

S009

**EXCENTRICITÉS ET INCLINAISONS MOYENNES DES ORBITES DES  
SATELLITES GALILÉENS DE JUPITER**

**W. Thuillot et D.T. Vu**

---

*Service des Calculs et de Mécanique Céleste du Bureau des Longitudes*  
UA 707  
77, avenue Denfert-Rochereau  
75014 Paris

mars 1986

NOTES RECHERCHES ET TECHNIQUES  
DU BUREAU DES LONGITUDES

1959

EXCENTRICITÉS ET INCLINAISONS MOYENNES DES ORBITES DES  
SATURNIENS CÉLÈSTES DE JUPITER

ME THOMAS DE T. 70

Centre des Recherches de l'Observatoire de Paris - 1959  
128 707  
77 avenue Denfert-Rochereau  
75014 Paris

1959 1000

## INTRODUCTION

Cette note est destinée à décrire succinctement la méthode utilisée pour obtenir une représentation des excentricités et des inclinaisons des orbites des satellites galiléens de Jupiter. Il s'agit également de donner des indications sur le calcul d'excentricités et inclinaisons annuelles moyennes telles que celles que nous donnons dans un supplément à la *Connaissance des Temps* intitulé "Ephémérides des satellites de Jupiter Saturne et Uranus".

En effet la complexité des mouvements est telle qu'il semble irréaliste de donner dans les tables, comme cela se fait parfois pour les éléments orbitaux de ces satellites, les excentricités et inclinaisons propres qui sont des constantes d'intégration définies plus loin. Greenberg (1981) avance même que c'est cette habitude qui n'a pas permis de comprendre plus tôt les mécanismes d'effets de marée sur Io récemment découverts.

Le système des satellites galiléens présente de fortes interactions, et des commensurabilités entre les moyens mouvements qui lui sont caractéristiques. Les mouvements des orbites de ces satellites sont représentés par des séries de termes quasi périodiques qui rendent compte de ces particularités. C'est le cas des excentricités et des inclinaisons des orbites qui sont assez fortement variables. Comme on le verra plus loin, l'existence de termes forcés en excentricité importants par rapport aux termes libres est une des caractéristiques de ces mouvements, elle est liée à l'existence d'une commensurabilité entre les moyens mouvements des trois premiers satellites.

Il est intéressant de noter par ailleurs, que c'est l'étude des effets de marée, des résonances de premier ordre, en liaison avec celle des excentricités forcées, qui a permis de prévoir notamment l'activité volcanique observée sur Io par les sondes Voyager. Des scénarios de capture et verrouillage en libration des trois premiers satellites ont ainsi été élaborés. Ces problèmes ont donc suscité de nombreuses études récentes (par exemple Yoder et Peale 1981, Henrard 1983).

## I. DESCRIPTION DES VARIATIONS DES EXCENTRICITÉS ET DES INCLINAISONS DES ORBITES DES SATELLITES GALILÉENS

Le calcul des excentricités et des inclinaisons des orbites se fait différemment suivant les théories utilisées :

Les théories de Laplace (1788), Brown (1977), Sagnier (1981), par exemple, utilisent pour variables les éléments orbitaux ; les excentricités et inclinaisons sont déterminées en deux étapes. La résolution d'un système autonome donne les oscillations libres, puis la résolution d'un système forcé donne les oscillations forcées. Une comparaison ultérieure de la théorie avec l'observation fixe les valeurs numériques des amplitudes et les phases des oscillations libres.

La théorie de Sampson (1921) et également celle de Lieske (1977) ne suivent pas ce processus. Pour réaliser les substitutions nécessaires à l'intégration des équations du mouvement, des résultats préliminaires sont utilisés. Il s'agit de ce que Sampson appelle "approximate values" (Sampson, 1921) et qui correspond pratiquement à une solution du mouvement des oscillations libres complétée par quelques termes périodiques. Ces quantités ne sont pas issues d'un calcul interne à la théorie mais proviennent de résultats plus anciens.

L'avantage du premier groupe de théories réside dans l'obtention de résultats de façon directe et homogène. C'est cette méthode que nous allons décrire succinctement.

