_{Mkk-1} \sum_{\mu=\mu_0}^{\mu_1} \Gamma_{M\mu kk-1}^{q_i} \xi_{M\mu k}^{\mu k}, \\ m_{z1M}^{\dot{q}_i} &= -4 \frac{b_M^2}{S_M} \sum_{k=1}^N \bar{l}_{Mkk-1} \sum_{\mu=\mu_0}^{\mu_1} \Gamma_{M\mu kk-1}^{\dot{q}_i} \xi_{M\mu k}^{\mu k}, \\ m_{z2M}^{\dot{q}_i} &= -4 \frac{b_M^2}{S_M} \left[\sum_{k=1}^N \bar{l}_{Mkk-1} \sum_{\mu=\mu_0}^{\mu_1} \Delta\Gamma_{M\mu kk-1}^{\dot{q}_i} \xi_{M\mu k}^{\mu k} \right. \\ &\quad \left. + \sum_{k=1}^N \bar{l}_{Mkk-1} \sum_{\mu=\mu_0}^{\mu_1} \Gamma_{M\mu kk-1}^{\dot{q}_i} (\xi_{M\mu k}^{\mu k})^2 \right] \\ &\quad - \frac{b_M^2}{3S_M} \sum_{k=1}^N \bar{l}_{Mkk-1} \sum_{\mu=\mu_0}^{\mu_1} \Gamma_{M\mu kk-1}^{q_i} \text{tg}^2 \chi_{M\mu k-1}^{\mu k}, \\ q_i &= \delta_{0M}. \end{aligned}$$

А при асиметрични деформации — по следните:

$$\begin{aligned}
 C_{y_1 M}^q &= C_{y_{1M}}^{\dot{q}_i} = C_{y_{2M}}^{\dot{q}_i} = m_{x_1 M}^{\dot{q}_i} = m_{x_{1M}}^{\dot{q}_i} = m_{x_{2M}}^{\dot{q}_i}, \\
 m_{x_1 M}^{\dot{q}_i} &= -4 \frac{\delta_M^2}{S_M} \sum_{k=1}^N \bar{l}_{Mkk-1} \sum_{\mu=\mu_0}^{\mu_1} \Gamma_{M\mu k k-1}^{\dot{q}_i} \zeta_{M\mu k-1}^{\mu k}, \\
 (m_{x_1 M}^{\dot{q}_i})_1 &= -4 \frac{\delta_M^2}{S_M} \sum_{k=1}^N \bar{l}_{Mkk-1} \sum_{\mu=\mu_0}^{\mu_1} \Gamma_{M\mu k k-1}^{\dot{q}_i} \zeta_{M\mu k-1}^{\mu k}, \\
 (m_{x_1 M}^{\dot{q}_i})_2 &= -4 \frac{\delta_M^2}{S_M} \left[\sum_{k=1}^N \bar{l}_{Mkk-1} \sum_{\mu=\mu_0}^{\mu_1} \Delta \Gamma_{M\mu k k-1}^{\dot{q}_i} \zeta_{M\mu k-1}^{\mu k} \right. \\
 &\quad + \sum_{k=1}^N \bar{l}_{Mkk-1} \sum_{\mu=\mu_0}^{\mu_1} \Gamma_{M\mu k k-1}^{\dot{q}_i} \zeta_{M\mu k-1}^{\mu k} \xi_{M\mu k-1}^{\mu k} \\
 &\quad \left. - \frac{1}{12} \sum_{k=1}^N \bar{l}_{Mkk-1}^3 \sum_{\mu=\mu_0}^{\mu_1} \Gamma_{M\mu k k-1}^{\dot{q}_i} \operatorname{tg} \chi_{\mu k-1}^{\mu k} \right], \\
 q_i &= \delta_{\theta M},
 \end{aligned}
 \tag{31}$$

където μ_0 е номер на вихъра, намиращ се най-близо до предния ръб; μ_1 — номер на вихъра, намиращ се най-близо до задния ръб.

Обикновено коефициентът на напречния момент се отнася не към корневата хорда b или SAX , а към разпереността на крилото l . Тогава коефициентите на аеродинамичните производни отбелязваме с индекс 1.

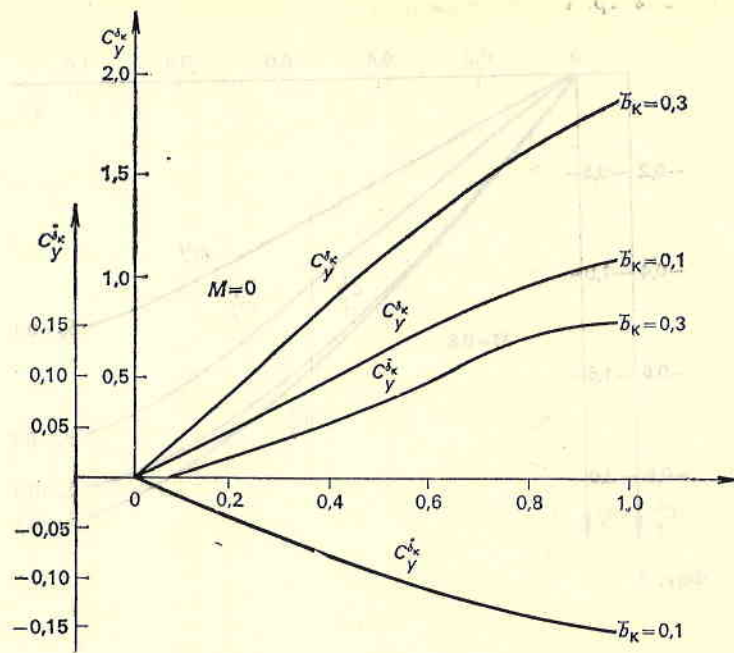
$$m_{x_{1M}}^{\dot{q}_i} = \frac{b_M}{l_M} m_{x_1 M}^{\dot{q}_i}, \quad (m_{x_{1M}}^{\dot{q}_i})_1 = \frac{b_M}{l_M} (m_{x_1 M}^{\dot{q}_i})_1, \quad (m_{x_{1M}}^{\dot{q}_i})_2 = \frac{b_M}{l_M} (m_{x_1 M}^{\dot{q}_i})_2.
 \tag{32}$$

Като имаме предвид зависимостта

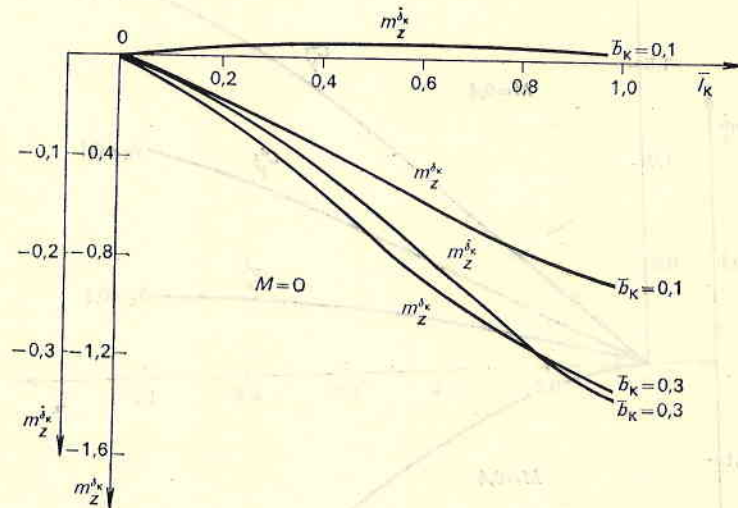
$$\delta_0 \cos \theta = \delta, \quad \delta_{\theta M} \cos \theta_M = \delta_M
 \tag{33}$$

и зависимост (25), можем от характеристиките на преобразуваното крило и УО в несвиваема среда да се върнем към производните в свиваема среда чрез формулите за подемната сила

$$\begin{aligned}
 kC_{y_1}^{\delta_0} &= C_{y_{1M}}^{\delta_{\theta M}}, \quad kC_{y_{2\zeta}}^{\delta_0} = C_{y_{2\zeta M}}^{\delta_{\theta M}}, \quad kC_{y_{2\zeta}}^{\delta_0} = C_{y_{2\zeta M}}^{\delta_{\theta M}}, \\
 k^3 C_{y_1}^{\delta_0} &= C_{y_{11M}}^{\delta_{\theta M}} + M^2 C_{y_{12M}}^{\delta_{\theta M}};
 \end{aligned}
 \tag{34}$$



Фиг. 3

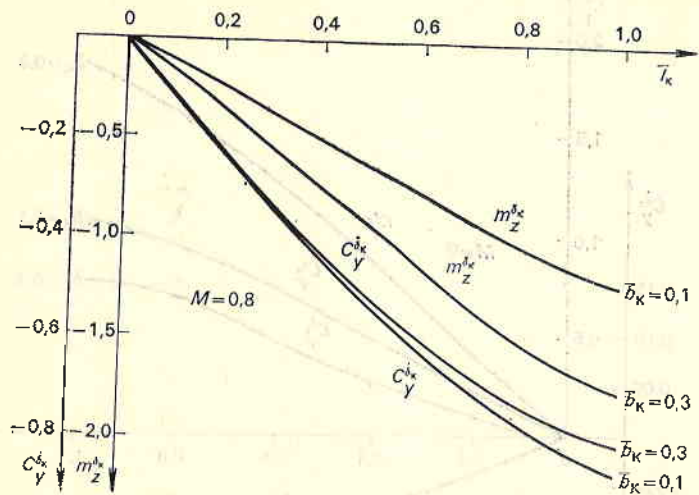


Фиг. 4

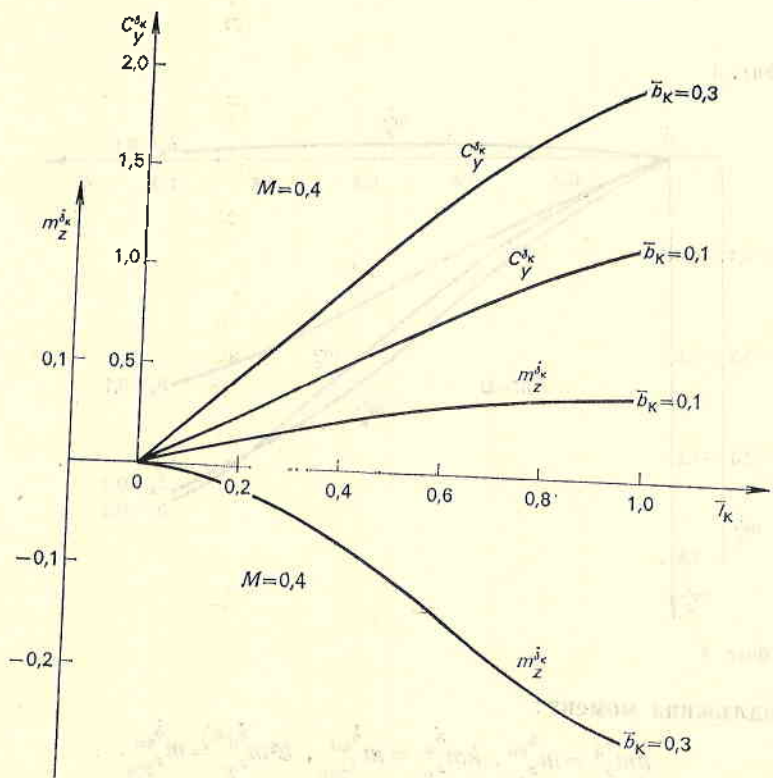
За надлъжния момент:

$$(35) \quad km_z^{\delta\theta} = m_{z_{1M}}^{\delta\theta_M}, \quad km_z^{\delta\theta} = m_{z_{2\xi_M}}^{\delta\theta_M}, \quad k^2 m_z^{\delta\theta} = m_{z_{2\xi_M}}^{\delta\theta_M},$$

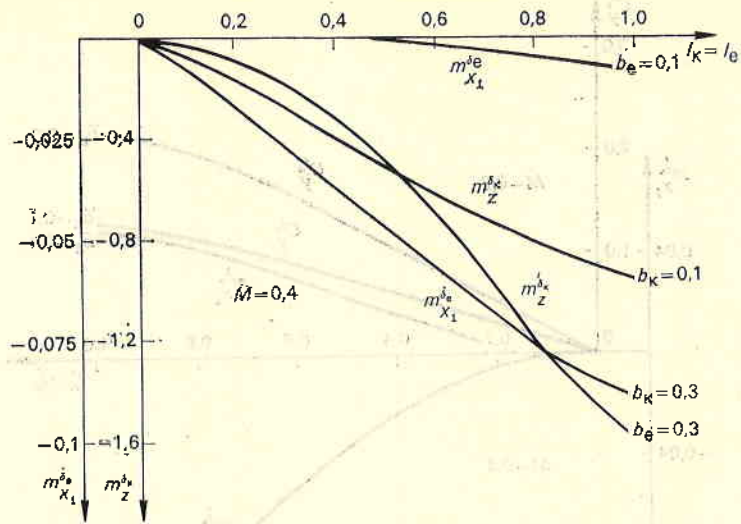
$$k^3 m_z^{\delta\theta} = m_{z_{11M}}^{\delta\theta_M} + M^2 m_{z_{12M}}^{\delta\theta_M};$$



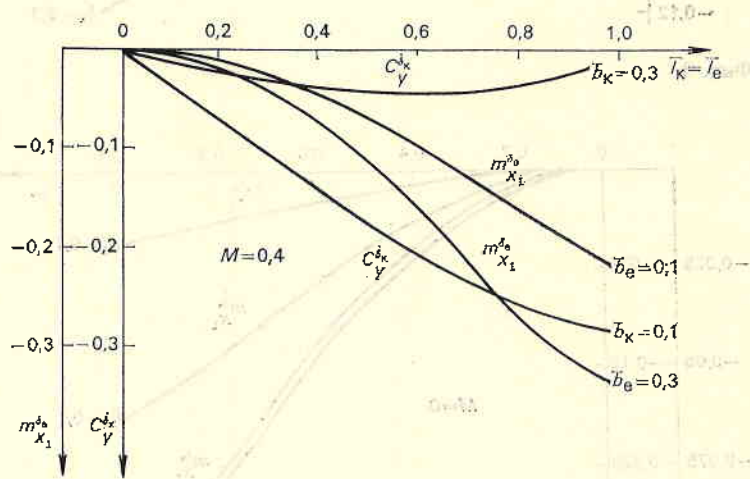
Фиг. 5



Фиг. 6



Фиг. 7



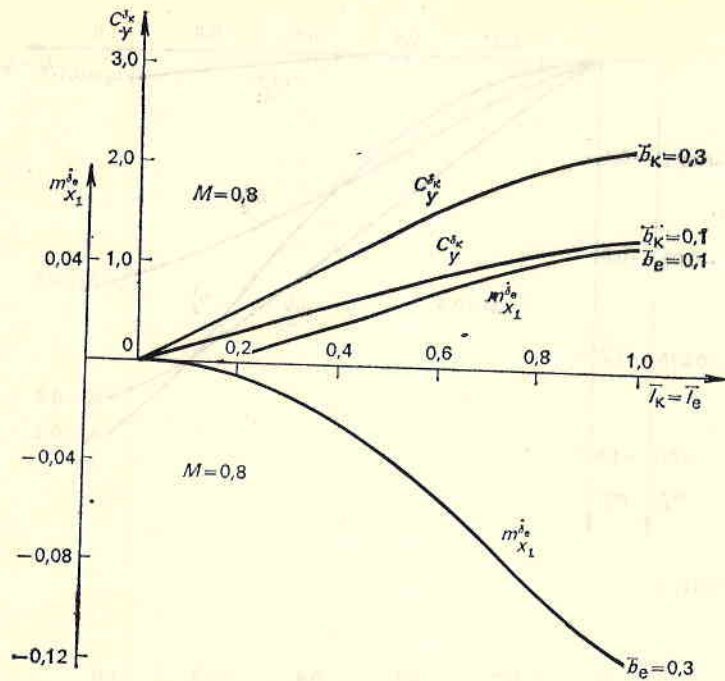
Фиг. 8

За напречния момент:

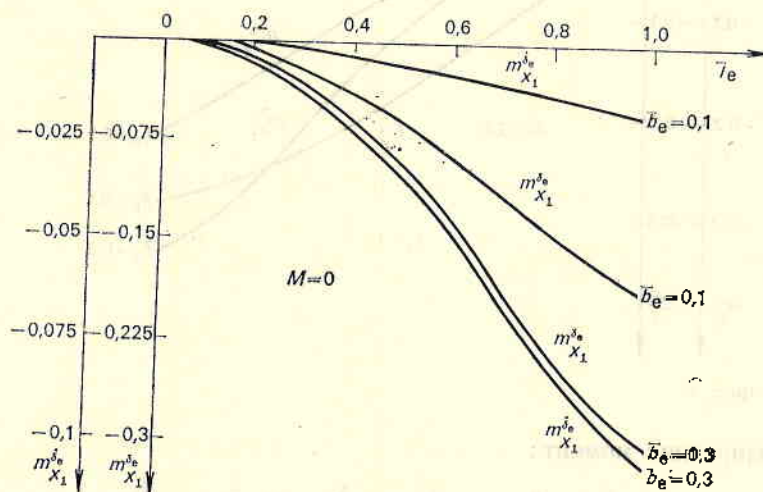
$$(36) \quad k^2 m_{x_1}^{\delta_0} = m_{x_{1M}}^{\delta_{0M}}, \quad k^2 m_{x_{2\xi}}^{\delta_0} = m_{x_{2\xi M}}^{\delta_{0M}}, \quad k^3 m_{x_{2\xi}}^{\delta_0} = m_{x_{2\xi M}}^{\delta_{0M}},$$

$$k^4 m_{x_1}^{\delta_0} = m_{x_{11M}}^{\delta_{0M}} + M^2 m_{x_{12M}}^{\delta_{0M}}.$$

От решените по този начин базови δ -задачи можем да определим по формула (22) сумарните характеристики на УО в дозвуковия диапазон от скорости ($0 \leq M \leq 1$).

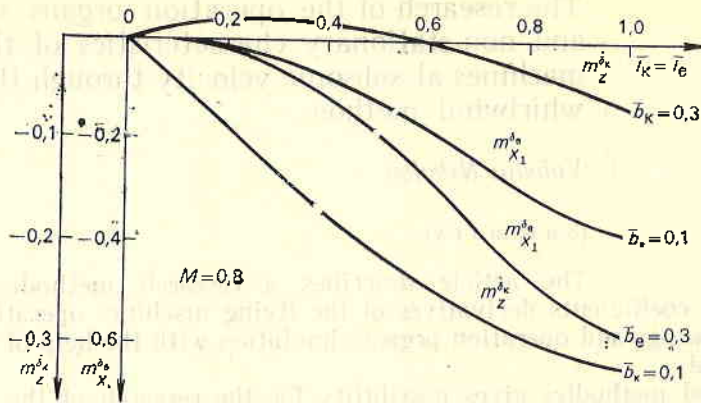


Фиг. 9



Фиг. 10

С помощта на изложената методика е изследвано стреловидно крило ($\lambda=2,5$; $\eta=1$; $\chi_0=20^\circ$) и УО със същата форма в план, започващи от корневата хорда. Безразмерните геометрични параметри на УО са относителна хорда $\bar{b}_k = b_k/b$ и относителна разпереност $\bar{l}_k = l_k/b$. Параметърът приема две



Фиг. 11

стойности $\bar{b}_k = \bar{b}_e = 0,1$ и $\bar{b}_k = \bar{b}_e = 0,3$, а параметърът l_k се изменя от 0 до 1. На фиг. 3—11 са построени зависимостите на коефициентите $C_{y^{\delta}}^{\delta}, m_z^{\delta}, m_{x_1}^{\delta}$, $C_{y^{\delta}}^{\delta}, m_z^{\delta}, m_{x_1}^{\delta}$, характеризиращи ефективността на УО (кормила и елерони). Тези коефициенти са представени във функция от относителната разпереност на УО. Стойностите на коефициентите са определени за числа на Мах $M=0; M=0,4, M=0,8$.

УО на дясната половина на базовата плоскост са моделирани с помощта на 120 вихъра, като се счита, че на лявата половина на крилото има симетрично разположени УО. Останалата част от крилото е моделирано с помощта на 96—108 вихъра.

Литература

1. Белоцерковский, С. М., Б. К. Скрипач, В. Г. Табачников. Крыло в нестационарном потоке газа. М., Наука, 1971.
2. Белоцерковский, С. М., Б. К. Скрипач. Аэродинамические производные летательного аппарата и крыла при дозвуковых скоростях. М., Наука, 1975.
3. White, R. V., M. T. Landahl. Effect of gaps on the loading distribution of planar lifting surfaces. — AIAA Journal, 1968, No 4.

Постъпила на 19. XII. 1989 г.

Използване на метода на електронната Ожè-спектроскопия за анализ на пукнатина в корпусен елемент от авиационен двигател

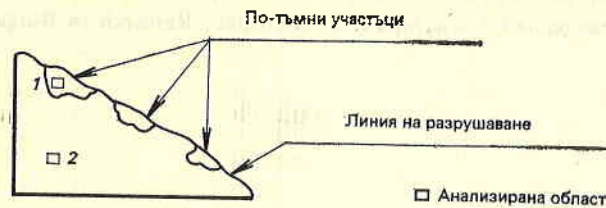
*Димитър Йорданов, Юлика Симеонова,
Антон Шопов**

*Институт за космически изследвания, БАН
* Институт по микроелектроника*

При контрол на техническото състояние на авиационен двигател по титановия пръстен от корпуса на компресора след лопатъчната решетка, повишаваща неговата устойчивост, са открити нехарактерни малки пукнатини със следи от видимо окисление около ръба на пукнатината (линията на разрушаване). Необичайното при анализа на разрушението е, че пукнатините са разположени в относително по-слабо натоварена област. Вероятно доминирано е било влиянието на локално действащи фактори. Такива могат да бъдат: удари и побитости от друг елемент, попадане на капки разтопен метал при производството, електрически разряд върху повърхността, вътрешни дефекти и нарушения в материала.

Опасността от такъв род пукнатини се състои във възможността под влияние на вибрациите те да се свържат в затворен контур, при което се откъсва част от корпуса и това предизвиква следващо разрушаване на компресора.

При изследването на такъв род разрушения от особена важност е да се получи информация за състоянието на повърхностния слой на материала по линията на разрушаването. Поради малките размери на самата пукнатина и на дебелината на титановия пръстен за анализ на повърхностния слой на материала е използван послойният метод на електронната спектроскопия на Ожè [1, 2], често прилаган в експерименталната физика и все още непопулярен при изследването на подобен род разрушения. Благодарение на високата чувствителност и голямата разделителна способност той позволява да се изследват компонентите на материала в приповърхностния слой, като се следи за структурните нееднородности. Анализът се провежда в свръх-високовакуумна система при работен вакуум 10^{-8} Pa. Чрез бомбардировка с Ag^+ се извършва йонно разпрашване на материала и премахвайки слой

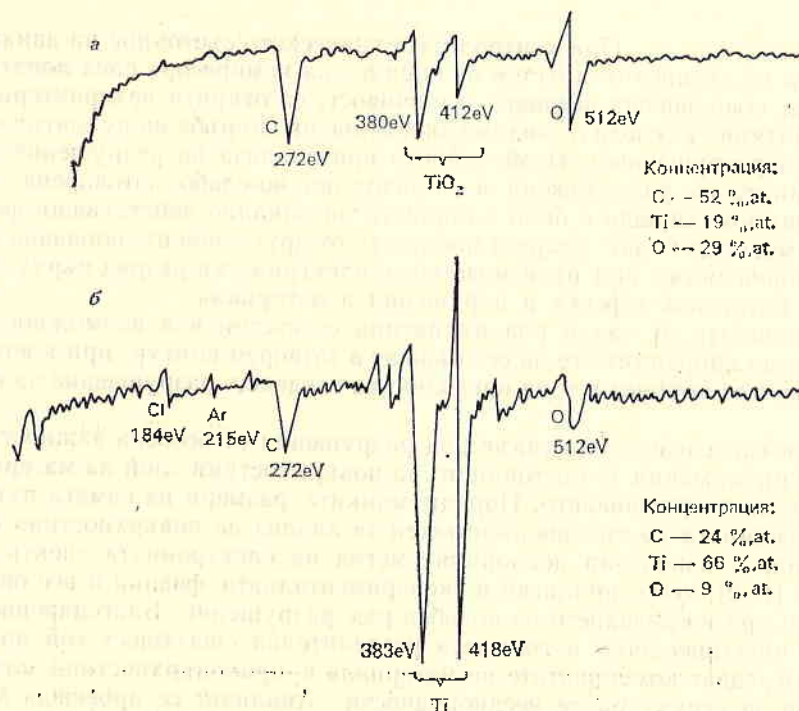


Фиг. 1. Схема на разположение на изследваните участъци от титановия пръстен

след слой, повърхността се облъчва с електронен поток. Записва се и се анализира енергетичният спектър на емитираните вторични електрони, който дава информация за химическия състав и за количеството на компонентите, съдържащи се в материала, в мястото на анализа [2].