## Les oscillations libres

Les excentricités  $e_j$  et les inclinaisons  $I_j$  sont associées aux longitudes des périjoves  $\pi_j$  et aux longitudes des noeuds  $\Omega_j$  par l'intermédiaire des variables complexes :

$$(1) \quad \begin{aligned} p_j &= e_j \exp i \pi_j \\ q_j &= I_j \exp i \Omega_j \end{aligned}$$

( $j = 1, 2, 3, 4$  est le numéro du satellite et  $j = 0$  désigne l'équateur de la planète dont on inclut le mouvement dans les équations en  $q$ ).

Les équations de Lagrange fournissent des expressions pour  $\dot{p}$  et  $\dot{q}$  qui comprennent une partie séculaire et une partie périodique, chacune renfermant des termes de degré croissant en  $p$  et en  $q$ . Restreint à sa partie linéaire ce système d'équations se présente sous la forme :

$$(2) \quad \begin{aligned} \dot{p} &= Kp \text{ (avec } p = \text{colonne des } p_j \text{ et } K \text{ matrice complexe } 4 \times 4) \\ \dot{q} &= K'q \text{ (avec } q = \text{colonne des } q_j \text{ et } K' \text{ matrice complexe } 5 \times 5) \end{aligned}$$

Sa résolution fournit les solutions sous la forme des séries suivantes qui représentent les mouvements libres des orbites:

$$(3) \quad \begin{aligned} p_k &= \sum_{j=1}^4 C_j M_{kj} \exp i (g_j t + \alpha_j) \\ q_k &= \sum_{j=0}^4 D_j N_{kj} \exp i (h_j t + \beta_j) \end{aligned}$$

( $k=1, 2, 3, 4$  désigne le numéro du satellite).

Dans ces expressions, les quantités  $M_{kj}$  et  $N_{kj}$  sont les composantes des vecteurs propres des matrices  $K$  et  $K'$  et les quantités  $g_j$  et  $h_j$  sont leurs valeurs propres.

Les constantes arbitraires  $C_j$  et  $D_j$  doivent être déterminées ultérieurement par comparaison à l'observation et sont appelées excentricités propres et inclinaisons propres.

Les vecteurs propres caractérisent donc le couplage qui existe entre les orbites des satellites aussi bien en excentricité qu'en inclinaison.

La table 1 donne des valeurs calculées par différents auteurs (Thuillot et Vu, 1983). La solution décrite par les équations (3) est la solution du système autonome. Différentes méthodes permettent de l'améliorer en tenant compte des effets des commensurabilités entre les moyens mouvements, par exemple la méthode de Souillart (Ferraz Mello, 1979). On obtient alors la solution critique.

Il est également possible d'inclure l'effet de la libration et on obtient alors la solution résonnante.

Ces valeurs montrent que le terme principal des expressions  $p$  et  $q$  de chaque satellite a une amplitude égale à l'excentricité et à l'inclinaison propres. Les termes non diagonaux des matrices  $M$  et  $N$  ont une amplitude plus petite mais néanmoins non négligeable. Il existe donc pour chaque orbite une contribution importante des perturbations par les autres satellites.

La table 2 donne plusieurs valeurs des excentricités propres  $C_j$  et inclinaisons propres  $D_j$  adoptées par différents auteurs après un ajustement de leur théorie sur des observations.

En raison des interactions importantes entre les satellites, dont les effets sont visibles dans ces tableaux de résultats, les inclinaisons et les excentricités propres ne peuvent donc pas représenter en général une

valeur physique des excentricités et inclinaisons des orbites. Elles ne sont que des quantités intermédiaires de calcul.

### Les oscillations forcées des excentricités

L'existence de commensurabilités entre les moyens mouvements des trois premiers satellites donne une grande influence des termes forcés des équations en  $\dot{p}$  sur la solution représentant les excentricités des orbites. En effet, ces moyens mouvements sont reliés par la relation :

$$(4) \quad n_1 - 2n_2 \simeq n_2 - 2n_3 (= 0,0129 \text{ rad/jour})$$

La résolution du système complet des équations en  $\dot{p}$  qui contiennent des termes d'arguments  $(l_1 - 2l_2)$  et  $(l_2 - 2l_3)$  donne donc des termes de type :

$$(5) \quad p_j = B \exp i(l_1 - 2l_2) + B' \exp i(l_2 - 2l_3)$$

dont les coefficients sont importants. Ils constituent les termes appelés équation du centre induit car ils génèrent dans le développement du rayon vecteur des termes analogues en amplitude et en période aux termes d'équation du centre ( en  $l_j - \pi_j$ ). Les valeurs absolues de ces termes d'équation du centre induit sont appelées excentricités forcées.