В разглеждания случай се изследват две области от материала на пръстена: 1 — разположена непосредствено до линията на разрушаване, където се наблюдават отделни по-тъмни петна, и 2 — разположена в страни от пукнатината на разстояние от нея около 1.10^{-2} m, където повърхността няма видими изменения и нееднородности (фиг. 1).

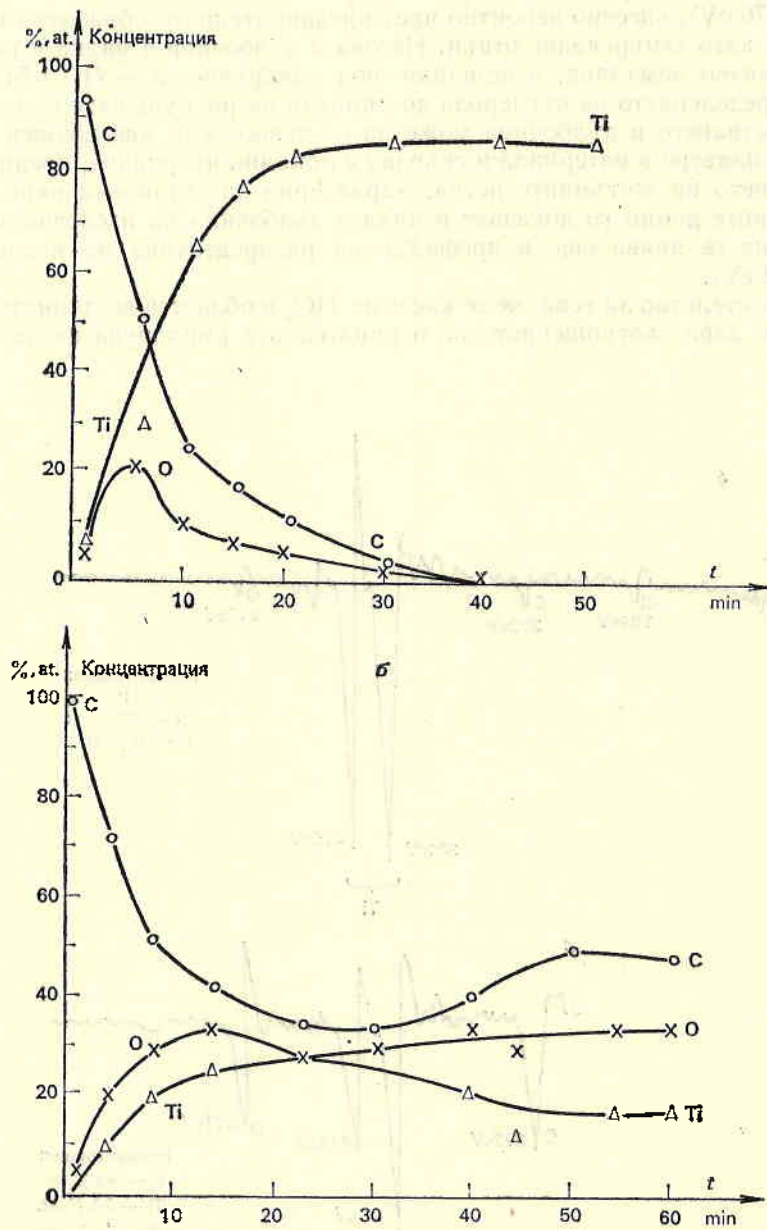
Йонната бомбардировка се осъществява при енергия и плътност на йонния поток съответно 2500 eV и 10.10^{-3} A/m², ъгъл на взаимодействие с повърхността 17° и площ 2.10^{-6} m². Анализираният участък е значително по-малък — петно с диаметър около 3.10^{-5} m, с което се осигурява висока чистота на анализа.



Фиг. 2. Оже-спектри на дълбочина под повърхността на пръстена 5.10^{-6} m
а — до линията на разрушаване, б — в страни от нея

Общият ток на първичните електрони е 1.10^{-7} А.

Регистрираните компоненти на материала на пръстена са: титан (основен градивен елемент), кислород, въглерод, следи от хлор и аргон. Тяхното разпределение на самата повърхност и непосредствено под нея е неравномерно, както се вижда от спектрите на фиг. 2, отнасящи се за двете изследвани области: *a* — до линията на разрушаване, и *b* — встрани от нея (дълбочина под повърхността 5.10^{-8} m).

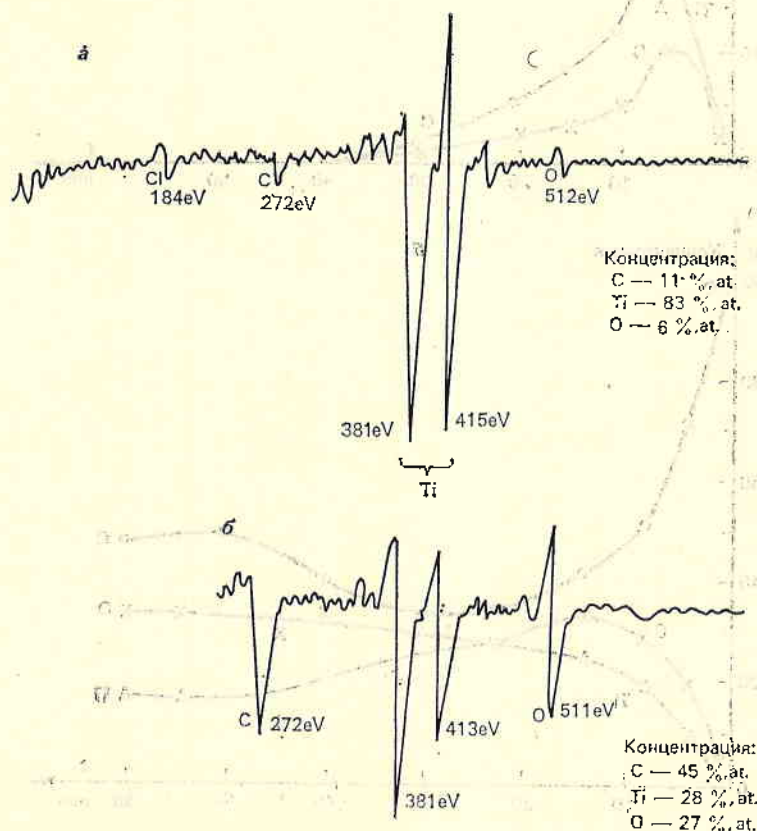


Фиг. 3. Разпределение на C, O и Ti във функция от времето на йонното разпръскване
a — встрани от линията на разрушаване, *b* — до нея

Спектрите на Оже, регистрирани на различна дълбочина, позволяват да се получи профилът на разпределение на компонентите, показан на фиг. 3, като функция от времето на йонно разпръскване. Скоростта на разпръскването при указания режим на йонно третиране при чистия титан е $5 \cdot 10^{-9}$ m/min. Разпределението на фиг. 3а се отнася за областта встрани от линията на разрушаване, а на фиг. 3б — до нея. Първото е типично за изследвания материал. На повърхността е регистрирано голямо количество въглерод С (272–276 eV), внесено вероятно чрез предварителната обработка или впоследствие като замърсяване отвън. Неговата дълбочина е малка и количеството му рязко намалява, изчезвайки под повърхността — $(1-1,5) \cdot 10^{-7}$ m.

Разпределението на въглерода до линията на разрушаване е по-сложно. Тук нарастването в дълбочина може да се отнесе към дифузионен процес, протекъл навътре в материала и свързан с локално нагряване, предизвикало възникването на по-тъмните петна, характерни за титановия окис. Експерименталните данни го доказват в цялата дълбочина на изследвания слой. В подкрепа се явява още и профилът на разпределение на кислорода О (511–512 eV).

Доказателство за това, че се касае за TiO_2 в областта до линията на разрушаване, дава съотношението на отрицателната амплитуда на двата тита-



Фиг. 4. Оже-спектри на дълбочина $1 \cdot 10^{-7}$ m
а — встрани от линията на разрушаване, б — до нея

нови пика в спектър Ti (383—418 eV). При неокисления титан те са еднакви — фиг. 4а (встрани от липията на разрушаване), и различни при окисленото състояние — фиг. 4б (дълбочина под повърхността $1 \cdot 10^{-2}$ m) [3].

В заключение от проведеното изследване и от получените резултати могат да се направят следните изводи:

1. От профила на разпределение на компонентите при двата анализирани обекта и от установеното окисление на титана следва, че разрушението е предизвикано от вътрешни напрежения вследствие на локално нагряване до температура, съответстваща на образуването на TiO_2 и достатъчна за активна дифузия на въглерода към вътрешността на материала. Способстващи фактори могат да бъдат и някои структурни нееднородности, започващи от повърхността.

2. Според експерименталните данни такова локално нагряване е възникнало в процеса на производството на пръстена или при случаен електрически разряд върху повърхността. Условията за експлоатация на двигателя практически го изключват, тъй като изследваният елемент е разположен във вътрешността на тялото на самолета и е защитен от случайни въздействия.

3. При анализа не са открити следи от чужд метал, внесени чрез удар или в разтопено състояние във вид на капки.

Проведеното изследване на титановия пръстен от корпуса на компресора по метода на електронната спектроскопия на Оже и получените експериментални резултати дават основание този метод да бъде препоръчан в изследователската практика при изучаване особеностите на материалите и процесите в авиационната техника.

Неговите предимства в сравнение с другите използвани методи за анализ на материалите (химически, спектрален и др.) са високата чувствителност, разделителната способност и възможността за прецизно изследване на повърхността и на тънки покрития, наличието на локални особености и нееднородности.

Литература

1. Карлсон, Т. Фотоелектронная и Оже-спектроскопия. Л., Машиностр., 1981.
2. Орлинов, В., Г. Младенов. Електронни и йонни методи и устройства за обработка и анализ на веществото. С., Техника, 1982.
3. Виггоу, В. J., А. Е. Морган, Р. С. Елвансг. — J. Vac. Sci. Techn. A4(6), 1986, p. 2463.

Постъпили на 6. III. 1989 г.

Using the method of electronic spectroscopy
(AES) for the analysis of cracks on the body
of aircraft engines

Dimitar Iordanov, Yulika Simeonova, Anton Shopov

(S u m m a r y)

Titanium alloy within the scope of middle-size cracks (destructions) found out in aircraft engines technical inspection has been considered.

Non-typical increase of carbon within the material surrounding the cracks and local spots resulting from oxidizing the titanium alloy have been observed. A conclusion has been made about the advisability of using the AES method for the analysis of non-typical structural characteristics and non-homogeneities in materials used for aircraft technics.

Влияние на технико-експлоатационните характеристики на самолета върху експлоатационните му разходи

Владимир Гочев

Фирма БГА „Балкан“

Критерий за качеството и съвършенството на самолета

Една от най-актуалните задачи през настоящия етап на засилваща се конкуренция е да се определи икономическата ефективност при внедряване на нови самолети в самолетостроенето и в областта на въздушния транспорт.

В икономиката на въздушния транспорт са особено важни двете самостоятелни изисквания — икономичност на самия самолет и икономичност на неговата експлоатация.

Икономичността на самолета се определя от производителността, теглото отдаване, скоростта на полета, разхода на гориво, ресурса на двигателите, планера и отделните агрегати, стойността на самолета, характеристиките за излитане и кацане и от други фактори [1].

Върху икономичната експлоатация на самолета влияят: структурата на въздушните линии; броят на използваните самолети от даден тип; капацитетът на самолета (максималното търговско затоварване); крейсерската скорост; средната дължина на отсечката; средното затоварване на самолета; величината, структурата и интензивността на пресяване на цената на самолета върху експлоатационния процес; средната годишна използваемост на самолетите и т. н.; степента на механизация при товарене и разтоварване на самолета; организацията на обслужване на самолета, контролът, огледът и регламентните работи; комплектуването на авиолиниите със запасни части и т. н. Икономичната експлоатация на самолета зависи от начина на обслужването му от стопанина [1].

Всяка от тези характеристики е функция от други величини; например годишният палъг на транспортните самолети [1, 3] (като основна предпоставка за рентабилността) зависи от:

- качествата на системите, използвани за летене при влошена видимост;
- благоприятните характеристики за ремонтпригодност и експлоатационна технологичност на самолета;
- нивото на надеждност на отделните компоненти на самолета (като задължително условие за високата надеждност на самолета като цяло); всеки

самолет (като задължителна предпоставка за надеждност на цялата система от транспортни самолети); целия парк транспортни самолети от даден тип.

При внедряването на самолети в производство и експлоатация се цели техническото и икономическото решение да са взаимно обвързани, в резултат на което техническото решение предлага няколко варианта. При избора на оптималния вариант се изхожда от:

— нивото на техническите параметри;

— икономическата ефективност на техническото решение.

Нивото на конструктивното и технологическото решение слага своя отпечатък върху икономическата ефективност на продукта.

За най-характерен критерий за качеството и свършенството на самолета се приемат общите експлоатационни разходи на единица превозена продукция $C_{\text{ткм}}$ в лв./пкм или в лв./ткм, т. е. себестойността като отношение между сумата от експлоатационните разходи ΣP_e на оценяваните самолети за определена единица време (лет. час, год., назначен ресурс и т. н.) и сумата от извършената превозна работа на оценяваните самолети за същата единица време ΣA [1]:

$$(1) \quad C_{\text{ткм}} = \Sigma P_e / \Sigma A.$$

Тези две величини са зависими както от технико-икономическите характеристики на отделния самолет, така и от начина на експлоатирането му от стопанина [1, 3].

В случай, че анализираме всички фактори, влияещи на себестойността, ще получим сложен и непрегледен модел за решаването на проблема. Ето защо ще се опитаме да направим определени опростявания, с помощта на които ще се ориентираме по-добре в проблема, като разглеждаме икономичността на самолета и предполагаме, че сравняваните варианти се експлоатират при еднакви условия (т. е. съблюдават се правилата за съпоставимост).

Правилата за съпоставимост са:

а) Направените разходи за сравняваните обекти освен за признака, по който се определя ефективността, трябва да са в съпоставим вид по обем на продукцията, нейния състав, качество и т. н. В качеството на базов обем продукцията се приема обемът продукцията за предлагания вариант. В тези случаи, когато новият обект може да осигури повече, отколкото е необходимо, количеството продукцията, експлоатационните разходи за сравняваните обекти се привеждат към необходимия обем продукцията. Сравнимост и съпоставимост по обем на продукцията могат да бъдат постигнати чрез заместване във формулите за себестойността за единица продукцията и на относителни капиталовложения;

б) Трябва да бъде гарантирана съпоставимост по използваните цени, т. е. изчисленията е необходимо да се извършват по единни цени за определяне на ефекта и загубите за постигането му;

в) В случай, когато сравняваните варианти на направените разходи за капитални вложения се реализират в различни срокове, а текущите разходи се изменят във времето, е необходимо обезателно да се приведат разходите за следващите години към текущия момент;

г) При определяне на сумата от направените разходи е необходимо да се постигне пълна отчетност на тези разходи. В сумата на направените разходи е необходимо да се включат разходите не само за строителство на обекта, реконструкция на действащите предприятия, за създаване на нови машини и т. н., но и разходите, необходими за проектирането на обекта, на оборотните средства, нужни за функционирането на обектите.

В случаите, когато при внедряване на нови машини се демонтират или

бракуват старите, към разходите е необходимо да се добавят и разходите за демонтаж, а остатъчната стойност на старото оборудване да се добави към ефектите, като се отчитат и сумите след реализирането му. Например, ако се изчислява икономическата ефективност от внедряване в експлоатация на нов тип самолет, то от първоначалната стойност на самолета от стар тип се изважда сумата, получена от предаването на самолета за метал, и стойността на оборудването, което може да бъде използвано за други самолети или предадено на други отрасли на народното стопанство. Ако двигателите се заменят с нови и старите се предават в други отрасли на народното стопанство за следваща експлоатация, то при изчисляването на остатъчната стойност от първоначалната стойност на двигателите се изважда цената от реализацията им в другите отрасли [1];

д) При внедряването на нова техника, изменяща качеството и експлоатационните свойства на продукцията, е необходимо да се отчитат измененията на разходите и ефектът както в сферата на производството, така и в сферата на експлоатационния процес.

Чрез целесъобразен избор на опростени предимства е възможно вместо характеристиките за продължителен период на целия парк от определен тип самолети (колкото е по-голям интервалът от време и колкото е по-голям броят на изследваните самолети, толкова и резултатите са по-обективни) да се работи с характеристики, отнесени към един летателен час на определен самолет $C_{\text{ткм}}$ в лв./ч.

При средни експлоатационни условия извършената работа $A_{\text{ч}}$ в ткм/ч от даден самолет е практически постоянна [1, 3]

$$(2) \quad A_{\text{ч}} - G_{\text{тн}} \gamma V_{\text{р}} = \text{const},$$

където $G_{\text{тн}}$ е средно търговско патоварване на самолета в тонове, $V_{\text{р}}$ — средната скорост на самолета по отсечките в км/ч, γ — среден коефициент на използваемост на самолета. Следователно:

$$(3) \quad C_{\text{ткм}} = \frac{P_{\text{еч}}}{\text{const}}$$

При опростяванията на условията е възможно да извършим оптимизирането на критерия за качеството ($C_{\text{ткм}}$) на оценявания самолет чрез определянето на минималните общи часови експлоатационни разходи на самолета ($P_{\text{еч}}$) или дори в случай на още по-голямо опростяване чрез определяне на експлоатационните разходи, изведени само от структурата на цената и технико-икономическите характеристики на самолета. Ако приемем, че

$$(4) \quad P_{\text{сч}} = P'_{\text{еч}} + P''_{\text{еч}}$$

и

$$(5) \quad P''_{\text{еч}} = \text{const} \quad [1, 3],$$

където $P'_{\text{еч}}$ са експлоатационни разходи на самолета за час, като се изхожда от структурата на цената и технико-икономическите характеристики на самолета в лв./ч; $P''_{\text{еч}}$ — всички останали експлоатационни разходи на самолета за час (заплати на екипажа, разходи за гориво и т. н.) в лв./ч. Тези данни присъмаме за изходни при проектирането на самолета и при определянето на сравнителната икономическа ефективност при внедряването на нови самолети в експлоатацията.

Експлоатационни разходи

Експлоатационните разходи за час $P'_{\text{еч}}$, изведени от структурата на цената на транспортния самолет и от нивото на технико-икономическите и експлоатационните характеристики на самолета (съответно на неговите отделни компоненти) са сума от експлоатационни разходи за час на отделните компоненти на транспортния самолет $P_{\text{еч } i}$ в лв./ч.

$$(6) \quad P'_{\text{еч}} = \sum_{i=1}^n P_{\text{еч } i}$$

Експлоатационните разходи за час на определен компонент от самолета са сума от разходите за [1, 3] амортизационни отчисления, отчисления за генерален ремонт, техническо обслужване и текущ ремонт, застраховки и инвестиционни отчисления.

Понастоящем разходите за застраховка в България не се отчитат като експлоатационни разходи, а те по своята същност са експлоатационни разходи и затова в направените по-долу изчисления и разсъждения те се третират като такива. В бъдеще ще е необходимо да се включват в себестойността на превозите, като се промени нормативната база за образуване на печалбата на предприятието и т. н. Аналогично е положението и с инвестиционните отчисления, които са необходими за закупуване на нова техника. Трябва да се разграничат отчисленията за амортизация и за инвестиции, което засега у нас не е направено.

1. Амортизационните отчисления $P_{\text{ам } i}$ в лв./ч. се определят по формула

$$(7) \quad P_{\text{ам } i} = \frac{C_i}{T_{\text{ам } i}} a_i,$$

та, където C_i е покупателна цена в лв./ч; $T_{\text{ам } i}$ — период на амортизация (амортизационен срок) в часове; a_i — емпиричен коефициент (близък до единица), отчитащ в себе си остатъчната стойност в края на амортизационния срок и стойността на резервните части, необходими за осигуряване на ресурса.

Изхождайки от дефиницията на амортизационния срок, е възможно отделните компоненти на самолета да се разделят на две характерни групи:

а) компоненти, за които амортизационният срок е ограничен от моралното остаряване на самолетите в години

$$(8) \quad T_{\text{ам } i} = T_{\text{мор.ам } i} T_{\text{г}},$$

където $T_{\text{мор.ам } i}$ е амортизационен срок за морално износване (за планера най-често 12-годишен) в години, $T_{\text{г}}$ — среден годишен нальот на самолета в ч/год;

б) компоненти, за които амортизационният срок е ограничен от безопасния ресурс на самолета, изразен в летателни часове, нальот или в брой кацания и излитания и т. н.

$$(9) \quad T_{\text{ам } i} = T_{\text{р } i}.$$

2. Отчисления за генерален ремонт $P_{\text{квр } i}$ в лв./ч

$$(10) \quad P_{\text{квр } i} = \left(\frac{T_{\text{р } i}}{T_{\text{квр}}} - 1 \right) \frac{C_{\text{квр } i} C_i}{T_{\text{р } i}},$$

където $T_{\text{квр}}$ е среден нальот между два ремонта в часове,

$c_{квр i}$ — аритметична стойност на цената за КВР (в отношение към цената на закупуване)

$$(11) \quad c_{квр i} = \frac{U_{квр i}}{U_i}.$$

3. Разходи за техническо обслужване (ТО) и текущ ремонт $P_{то i}$

$$(12) \quad P_{то i} = (c'_{то i} + c''_{то i}) \frac{U_i}{T_{р i}} = \frac{U_i}{T_{ам i}} c_{то i},$$

където $c'_{то i}$ е нормативна трудоемкост за ТО на определен компонент от самолета за целия ресурс на самолета

$$c'_{то i} = H_{тр.то i} / U_i,$$

$c''_{то i}$ — материалоемкост по норматив за ТО на определен компонент от самолета

$$(13) \quad c''_{то i} = H_{мат.то i} / U_i,$$

$c_{то i}$ — сумарен норматив за ТО на определен компонент за целия ресурс на самолета в отношение към цената на закупуване на компонента.

4. Разходи за застраховка $P_{з i}$

$$(14) \quad P_{з i} = \frac{Z_{п i} U_i}{T},$$

където $Z_{п}$ е средногодишна аритметична стойност на застрахователна премия за транспортен самолет в год⁻¹.

5. Инвестиционни отчисления $P_{инв i}$ в лв./ч.

$$(15) \quad P_{инв i} = I_{инв} \frac{U_i}{T},$$

където $I_{инв}$ са средни годишни инвестиционни отчисления в отношение към U_i в год⁻¹.

6. Сума от експлоатационните разходи за час на определен компонент от самолета $P'_{еч i}$:

а) за компонент със срок на бракуване по съхранение

$$(16) \quad P'_{еч i} = U_i \left[\frac{1}{T} \left(\frac{a_i}{T_{мор.ам i}} + Z_{п i} + I_{инв i} \right) + \left(\frac{T_{р i}}{T_{квр i}} - 1 \right) \frac{c_{квр i}}{T_{р i}} + \frac{c_{то i}}{T_{р i}} \right].$$

След елементарни опростявания получаваме

$$(17) \quad P'_{еч i} = U_i K_{ч i} = \frac{U_i}{T};$$

б) за компоненти със срок на бракуване по ресурс в нальот, качания и т. н.

$$(18) \quad P'_{еч i} = U_i \left[\frac{a_i}{T_{р i}} + \frac{1}{T_{г i}} (Z_{п i} + I_{инв i}) + \left(\frac{T_{р i}}{T_{квр i}} - 1 \right) \frac{c_{квр i}}{T_{р i}} + \frac{c_{то i}}{T_{р i}} \right].$$

След елементарни опростявания получаваме

$$(19) \quad P_{\phi \text{ ч } i} = C_i k_{2i} = \frac{C_i}{T_{2i}},$$

като дефинираме изразите по следния начин:

$$(20) \quad k_{1i} = \frac{1}{T_{ri}} \left(\frac{a_i}{T_{\text{мор.ам}i}} + Z_{\text{п}i} + I_{\text{инв}i} \right) + \left(\frac{T_{pi}}{T_{\text{квр}i}} - 1 \right) \frac{c_{\text{квр}i}}{T_{pi}} + \frac{c_{\text{то}i}}{T_{pi}},$$

$$(21) \quad k_{2i} = \frac{a_i}{T_{pi}} + \frac{1}{T_{ri}} (Z_{\text{п}i} + I_{\text{инв}i}) + \left(\frac{T_{pi}}{T_{\text{квр}i}} - 1 \right) \frac{c_{\text{квр}i}}{T_{pi}} + \frac{c_{\text{то}i}}{T_{pi}},$$

където k_{1i} (k_{2i}) е скорост (интензивност) на пренасяне на покупателната стойност на определен компонент от самолета до експлоатационния процес (т. е. част от цената, която се пренася за един летателен час) в ч⁻¹, T_{1i} (T_{2i}) — „еквивалентен срок на бракуване“ на определен компонент, т. е. времето, измерено в летателни часове, за което (при отчитане на всичките съществени свойства) ще се пренесе в експлоатационния процес част, равна на 100% от стойността на покупателната цена на компонента. Тези стойности е необходимо да се повишават.