La table 3 donne tous ces termes et d'autres termes importants du développement des rayons vecteurs obtenu par le formulaire képlérien, et directement relié à la variable  $p$ , et sa conjuguée  $\bar{p}$ , par :

$$(6) \quad \frac{R}{a} - 1 = -e \cos(l - \pi) + o(e^2) = -\frac{1}{2}(\bar{p} \exp il + p \exp -il) + o(e^2)$$

Dans cette expression  $a$  désigne le demi-grand axe de l'orbite osculatrice et  $R$  le rayon vecteur. On voit que au cours d'une révolution du satellite, cette expression passe par une valeur minimum et une valeur maximum, dont la valeur absolue vaut l'excentricité moyenne  $e$  de l'orbite. C'est cette caractéristique qui est utilisée par la suite pour effectuer le calcul de valeurs moyennes annuelles.

### Les oscillations forcées des inclinaisons

Les termes forcés des variables d'inclinaison ne présentent pas les mêmes particularités que ceux des variables d'excentricité. Par contre il existe ici un couplage entre le mouvement des orbites des satellites et celui de l'équateur de Jupiter. Ceci génère des termes d'argument  $l_j - \psi$  dans les développements des latitudes ( $\psi$  est la longitude du noeud de l'équateur jovien sur le plan de référence). Ces termes prennent beaucoup d'importance dans le calcul des inclinaisons moyennes du satellite 4 notamment.

La table 4 donne les principaux termes calculés pour les latitudes, on y voit apparaître les termes d'oscillation libre en  $l_j - \Omega_j$ .

Dans ces tables, les arguments contiennent les longitudes moyennes  $l_1, \dots, l_4$ , les longitudes des périjoves  $\pi_1, \dots, \pi_4$ , les longitudes des noeuds  $\Omega_1, \dots, \Omega_4$ , la longitude du noeud de l'équateur jovien  $\psi$ , celle du périhélie de Jupiter  $\Pi_j$  et l'anomalie moyenne de Jupiter  $G$ . En outre toutes les valeurs numériques utilisées dans les calculs et celles données dans les tables 3 et 4, sont extraites de Lieske (1977).

## II. LE CALCUL D'EXCENTRICITÉS ET D'INCLINAISONS MOYENNES

De façon à obtenir des valeurs moyennes des excentricités, le développement de  $\frac{R}{a} - 1$  a été utilisé (Table 3). Une valeur maximum de cette quantité a été calculée pour chaque période du satellite, qui correspond d'après la formule (6) à la valeur moyenne de  $e$  aux termes d'ordre 2 près. Puis une valeur moyenne de tous ces maximums peut être calculée sur une année par exemple.

Pour les inclinaisons, c'est le développement en latitude (Table 4) qui a été utilisé, de la même façon. La valeur maximum de ce développement sur une période du satellite donne l'inclinaison instantanée. Notons que contrairement aux longitudes ou aux rayons vecteurs il n'y a pas de termes à courtes périodes dans ce développement, ce qui donne une bonne précision au calcul.

Les courbes 1 et 2 donnent les variations en excentricité des quatre satellites sur une période de 450 ans, et sur une période de 10 ans. Ces deux échelles de temps permettent de mettre en évidence des variations à très longue période et d'autres de période beaucoup plus courte. Elles correspondent à des phénomènes de battements entre les différents termes des développements utilisés de la table 3.

Le phénomène de battement pour une série de deux termes :  $A_1 \cos \theta_1 + A_2 \cos \theta_2$  où  $\theta_1$  est de période  $T_1$  et  $\theta_2$  de période  $T_2$  avec  $T_1 > T_2$  s'explique par la période avec laquelle les coefficients  $A_1$  et  $A_2$  sont ajoutés lorsque les termes sont en phase, pour donner une amplitude maximum.

Cette période vaut :

$$(7) \quad T = \frac{T_1}{T_1 - T_2} T_2$$

Cette approximation permet de retrouver l'origine des modulations d'amplitude observées sur les courbes à l'aide des tables 3 et 4.

Par exemple, sur les quatre courbes 1 apparaît une modulation de période 193 ans qui résulte d'un battement entre les termes d'argument  $l_j - \pi_3$  et  $l_j - \pi_4$ .

Les courbes d'inclinaisons (courbes 3 et 4) tracées pour 450 ans et 10 ans présentent les mêmes phénomènes. Ainsi la période de 38 ans qui apparaît pour le satellite 2 provient d'un battement entre les termes en  $l_2 - \Omega_2$  et  $l_2 - \Omega_3$ . D'autre part, la courbe obtenue pour le satellite 4 à l'échelle de 450 ans, est en fait une portion de courbe de période 547 ans qui résulte d'un battement entre le terme en  $l_4 - \Omega_4$  et celui en  $l_4 - \psi$ .

## CONCLUSION

Les tables 5 et 6 donnent les valeurs moyennes ainsi obtenues pour 40 ans à partir de 1986 en excentricités et en inclinaisons pour les quatre satellites galiléens. C'est le satellite 3 qui présente la plus forte variation en excentricité moyenne, 0,00106, ce qui correspond à une variation en rayon vecteur de l'ordre de 1135 km. Par contre le satellite 1 présente une variation faible, 0,00003 qui correspond à environ 13 km en rayon vecteur. Pour les inclinaisons, c'est le satellite 4 qui donne une variation maximum en valeur moyenne, 0,135° et le satellite 1 donne la plus faible variation, 0,023°, ceci correspond respectivement à environ 77 km pour Callisto et à environ 3 km pour Io.

## RÉFÉRENCES

- Brown, B.B. : 1977, *Celes. Mech.* **16**,229
- de Sitter, W. : 1931, *Monthly Notices Roy. Astron. Soc.* **91**,706
- Éphémérides des satellites de Jupiter Saturne et Uranus: 1986 , Supplément à la Connaissance des Temps, Bureau des Longitudes, Éditions de Physique, Paris 1985
- Ferraz Mello, S. : 1979, *Dynamics of the Galilean Satellites*, Université de Sao Paulo, Brésil
- Greenberg, R. : 1981, Satellites of Jupiter, 65, D. Morrison Ed., The University of Arizona Press, Tucson, Arizona
- Henrard J. : 1983, *Icarus* **53**,55
- Laplace, P.S. : 1788, Œuvres complètes de Laplace, Gauthier-Villars (Éd. 1895)
- Lieske, J.H. : 1977, *Astron. and Astrophys.* **56**,333
- Lieske, J.H. : 1978, *Astron. and Astrophys.* **65**,83
- Sagnier, J.L. : 1981, Thèse d'État, Université Paris 6
- Sampson, R.A. : 1921, *Mem. Roy. Astron. Soc.* **63**,1
- Thuillot, W., Vu, D.T. : 1983, The Motion of Planets and Natural and Artificial satellites, 273, Université de Sao Paulo S. Ferraz Mello et P. Nacozy Eds.
- Yoder, C.F., Peale, S.J. : 1981, *Icarus* **47**,1



	(1)		(2)			(3)	
	Thuillot/Vu	Brown	Thuillot/Vu	Ferraz Mello	Sampson	Brown	Ferraz Mello
M	1	1	1	1	1	1	1
i1	-2.699-2	-2.607-2	-1.063-2	-1.29 -2	1.73-1	-3.868-3	-1.13 -2
	-1.292-2	-1.257-3	-9.007-3	-8.6 -3	-7.53-3	-8.661-3	-8.9 -3
	-7.713-5	-1.476-5	-3.969-5	0	0	-3.897-5	0
M	1.824-2	-1.824-2	4.434-3	5.8 -3	2.42-3	-1.637-3	3.8 -3
	1	1	1	1	1	1	1
	-2.759-2	-2.727-2	-4.191-2	-4.24 -2	-3.21-2	-4.516-2	-4.24 -2
i2	-4.342-4	-4.203-4	-1.338-4	-1. -4	0	-5.213-5	0
	5.379-3	5.597-3	3.313-2	3.19 -2	2.45-2	3.507-2	3.32 -2
	1.075-1	1.110-1	1.686-1	1.677-1	2.03-1	1.686-1	1.692-1
M	1	1	1	1	1	1	1
	-1.097-1	-1.177-1	-1.055-1	-1.061-1	-1.20-1	-1.127-1	-1.059-1
	7.951-4	7.116-4	3.439-4	3.3 -3	2.25-3	3.137-3	3.4 -3
M	1.295-2	1.161-2	1.746-2	1.72 -2	1.76-2	1.519-2	1.73 -2
	1.052-1	9.243-2	1.007-1	9.96 -2	8.73-2	8.821-2	9.94 -2
	1	1	1	1	1	1	1