Пример за конкретен малък транспортен самолет

1. Еквивалентен срок на бракуване и скорост на пренасяне на покупателната стойност до експлоатационния процес:

а) планер на самолета (типичен компонент със срок на бракуване по години). Ще анализираме k_{1i} и T_{1i} , като използваме следните изходни данни:

- T_r — 200 л. ч./г., 300 л. ч./г., 400 л. ч./г. нальот;
- $T_{\text{ам.с}}$ — 10 години срок на морално амортизиране (срок на съхранение);
- $Z_{\text{п}}$ — 4% за година=0,04 за година застрахователна премия;
- $I_{\text{инв}}$ — 6% за година=0,06 инвестиционни отчисления за година;
- $T_{\text{ам.р}}$ — 2000 летателни часа за целия период на експлоатация;
- $T_{\text{квр}}$ — 400 л. ч. междуремонтен ресурс;
- $c_{\text{квр}}$ — 0,12 (отношение на цената за КВР към цената на закупуване);
- $c_{\text{то}}$ — 0,4 (отношение на цената за ТО към цената на закупуване);
- a — 1,05 емпиричен коефициент, отчитащ резервните части.

Таблица 1

Величина	T_r [ч/г]		
	200	300	400
$k_r = 0,205/T_r$ [1/ч]	0,001025	0,0006833	0,0005125
$k_{1i} = k_r + 0,00044$ [1/ч]	0,001465	0,0011233	0,0009525
$T_{1i} = 1/k_{1i}$ [ч]	682,594	890,23413	1049,8687
$m_i = 2000/T_{1i}$	2,93	2,247	1,905

Замествайки горните стойности във формулата за k_{1i} , получаваме

$$(22) \quad k_{1i} = \frac{1}{T_r} \left(\frac{1,05}{10} + 0,04 + 0,06 \right) + \left(\frac{2000}{400} - 1 \right) \frac{0,12}{2000} + \frac{0,4}{2000} = 0,205/T_r + 0,00044.$$

Замествайки променливите за T_r , получаваме стойностите, показани в табл. 1.

За целия ресурс на самолета (в нашия случай 2000 л. ч.) цената на планера ще се пренесе до експлоатационния процес

$$(23) \quad n_1 = T_{p.сам}/T_1$$

от два до три пъти в зависимост от годишния налёт на самолета;

б) за останалите компоненти на самолета (със срок на бракуване в зависимост от ресурса им). Тъй като във формулата за k_{2i} съществуват много променливи, ще използваме зависимостта k_{2i} , респ. $T_{2i} = f(T_p, c_{квр})$ за графична интерпретация, като използваме следните количествени взаимоотношения между някои от зависимостите:

— ресурсът на компонентите е четири пъти по-голям от ресурса до капитален ремонт ($T_{pi} = 4 T_{квр. i}$);

— сумата от разходите за техническо обслужване и текущ ремонт между отделните капитални ремонти е 50% от разходите за КВР, т. е. за целия ресурс на самолета (четири броя капитални ремонта) ще е равна на $2C_{квр}$ или $c_{то} = 2c_{квр}$;

— разходите за резервни части са 20% за планирания ресурс от 2000 л. ч. на самолета, като нарастват (намаляват) с 50% при всяко двукратно увеличаване (намаляване) на ресурса на компонента (табл. 2). Това може да се изрази по следния начин, като при всяко двукратно увеличаване (намаляване) на ресурса на компонента разходите за резервните части нарастват (намаляват) с постоянен процент:

Ресурс на компонента

Съответен коефициент Δa_i

$$1 \quad y_1 = x2^0$$

$$\Delta a_1 = (1+p)^0 \Delta a_1$$

$$2 \quad y_2 = x2^1$$

$$\Delta a_2 = \Delta a_1 + \Delta a_1 p = (1+p)^1 \Delta a_1$$

$$4 \quad y_4 = x2^2$$

$$\Delta a_4 = \Delta a_2 + \Delta a_2 p = (1+p)^2 \Delta a_1$$

$$8 \quad y_8 = x2^3$$

$$\Delta a_8 = \Delta a_4 + \Delta a_4 p = (1+p)^3 \Delta a_1$$

$$16 \quad y_{16} = x2^4$$

$$\Delta a_{16} = \Delta a_8 + \Delta a_8 p = (1+p)^4 \Delta a_1$$

$$n \quad y_n = x2^k$$

$$\Delta a_n = (1+p)^k \Delta a_1$$

Целта на следващите преобразувания е да се изрази функционалната зависимост между Δa и ресурса на компонента. Поредността на компонента (в лявата колона) се изразява чрез $n = 2^k$, като след логаритмуване получаваме $k = \log n / \log 2$. Замествайки този до израза за Δa_n , получаваме

$$(24) \quad \Delta a_n = \Delta a_1 (1+p)^{\log n / \log 2}.$$

Целта на следващите преобразувания е да приведем независимата променлива n от експонента в основата на степента.

Таблица 2

T_{pi}	250	500	1000	2000	4000	8000	16 000	32 000
Δa_i	0,0198	0,0099	0,0395	0,0593	0,0889	0,1333	0,200	0,300
a_i	0,9198	0,9099	0,9395	0,9593	0,9889	1,0333	1,100	1,200

Преобразуванията се извършват с израза

$$(25) \quad (1+p)^{\log n / \log 2}$$

След логаритмуване получаваме

$$(26) \quad \log(1+p) \frac{\log n}{\log 2} = \log n \frac{\log(1+p)}{\log 2}$$

След антилогаритмуване получаваме $n^{\log(1+p)/\log 2}$.

По този начин бе доказана еквивалентността на двата израза

$$(27) \quad (1+p)^{\log n / \log 2} = n^{\log(1+p)/\log 2}$$

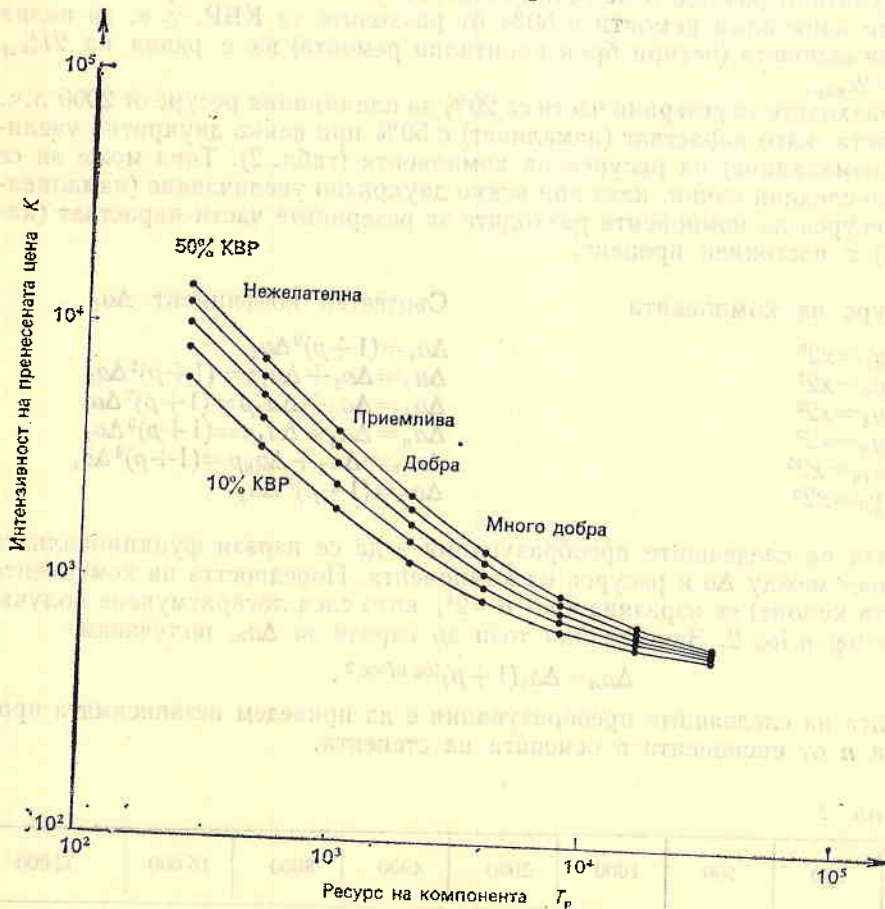
Окончателният вид на функцията е

$$(28) \quad \Delta a_n = \Delta a_1 n^{\log(1+p)/\log 2}$$

С цел да се опростят изчисленията е подходящо експонентата и зависимостта да се представят в следния вид:

$$(29) \quad b = \log(1+p)/\log 2, \quad b > 0,$$

$$(30) \quad \Delta a_n = \Delta a_1 n^b$$



Фиг. 1. Интензивност на предесената цена на компонента при експлоатирането му в зависимост от ресурса на компонента и цената на KBP