	Thuillot/Vu	Ferraz Mello	Brown
N	1	1	1
i1	-3.592-2	-3.59 -2	-3.508-2
	-2.659-3	-2.7 -3	-2.639-3
	-2.759-4	-3. -4	-2.744-6
	-1.419-3	-1.4 -3	
N	2.329-2	2.36 -2	2.441-2
	1	1	1
	-3.722-2	-3.77 -2	-3.696-2
	-1.136-3	-1.1 -3	-1.125-3
i2	-8.816-4	-9. -4	
	0.710-2	0.71 -2	1.111-2
	1.414-1	1.418-1	1.499-1
	1	1	1
N	-1.613-1	-1.620-1	-1.745-1
	-3.410-3	-3.4 -3	
	-1.365-3	-1.3 -3	2.239-3
N	2.290-2	2.27 -2	2.414-2
	1.510-1	1.493-1	1.367-1
	1	1	1
	-3.818-3	-3.8 -3	
N	0.99936	0.9994	
	0.99388	0.9939	
	0.96918	0.9695	
	0.85967	0.8601	
	1	1	

TABLE 1: Composantes des vecteurs propres en excentricité  $M_{ij}$  et en inclinaison  $N_{ij}$ . (1) (2) et (3) désignent respectivement les résultats concernant les systèmes autonomes, critiques ou résonnants. Dans ces tableaux  $-2.699-2$  par exemple signifie  $-2.699 \cdot 10^{-2}$ .

EXCENTRICITES PROPRES ( $\times 10^6$ )			
Satellite	Sampson (1921)	de Sitter (1931)	Lieske (1978)
1	46	11	10
2	82	131	92
3	1517	1390	1469
4	7373	7362	7333

INCLINAISONS PROPRES			
Satellite	Sampson (1921)	de Sitter (1931)	Lieske (1978)
1	0°.027	0°.032	0°.040
2	0°.467	0°.466	0°.467
3	0°.207	0°.179	0°.186
4	0°.272	0°.245	0°.254

TABLE 2: Valeurs des excentricités propres  $C_j$  et des inclinaisons propres  $D_j$

## SATELLITE 1

Coefficient ( $10^{-7}$ rad.)	n/n sat	Argument
170	0.50181707	$1_1^{-1} 2$
109	0.75272560	$1_1^{-1} 3$
-465	0.99920772	$1_1^{-\pi} 1$
-406	0.99996573	$1_1^{-\pi} 3$
-179	0.99999079	$1_1^{-\pi} 4$
-41312	1.00363414	$21_1^{-2} 1_2$
-131	2.00726828	$41_1^{-4} 1_2$

## SATELLITE 3

Coefficient ( $10^{-7}$ rad.)	n/n sat	Argument
234	0.57130173	$1_3^{-1} 4$
-15164	0.99986139	$1_3^{-\pi} 3$
-6568	0.99996277	$1_3^{-\pi} 4$
-1309	1.14260346	$21_3^{-2} 1_4$
-124	1.71390520	$31_3^{-3} 1_4$
6341	1.01469679	$1_2^{-1} 3$
-153	2.02939358	$1_1^{-1} 2$
147	3.04409037	$1_1^{-1} 3$

## SATELLITE 2

Coefficient ( $10^{-7}$ rad.)	n/n sat	Argument
565	0.50364739	$1_2^{-1} 3$
-101	0.99840966	$1_2^{-\pi} 1$
-825	0.99953015	$1_2^{-\pi} 2$
-3341	0.99993120	$1_2^{-\pi} 3$
-1445	0.99998152	$1_2^{-\pi} 4$
166	2.00064592	$21_2^{-2} 1_2$
94558	1.00729479	$1_1^{-1} 2$
112	1.01465838	$1_1^{-2} 1_3^{+\pi} 3$
535	1.51094218	$1_1^{-1} 3$
-314	2.01458958	$21_1^{-2} 1_2$