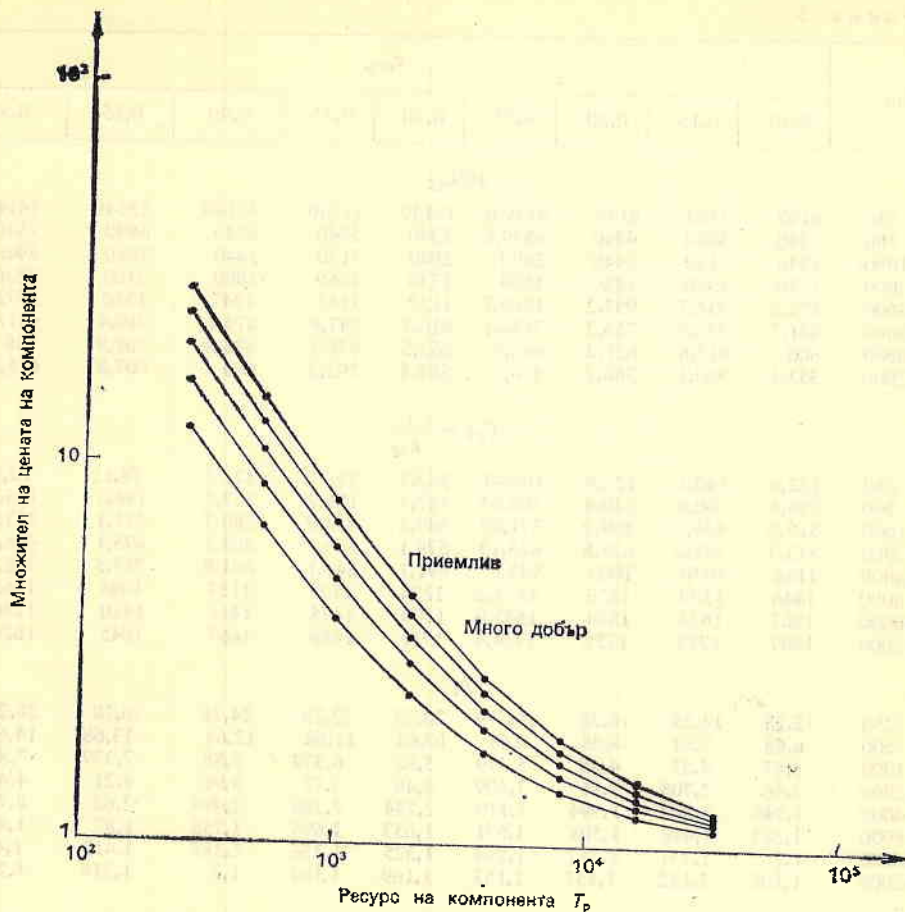
Таблица 3

T_{pi}	$c_{квр}$								
	0,10	0,15	0,20	0,25	0,30	0,35	0,40	0,45	0,50
	$10^6 k_{zi}$								
250	6140	7140	8140	9139,6	10140	11140	12140	13140	14140
500	3340	3840	4340	4839,6	5340	5840	6340	6840	7340
1000	1940	2190	2440	2690	2940	3190	3440	3690	3940
2000	1230	1350	1480	1600	1730	1860	1980	2100	2230
4000	872,2	934,7	997,2	1509,7	1122	1185	1247	1310	1372
8000	691,7	722,9	754,2	785,41	816,7	847,9	879,1	910,4	941,7
16000	600	615,6	631,2	646,9	662,5	678,1	693,8	709,8	725
32000	553,1	560,1	568,7	576,6	584,4	592,2	600	607,8	615,6
	$T_{2i} = \frac{1}{k_{zi}}$								
250	162,9	140,1	122,9	109,41	98,62	89,77	82,77	76,11	70,72
500	299,4	260,4	230,4	206,63	187,9	171,2	157,7	146,2	136,2
1000	515,6	456,7	409,9	371,82	340,2	313,5	290,7	271,1	253,8
2000	813,2	738,2	675,8	623,19	578,1	539,2	505,1	475,1	448,5
4000	1146	1070	1003	943,6	891,1	844,1	801,8	763,5	728,7
8000	1446	1383	1326	1273,2	1224	1179	1137	1098	1062
16000	1667	1624	1584	1545,9	1509	1475	1441	1410	1380
32000	1807	1783	1758	1734,4	1711	1689	1667	1645	1624
	n_i								
250	12,28	14,28	16,28	18,279	20,28	22,28	24,28	26,28	28,28
500	6,68	7,68	8,68	9,68	10,68	11,68	12,68	13,68	14,68
1000	3,87	4,37	4,88	5,379	5,88	6,379	6,88	7,379	7,88
2000	2,46	2,709	2,96	3,209	3,46	3,71	3,96	4,21	4,459
4000	1,744	1,869	1,994	2,119	2,244	2,389	2,494	2,62	2,744
8000	1,383	1,446	1,508	1,571	1,633	1,696	1,758	1,82	1,883
16000	1,2	1,231	1,262	1,294	1,325	1,356	1,388	1,419	1,45
32000	1,106	1,122	1,137	1,153	1,169	1,184	1,2	1,216	1,231
	$\bar{n}_i = \frac{n_i}{2,93}$								
250	4,191	4,873	5,556	6,2386	6,921	7,604	8,286	8,969	9,652
500	2,279	2,621	2,96	3,303	3,64	3,986	4,327	4,669	5,01
1000	1,324	1,49	1,665	1,876	2,006	2,177	2,348	2,518	2,69
2000	0,839	0,925	1,01	1,095	1,181	1,266	1,351	1,437	1,521
4000	0,595	0,638	0,681	0,723	0,766	0,809	0,851	0,894	0,937
8000	0,472	0,493	0,519	0,536	0,557	0,579	0,601	0,621	0,643
16000	0,41	0,42	0,431	0,445	0,456	0,463	0,474	0,484	0,495
32000	0,378	0,383	0,388	0,393	0,399	0,404	0,409	0,415	0,420

Желателно е да се изследват факторите, които влияят на експонентата b . В табл. 2 стойността на p е равна на 50%, или 0,5. Стойността на a_i се изчислява, като се отчитат остатъчната стойност и операциите по демонтажа и бракуването на компонента (поради тази причина тя е променлива и може да е по-голяма или по-малка от единица).

Предполагаме, че T_r — годишният нальот, на самолета с 200 часа, а за останалите параметри ще използваме вече посочените стойности — $Z_n = 4\%$ и $I_{див} = 6\%$,

$$(31) \quad k_{zi} = \frac{1}{200} (0,04 + 0,06) + \frac{1}{T_{pi}} (a + 5c_{квр}) = 0,0005 + \frac{1}{T_{pi}} (a + 5c_{квр}).$$



Фиг. 2. Множител на цената на компонента, пренесена за ресурса на самолета в зависимост от ресурса на компонента

Резултатът от изчисленията е представен графично на фиг. 1.

2. Множител за стойността от компонента, пренесена до експлоатационния процес за целия ресурс на самолета:

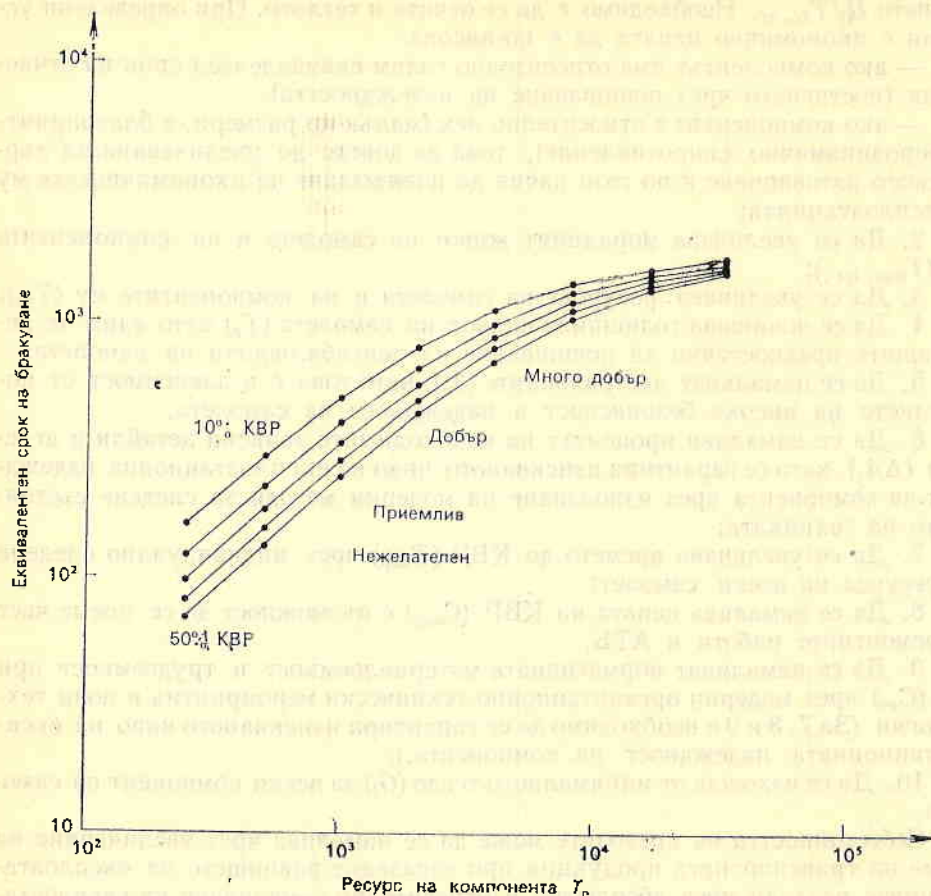
В табл. 3 са представени получените стойности за разглежданите величини

$$(32) \quad (k_{2i}, T_{2i}, n_i, \bar{n}_i) = f(c_{\text{квр}}, T_{pi}).$$

Нивото на технико-икономическото съвършенство на определен компонент на самолета може много добре да се демонстрира чрез множителя за стойността от компонента, пренесена до експлоатационния процес за целия ресурс на самолета $n_i = T_p / T_{2i}$. Най-добре ще е, когато този множител се приближава до множителя на планера. За приемливо се счита, когато тази стойност не е по-голяма от 1,5—2 пъти от множителя на самолета.

$$(33) \quad \bar{n}_i = k_{2i} / k_{1\text{сам}} = n_i / n_{\text{сам}} \leq (1,5 \div 2).$$

Стойностите, получени от изчисленията, са дадени в табл. 3 и са изобразени на фиг. 1, 2 и 3.



Фиг. 3. Еквивалентен срок на бракуване на компонента в зависимост от ресурса на компонента и цената за КВР

Изводи

При избора и внедряването в експлоатация на икономически най-ефективния самолет решаващо е технико-икономическото качество на транспортния самолет.

Анализирайки технико-експлоатационните характеристики на самолета и влиянието им върху експлоатационните разходи за час, се потвърждават изводите, че е необходимо да се изпълняват следните изисквания както в производството, така и при експлоатацията на самолета с цел да се повиши технико-икономическото качество на самолета:

1. Да се постигат минимални покупателни цени за отделните компоненти на самолета, и то преди всичко на тези, които имат решаващо влияние върху общата цена на самолета (планер, двигатели, радионавигационни системи и др.). Това изискване за минимум на цената не бива да се абсолютизира, защото заедно с цената е необходимо да се оценяват и интензивността на пренасянето и до експлоатационния процес, съответно и еквивалентният срок на изплащане и отчисления ($T_{1i}, 2i$), тъй като най-съществено и важно е съотно-

шеписто $C_i/T_{1i, 2i}$. Необходимо е да се отчита и теглото. При определени условия е икономично цената да е по-висока:

— ако компонентът има относително голям еквивалентен срок на отчисления (постигнато чрез повишаване на надеждността),

— ако компонентът е относително лек (малък по размери, с благоприятно аеродинамично съпротивление), това да доведе до увеличаване на търговското натоварване и по този начин до повишаване на икономичността му в експлоатацията;

2. Да се увеличава моралният живот на самолета и на компонентите му ($T_{\text{мор. ам } i}$);

3. Да се увеличава ресурсът на самолета и на компонентите му (T_{pi});

4. Да се повишава годишният нальот на самолета (T_r) като една от решаващите предпоставки за повишаване на рентабилността на самолета;

5. Да се намаляват застраховките (Z_{ii}), като това е в зависимост от постигането на висока безопасност и надеждност на самолета;

6. Да се намалява процентът на необходимите запасни детайли и агрегати (ΔA_i), като се гарантира изискваното ниво на експлоатационна надеждност на компонента чрез използване на модерни методи за следене състоянието на техниката;

7. Да се увеличава времето до КВР ($T_{\text{квр}}$) чрез индивидуално следене на ресурса на всеки самолет;

8. Да се намалява цената на КВР ($C_{\text{квр}}$) с възможност да се поеме част от ремонтните работи в АТБ;

9. Да се намаляват нормативната материалоемкост и трудоемкост при TO_i (C_{i0}) чрез модерни организационно-технически мероприятия и нови технологии (За 7, 8 и 9 е необходимо да се гарантира изискваното ниво на експлоатационната надеждност на компонента.);

10. Да се изхожда от минималното тегло (G_i) за всеки компонент на самолета.

Себестойността на превозите може да се намалява чрез увеличаване на обема на транспортната продукция при запазване равнището на експлоатационните разходи чрез абсолютно и относително намаляване на експлоатационните разходи при изпреварващо темпо на увеличаване на обема на транспортната продукция. От всички варианти в изменението на съотношението между размера на експлоатационните разходи и обема на транспортната продукция основно място принадлежи на тенденцията, при която темпът на ръста на произвежданата продукция превишава ръста на експлоатационните разходи, защото само при това условие се създават предпоставки за повишаване ефективността на единната транспортна система [2].

Настоящият метод за определяне на експлоатационните разходи на самолета може да се използва за оптимизирането им още на етапа на проектиране на самолета при съответстващо и конкурентноспособно технико-икономическото съвършенство на самолета.

Направените изводи и изведените формули може да се използват при определянето на икономическата ефективност от усъвършенстването на самолета при проектирането му, в процеса на производството и експлоатацията му, както и при определянето на сравнителната икономическа ефективност при внедряването на нови самолети в експлоатацията.

Литература

1. Мирошников, А. В. Экономика, организация и планирование гражданской авиации. М., Транспорт, 1983.
2. Мухордых, Е. В. Производительность труда в гражданской авиации. М., Транспорт, 1986.
3. Яхин, М. Х. Финансы воздушного транспорта. М., Транспорт, 1983.

Поступила на 4. VI. 1990 г.

Influence of the technical and exploitation characteristics of the airplane on its exploitation costs

Vladimir Gochev

(Summary)

In the present paper the influence of the technical and exploitation characteristics of the airplane engendered by the latter's design, production and manner of exploitation on its exploitation costs is considered. A function has been derived accounting for the intensity of the purchasing value transfer of a particular airplane component by resource on conservation or by resource on hours of flying to the exploitation process by the help of which the "equivalent decommission term" has been defined. Conclusions have been made outlining the directions for increasing the technical and economical perfection of the airplane. The method for determining the airplane's exploitation costs, suggested in the present paper, may be used for their optimization at the very stage of airplane design provided an adequate and competitive technical and economical perfection of the airplane is available.

Капацитивно-диоден преобразувател на напрежение

Ангел Генчев

Институт за космически изследвания, БАН

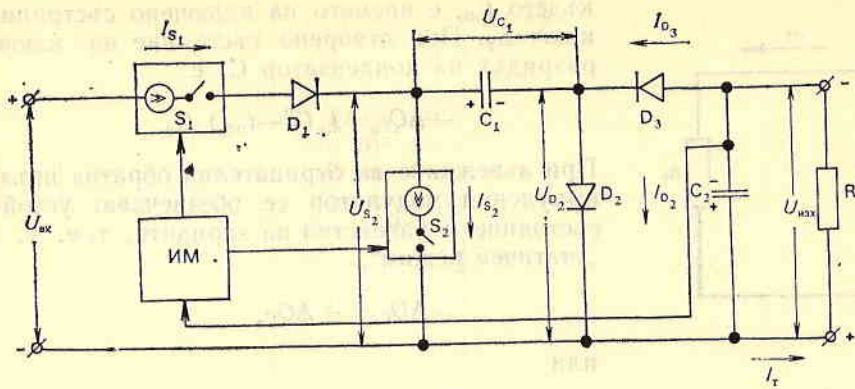
Електрозахранването на съвременната космическа радиоелектронна апаратура често изисква наличие на няколко захранващи напрежения с положителна и отрицателна полярност. Обикновено съществуват един или два основни изхода като например -1.5 V за цифровата електроника и $+12\text{ V}$ за изпълнителни механизми, които носят основната електрическа мощност. Наред с тях са необходими други изходни напрежения с по-малка мощност, като -5 V и -12 V при персоналните компютри от типа „Правец 8“, „Правец 16“ и др. Тези допълнителни изходни напрежения се получават чрез отделни намотки, изправители, филтри и стабилизатори при съществуващата техника от линеен и импулсен тип [1, 2]. Това е свързано с усложняване на токозахранващите източници, с утежнен дизайн и влошена надеждност.

Приемливо разрешение на този проблем е използването на капацитивно-диодни преобразуватели на напрежение за получаване на неосновните положителни и отрицателни изходни напрежения. Общата схема на капацитивно-диоден преобразувател е показана на фиг. 1, където $U_{вх}$ е входното напрежение, обикновено напрежението на някой основен изход на токозахранващото устройство; $U_{изх}$ — стабилизираното изходно напрежение; S_1 и S_2 са електронни ключове, представляващи токови генератори във включено състояние; I_{S_1} и I_{S_2} са съответните токове през електронните ключове; I_{D_2} и I_{D_3} — токовете през диоди D_2 и D_3 ; U_{C_1} е приложеното напрежение върху кондензатор C_1 ; U_{S_2} — приложеното напрежение върху електронен ключ S_2 , когато той е изключен; R_T е товарен резистор.

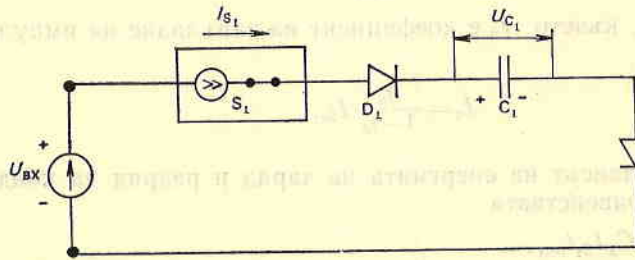
Импулсният модулатор $ИМ_1$ представлява контролер от тип SG1524, MC3420 и т. н., който обединява функциите на изработване и управление на широчинно-модулирани импулси в съответствие със зададената стойност на изходното напрежение.

Съществуват три времеви състояния на работа на схемата от фиг. 1:

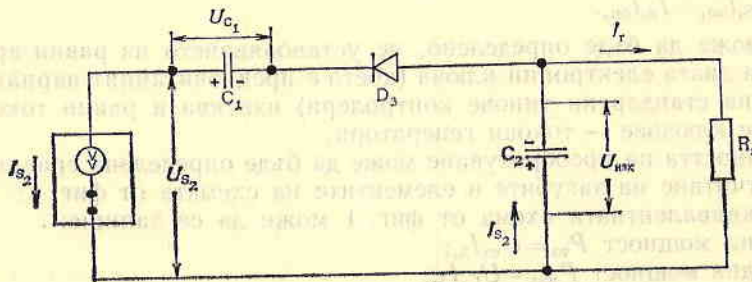
1. Токов контур при включен електронен ключ S_1 , фиг. 2. През този времеви интервал се обезпечават заряд на изходен кондензатор C_1 с номинален ток I_{S_1} .



Фиг. 1



Фиг. 2



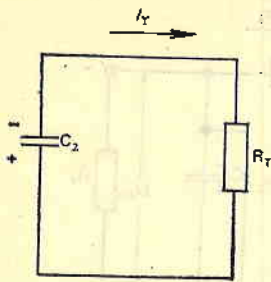
Фиг. 3

2. Токов контур при включен електронен ключ S_2 , фиг. 3. През този времеви интервал се извършва зареждане на изходен кондензатор C_2 с разликата между постоянния ток I_{S_2} и изходния ток I_r от източника на напрежение, представляван от кондензатор C_1 .

3. Еквивалентна схема при изключени комутатори S_1 и S_2 , фиг. 4. Вижда се, че работата на схемата се изразява в разряд на изходен кондензатор с товарния изходен ток.

Когато ключ S_2 е затворен, изменението на заряда на кондензатора C_2 е

$$+\Delta Q_{C_2} = C_2 \Delta U = I_{S_2} t_{\text{он}2} C_2,$$



Фиг. 4

където $t_{он2}$ е времето на включено състояние на ключ S_2 . При отворено състояние на ключа S_2 разрядът на кондензатор C_2 е

$$-\Delta Q_{C_2} = I_r (T - t_{он2}) C_2.$$

При въвеждане на отрицателна обратна връзка в импулсния модулатор се обезпечават устойчиво състояние и равенство на зарядите, т. е. т. нар. „статичен режим“,

$$-\Delta Q_{C_2} = +\Delta Q_{C_2}$$

или

$$I_r = -\frac{t_{он2}}{T - t_{он2}} I_{S_2}$$

и понеже $t_{он2} = \gamma_2 T$, където γ_2 е коефициент на запълване на импулсите на ключ S_2 , то

$$I_r = -\frac{\gamma_2}{1 - \gamma_2} I_{S_2}.$$

Аналогично балансът на енергията на заряд и разряд на кондензатор C_1 се изразява с равенствата

$$+\Delta Q_{C_1} = C_1 I_{S_1} t_{он1},$$

$$-\Delta Q_{C_1} = C_1 I_{S_2} t_{он2}.$$

След приравняване се получава

$$I_{S_1} t_{он1} = I_{S_2} t_{он2}.$$

Лесно може да бъде определено, че установяването на равни времена $t_{он1}$ и $t_{он2}$ за двата електронни ключа (което е предпочитаният вариант при използване на стандартни типове контролери) изисква и равни токове на електронните ключове — токови генератори.

Ефективността на преобразуване може да бъде определена сравнително лесно без отчитане на загубите в елементите на схемата от фиг. 1:

1. За еквивалентната схема от фиг. 1 може да се запише:

— входна мощност $P_{вх} = U_{вх} I_{S_1}$;

— изходна мощност $P_{изх} = U_{C_1} I_{S_1}$;

— ефективност $\eta_1 = P_{изх} / P_{вх} = U_{C_1} / U_{вх}$.

2. За еквивалентната схема от фиг. 2 ефективността е:

— входна мощност $P_{вх} = U_{C_1} I_{S_2}$;

— изходна мощност $P_{изх} = U_{изх} I_{S_2}$;

— ефективност $\eta_2 = U_{изх} / U_{C_1}$.

3. За еквивалентна схема от фиг. 3 от равенството на зарядите следва:

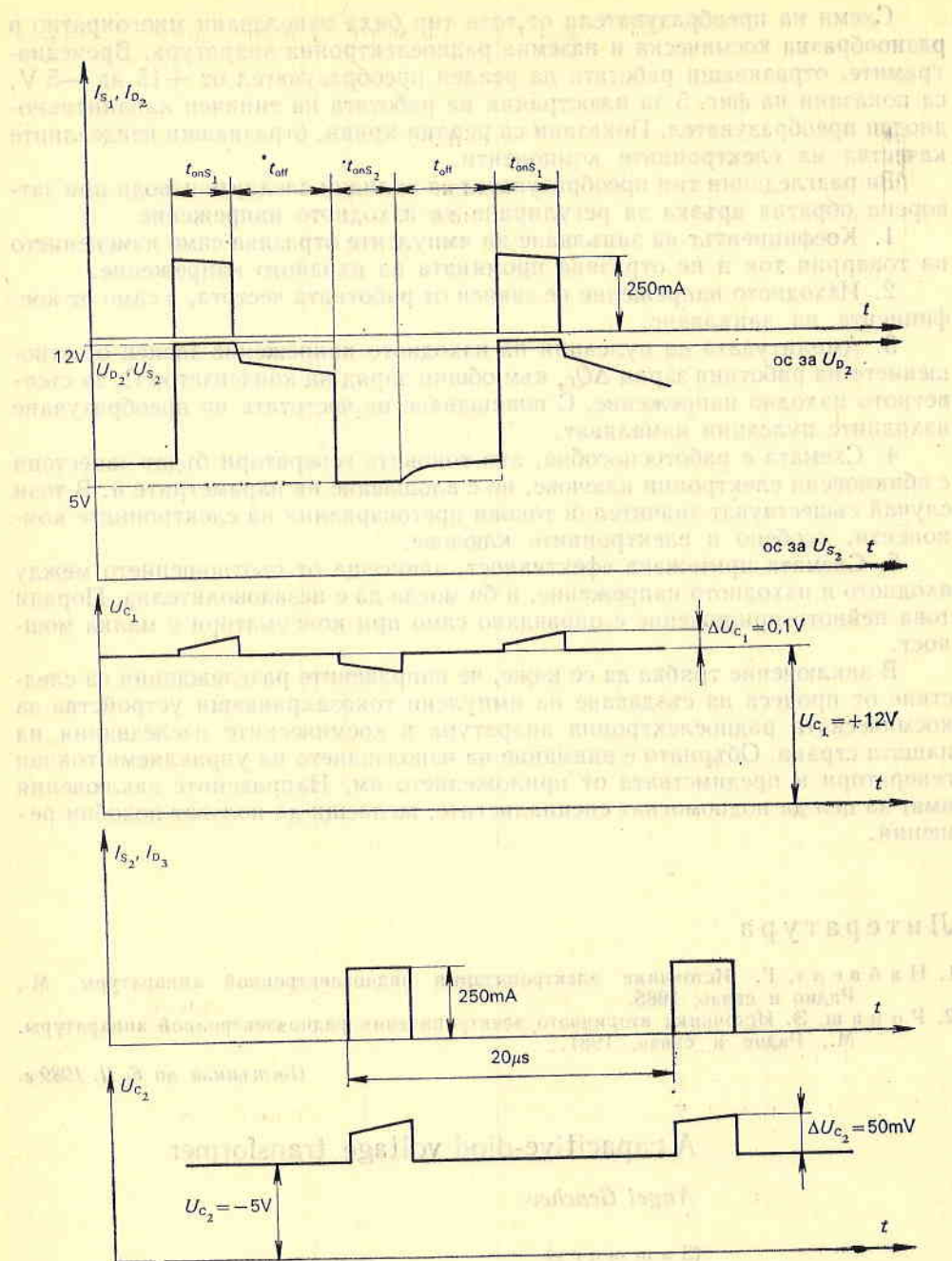
$$I_{S_2} \gamma T = I_r (1 - \gamma) T$$

и понеже

$$I_r = \gamma I_{S_2} / (1 - \gamma),$$

то

$$\eta_3 = 1.$$



Фиг 5

Тогава общата ефективност се изразява като

$$\eta = \eta_1 \eta_2 \eta_3 = U_{изх} / U_{вх}$$

Схеми на преобразуватели от този тип бяха използвани многократно в разнообразна космическа и наземна радиоелектронна апаратура. Времедиантите, отразяващи работата на реален преобразувател от $+15$ на -5 V, са показани на фиг. 5 за илюстрация на работата на типичен кондензивно-диоден преобразувател. Показани са реални криви, отразяващи неидеалните качества на електронните компоненти.

За разгледания тип преобразувател са валидни следните изводи при затворена обратна връзка за регулиране на изходното напрежение:

1. Коефициентът на запълване на импулсите отразява само изменението на товарния ток и не отразява промяната на входното напрежение.

2. Изходното напрежение не зависи от работната честота, а само от коефициента на запълване.

3. Амплитудата на пулсации на изходното напрежение зависи от отношението на работния заряд ΔQ_{C_2} към общия заряд на кондензатор C_2 за съответното изходно напрежение. С повишаване на честотата на преобразуване изходните пулсации намаляват.

4. Схемата е работоспособна, ако токовете генератори бъдат заместени с обикновени електронни ключове, но с влошаване на параметрите ѝ. В този случай съществуват значителни токови претоварвания на електронните компоненти, особено в електронните ключове.

5. Схемата притежава ефективност, зависеща от съотношението между входното и изходното напрежение, и би могла да е незадоволителна. Поради това нейното приложение е оправдано само при консуматори с малка мощност.