## SATELLITE 4

Coefficient ( $10^{-7}$ rad.)	n/n sat	Argument
177	0.00032521	$\psi - \theta_4$
1812	0.99967667	$1_4^{-\pi} 3$
-73725	0.99991315	$1_4^{-\pi} 4$
180	1.	$1_4^{-\pi} J$
-544	0.99238290	$1_4^{+\pi} 4 - 2\pi_J + 2G$
-272	1.99982629	$21_4^{-2} 2\pi_4$
-155	1.99229605	$21_4^{-2} 2\pi_J - 2G$
-177	2.00008373	$21_4^{-2} \theta_4 - \psi$
139	2.00000021	$21_4^{-2}$
997	1.33264297	$1_3^{-1} 4$
181	2.66528594	$21_3^{-2} 1_4$
100	8.43341897	$1_1^{-1} 4$

TABLE 3. Séries R/A - 1 limitées aux termes principaux

SATELLITE 1

Coefficient ( $10^{-7}$ rad.)	n/n sat	Argument
4756	1.00065860	$l_1 - \alpha_1$
1822	1.00016089	$l_1 - \alpha_2$
320	1.00003449	$l_1 - \alpha_3$
-310	1.00000001	$l_1 - \psi$

SATELLITE 3

Coefficient ( $10^{-7}$ rad.)	n/n sat	Argument
321	0.99669728	$l_3 - 2\pi_j - 2G + \psi$
-2770	1.00065067	$l_3 - \alpha_2$
31108	1.00013946	$l_3 - \alpha_3$
6080	1.00003585	$l_3 - \alpha_4$
-15146	1.00000005	$l_3 - \psi$

SATELLITE 2

Coefficient ( $10^{-7}$ rad.)	n/n sat	Argument
143	0.99836069	$l_2 - 2\pi_j - 2G + \psi$
-136	1.00132201	$l_2 - \alpha_1$
81490	1.00032296	$l_2 - \alpha_2$
4397	1.00006922	$l_2 - \alpha_3$
1026	1.00001779	$l_2 - \alpha_4$
-2988	1.00000002	$l_2 - \psi$
264	1.01426662	$l_1 - 2l_3 + \alpha_2$

SATELLITE 4

Coefficient ( $10^{-7}$ rad.)	n/n sat	Argument
769	0.99229594	$l_4 - 2\pi_j - 2G + \psi$
-5178	1.00032531	$l_4 - \alpha_3$
47460	1.00008362	$l_4 - \alpha_4$
-74602	1.00000011	$l_4 - \psi$
104	1.00385208	$l_4 + \alpha - \psi$

TABLE 4. Séries latitude limitées aux termes principaux.

	SATELLITE 1	SATELLITE 2	SATELLITE 3	SATELLITE 4
1986	0.00409	0.00946	0.00101	0.00747
1987	0.00410	0.00932	0.00129	0.00746
1988	0.00411	0.00931	0.00136	0.00744
1989	0.00410	0.00942	0.00112	0.00743
1990	0.00410	0.00945	0.00110	0.00748
1991	0.00411	0.00936	0.00139	0.00749
1992	0.00411	0.00930	0.00143	0.00748
1993	0.00409	0.00940	0.00122	0.00740
1994	0.00409	0.00945	0.00114	0.00741
1995	0.00410	0.00936	0.00138	0.00737
1996	0.00410	0.00932	0.00154	0.00741
1997	0.00410	0.00940	0.00132	0.00746
1998	0.00409	0.00944	0.00121	0.00745
1999	0.00410	0.00934	0.00145	0.00740
2000	0.00411	0.00933	0.00158	0.00731
2001	0.00410	0.00940	0.00147	0.00735
2002	0.00410	0.00947	0.00131	0.00738
2003	0.00411	0.00936	0.00148	0.00738
2004	0.00411	0.00929	0.00170	0.00740
2005	0.00410	0.00938	0.00151	0.00736
2006	0.00409	0.00951	0.00137	0.00728
2007	0.00409	0.00939	0.00159	0.00733
2008	0.00411	0.00928	0.00171	0.00737
2009	0.00410	0.00936	0.00170	0.00740
2010	0.00409	0.00950	0.00148	0.00739
2011	0.00410	0.00942	0.00154	0.00737
2012	0.00411	0.00931	0.00186	0.00728
2013	0.00411	0.00930	0.00174	0.00730
2014	0.00409	0.00948	0.00154	0.00732
2015	0.00410	0.00945	0.00168	0.00737
2016	0.00411	0.00931	0.00187	0.00737
2017	0.00411	0.00930	0.00189	0.00733
2018	0.00409	0.00947	0.00163	0.00728
2019	0.00408	0.00945	0.00166	0.00721
2020	0.00411	0.00932	0.00196	0.00727
2021	0.00411	0.00932	0.00197	0.00731
2022	0.00409	0.00946	0.00171	0.00733
2023	0.00409	0.00945	0.00177	0.00728
2024	0.00411	0.00931	0.00194	0.00724
2025	0.00411	0.00930	0.00207	0.00716