В заключение трябва да се каже, че направените разглеждания са следствие от процеса на създаване на импулсни токозахранващи устройства за космическата радиоелектронна апаратура в космическите изследвания на нашата страна. Обърнато е внимание на използването на управляеми токови генератори и предимствата от приложението им. Направените заключения имат за цел да подпомогнат специалистите, желасци да ползват подобни решения.

Литература

1. Найвелт, Г. Источники электропитания радиоэлектронной аппаратуры. М., Радио и связь, 1985.
2. Ромаш, Э. Источники вторичного электропитания радиоэлектронной аппаратуры. М., Радио и связь, 1981.

Постъпила на 6. II. 1989 г.

A capacitive-diod voltage transformer

Angel Genchev

(S u m m a r y)

In the paper, a method for obtaining additional outputs for the electric supply of space radioelectronic equipment by the use of capacitive-diod voltage transformers has been discussed. For the purpose, the implementation of current generators as electronic switches in the transformer has been suggested and the basic ratios for its design have been derived. The advantages and disadvantages of this type of transformers have been discussed and recommendations for their application have been made.

Нови книги

Мардиросян, Г. От Космоса срещу
екологичните катастрофи. С., БАН, 1993

„Добра, щедра и красива е нашата Земя. Но когато се разгневи — става страшна и жестока.“ Така започва и това е основната тема на издадената наскоро книга на един от известните специалисти, непосредствен участник в много от експериментите, изследванията и програмите, посветени на дистанционните методи, сеизмологичните наблюдения и свързаното с тях научно приборостроене — ст. н. с., к. ф. н. Гаро Мардиросян, удостоен с професорско звание и приет за действителен член на Световната професорска академия за мир — Ню Йорк.

В книгата се разказва увлекателно за неща, за които всеки мисли, че е ясно, и за които огромното мнозинство изчерпва познанията си с една снизходителна усмивка, вдигане на рамене или в най-добрия случай с думите: „... Имаше нещо такова...“; „... Ясно е, че за това бяха говорили по телевизията преди няколко години...“

За разлика от всички тях авторът Гаро Мардиросян разказва точно, опитва се да погледне дискутирания въпрос от няколко страни, да изчерпи различните виждания и мнения, без да допусне дори приближаване, или по-точно слизане, до нивото на някои „всезнаещи“ автори или вестници.

Най-често авторът разглежда даден въпрос, като започва с точното обяснение, с физиката на процесите и явленията и продължава с методите на изследване и средствата за получаване на данни и изображения, тъй необходими при опазването на Земята, при определяне на щетите и при присмане на най-правилните решения за действие във всеки конкретен случай.



Авторът не се стреми да успокоява читателя, твърдейки, че екологичните катастрофи (независимо от характера им) ще намаляват в бъдеще. Неговата цел е много по-прагматична и ясна — да се покаже, че чрез силата на дистанционните и съпътстващите изследвания, измервания и наблюдения могат да се създадат условия за рязко намаляване при екологична катастрофа на човешките жертви и на материалните щети и разрушения.

Търсенето на най-подходяща форма на изложение е накарало автора да приеме популарния стил, като в редица случаи се опитва да дава не само свое тълкуване на процесите и явленията, но и свое определение за тях. Все в същата посока е и структурирането на книгата — глави от няколко страници до няколко десетки страници. Добро и необходимо допълнение са и петте приложения в края на книгата, а илюстрациите логично при състват и допълват умело изложението.

Книгата на ст. н. с. Гаро Мардиросян, появила се благодарение на усилията на Издателството на БАН и на спонсорството на издателска къща „Ванеса“, е необходима и навременна. Тя е още един призив към намаляване на неконтролираните човешки дейности, които могат да умножат въздействията на екологичните катастрофи. А те, екока-тастрофите, като правило имат тригерен ефект, т. е. праг на отрицване, след който всяка намеса е безрезултатна и безсмислена.

Чл.-кор. Димитър Мишев

Въпреки че авторът не се стреми да успокоява читателя, твърдейки, че екологичните катастрофи (независимо от характера им) ще намаляват в бъдеще. Неговата цел е много по-прагматична и ясна — да се покаже, че чрез силата на дистанционните и съпътстващите изследвания, измервания и наблюдения могат да се създадат условия за рязко намаляване при екологична катастрофа на човешките жертви и на материалните щети и разрушения.

Търсенето на най-подходяща форма на изложение е накарало автора да приеме популарния стил, като в редица случаи се опитва да дава не само свое тълкуване на процесите и явленията, но и свое определение за тях. Все в същата посока е и структурирането на книгата — глави от няколко страници до няколко десетки страници. Добро и необходимо допълнение са и петте приложения в края на книгата, а илюстрациите логично при състват и допълват умело изложението.

Книгата на ст. н. с. Гаро Мардиросян, появила се благодарение на усилията на Издателството на БАН и на спонсорството на издателска къща „Ванеса“, е необходима и навременна. Тя е още един призив към намаляване на неконтролираните човешки дейности, които могат да умножат въздействията на екологичните катастрофи. А те, екока-тастрофите, като правило имат тригерен ефект, т. е. праг на отрицване, след който всяка намеса е безрезултатна и безсмислена.



In memoriam

АКАД. КИРИЛ СЕРАФИМОВ
(24. V. 1932—2. IV. 1993)

На 2. IV. 1993 г. почина големият учен, учител и общественик акад. Кирил Серафимов. В негово лице БАН изгуби изтъкнат свой член, достоен представител на българската наука, чиито научни постижения са известни и признати в цял свят.



Акад. Серафимов е роден на 24. V. 1932 г. в София. Завършва механико-електротехническата гимназия през 1951 г. и Висшия машинно-електротехнически институт през 1957 г. Същата година е избран за научен сътрудник в Научноизследователския институт по съобщенията. От 1961 г. е на работа в Геофизическия институт на БАН. През 1965 г. е избран за ст. н. с., а през 1973 г. — за професор. През 1977 г. е избран за член-кореспондент, а през 1984 г. — за академик. Акад. Серафимов заема редица ръководни постове в БАН — зам.-директор на ЕЦНЗ (1972—1975), научен секретар на БАИ (1973—1977), член на Президиума на БАН (1977—1988). От 1967 г. той е секретар на Националния комитет за изследване и използване на космическото пространство, от 1973 г. — негов зам.-председател, а от 1977 до 1986 г. — негов председател. През 1969 г. заедно с акад. Кръстанов създава Група по физика на Космоса към Президиума на БАН, с което се поставя началото на системните научни изследвания и прякото участие в космически проекти и програми. През 1974 г. това звено прераства в Централна лаборатория за космически изследвания, на която той е директор до 1986 г. От 1979 до

1982 г. и от 1989 г. досега той е директор на Самостоятелната секция по астрономия с Национална астрономическа обсерватория. Акад. Серафимов инициира през 1975 г. създаването на Националния комитет по радионауки и до смъртта си бе негов председател. По инициатива на акад. Серафимов от 1978 г. започна да се издава научната поредица *Space Research in Bulgaria*, на която той бе главен редактор до 1986 г.

Акад. Серафимов е безспорен лидер в областта на физиката на околоземното космическо пространство. Той е един от най-продуктивните български учени. Автор е на повече от 570 научни труда, публикувани в български и международни издания, 9 изобретения, 82 завършени научно-технически разработки и проекти, 8 монографии, над 1950 научно-организационни и научнопопулярни статии, коментари и интервюта, 4 популярни книги и др. Той създава школа от талантиливи учени и специалисти в областта на космическите изследвания, които заедно с него издигнаха престижа на българските научни изследвания в областта на Космоса. Акад. Серафимов изгражда своя авторитет всред международната научна общност и получава широко международно признание. През 1969 г. е избран за член-кореспондент, а през 1984 г. — за действителен член на Международната академия по астронавтика в Париж. В продължение на 11 години е член на Бюрото на Комитета за космически изследвания (КОСПАР) към ИКСУ, дълги години е национален пред-

ставител в Научно-техническия подкомитет за мирно използване на Космоса към ООН, в КОСПАР, в Международната астронавтическа федерация и в Международния радионаучен съюз. Той е съсновател и зам.-председател на международната асоциация „Космос и философия“.

Творчеството, идеите и научните приноси на акад. Кирил Серафимов ще останат във фонда на науката и културата и няма съмнение, че и в бъдеще ще бъдат признати, полезни, търсени и цитирани.

*От редколегиата на поредицата
„Аерокосмически изследвания в България“*



INSTRUCTIONS TO AUTHORS

The *Aerospace Research in Bulgaria* series publishes original articles in the theoretical or applied fields of the space and aviation science and practice.

Submission:

The articles should be submitted in duplicate in Bulgarian, Russian or English language. The Bulgarian authors should also supply a Bulgarian version for verification of the translation.

- Manuscripts (including the tables and references) should not exceed 15 standard pages (30 lines per page, 60 strokes per line) typed on white non-transparent paper in standard office format (210×295).
- Each article should be accompanied with a summary (up to 30 lines).

Conditions:

The articles should not be published, neither submitted for publication elsewhere. All manuscripts are subject to editorial review.

Arrangement:

• **Title page.** The first page of each article should indicate the title, the authors' names and the Institute where the work was conducted.

• **Tables and illustrations.** Tables and captions to illustrations should be submitted on separate sheets. The proper place of each figure in the text should be indicated in the left margin of the corresponding page. All illustrations (photos, graphs and diagrams) should be referred to as "figures" and given in abbreviation "Fig." The author's name, the number of the figure with indication of its proper orientation (top, bottom) should be slightly marked on the back on each figure. All illustrations should be submitted in duplicate too.

• **References.** They should be indicated in the text by giving the corresponding number in parentheses. The references should be typed on a separate sheet, arranged chronologically by numbers figuring in the text. The name of the first author should be given with inversion. The title of the article is followed by that of the journal (collection), volume, year of publication, issue number and the pages cited. The titles of the monographs should be followed by the city, publisher, year of publication and the cited page.

Example:

1. Bulard, E., I. Cooper. The determination of the masses necessary to produce a given gravitational field. — Proc. Royal Soc. London, 194, 1948, 332-347.
2. Yanovskaya, T., L. Porokhova. Inverse Geophysical Problems. Leningrad, Leningr. Univ. Publ., 1983.

• **Further details:** Units of measurement should be used only according to SI.

- Authors have to accomplish one proof-reading within a specified by the publishers term. Only type-setting errors are subject to correction.

Address. The authors may submit articles in person or send them to the following address:

Editorial Board of
Aerospace Research in Bulgaria,
Institute for Space Research,
Bulgarian Academy of Sciences,
6 Moscovska Str., Sofia 1000 Bulgaria

УКАЗАНИЯ ЗА АВТОРИТЕ

В тематичната поредица „Аерокосмически изследвания в Българи“ се печатат оригинални научни статии от областта на космическата и авиационната наука и практика.

Условия: Статиите трябва да бъдат представени в 2 екземпляра на български, руски или английски език. Българските автори трябва да представят и превод на статията.

- Обемът на статията (включително таблиците и литературата) не трябва да превишава 15 стандартни машинописни страници (30 реда на страница, 60 удара на ред) с формат 210×295.

- Всяка статия трябва да бъде придружена от резюме (до 1 стандартна страница) на български и на един западен език.

- Материали, приети за печат или публикувани в други издания, не се приемат.

Подреждане:

- На първата страница на всяка статия трябва да бъдат написани заглавието, имената на авторите и адресът на местоработата.

- Таблицы и илюстрации. Таблиците и текстът към илюстрациите трябва да се представят на отделни страници. Мястото им в текста да се посочи в полето на съответната страница. На гърба на илюстрациите (фотоси, чертежи, графики и др.) с молив да се напишат заглавието на статията, имената на авторите, номерът на фигурата и да се укаже ориентацията.

- Литература. Цитираната литература се представя на отделен лист по номерация, появяваща се хронологично в текста. Името на първия автор се дава с инверсия. Следват заглавието на статията, заглавието на списанието (сборника), том, година, книжка, страница, а при монографиите — град, издателство, година, страница.

Пример:

1. Кръстанов, Л., К. Серафимов. — Списание на БАН, XX, 1974, № 2, с. 29.
2. Несторов, Г. Физика на ниската йоносфера. С., БАН, 1969, с. 63.

Други изисквания:

Мерните единици задължително да бъдат по СИ.

- Авторите преглеждат една коректура в определения срок. Допускат се само поправки на грешки, направени при набора.

Адрес. Авторите могат да представят лично материалите си или да ги изпратят на адрес:

София 1000

ул. „Московска“ № 6

Институт за космически изследвания — БАН

Редакционна колегия на „Аерокосмически изследвания в България“

Цена 25 лв.