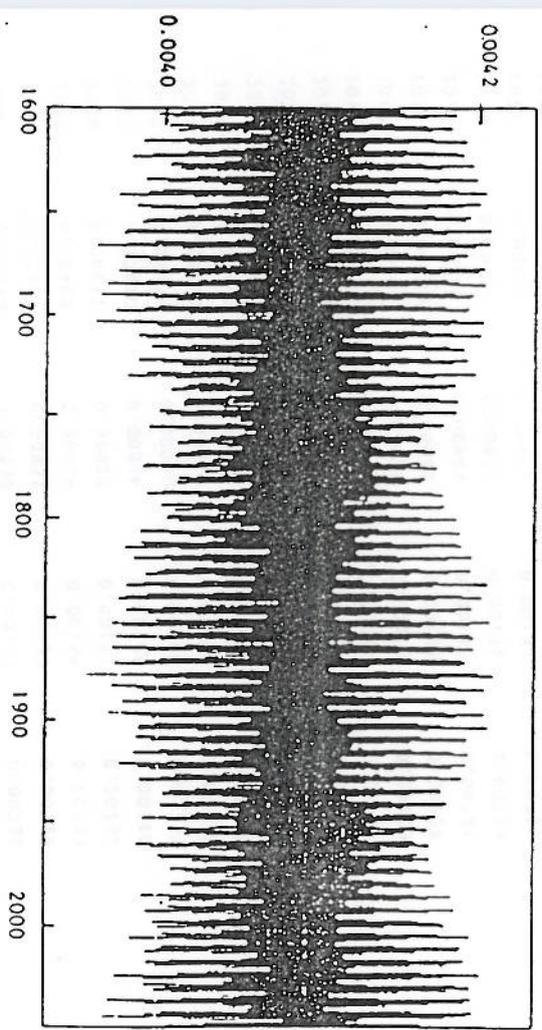
TABLE 5. *Excentricités moyennes*

	SATELLITE 1	SATELLITE 2	SATELLITE 3	SATELLITE 4
1986	0.022	0.442	0.187	0.332
1987	0.027	0.440	0.187	0.335
1988	0.031	0.438	0.186	0.342
1989	0.034	0.439	0.183	0.350
1990	0.035	0.441	0.178	0.357
1991	0.034	0.443	0.173	0.359
1992	0.031	0.446	0.170	0.359
1993	0.026	0.448	0.168	0.357
1994	0.020	0.452	0.164	0.366
1995	0.017	0.457	0.157	0.374
1996	0.020	0.460	0.150	0.378
1997	0.026	0.462	0.145	0.380
1998	0.033	0.464	0.141	0.379
1999	0.037	0.467	0.137	0.383
2000	0.039	0.470	0.131	0.387
2001	0.036	0.474	0.123	0.398
2002	0.030	0.475	0.117	0.402
2003	0.022	0.376	0.113	0.402
2004	0.016	0.478	0.109	0.401
2005	0.017	0.479	0.106	0.404
2006	0.024	0.479	0.101	0.410
2007	0.031	0.477	0.095	0.415
2008	0.036	0.476	0.091	0.419
2009	0.038	0.475	0.090	0.419
2010	0.037	0.476	0.090	0.419
2011	0.033	0.475	0.088	0.424
2012	0.026	0.474	0.085	0.430
2013	0.020	0.473	0.083	0.438
2014	0.017	0.473	0.084	0.435
2015	0.020	0.473	0.086	0.438
2016	0.026	0.471	0.088	0.436
2017	0.032	0.469	0.089	0.441
2018	0.036	0.468	0.089	0.448
2019	0.037	0.468	0.091	0.452
2020	0.036	0.468	0.095	0.451
2021	0.031	0.467	0.099	0.450
2022	0.025	0.467	0.102	0.451
2023	0.019	0.465	0.104	0.457
2024	0.017	0.465	0.107	0.464
2025	0.021	0.464	0.112	0.467

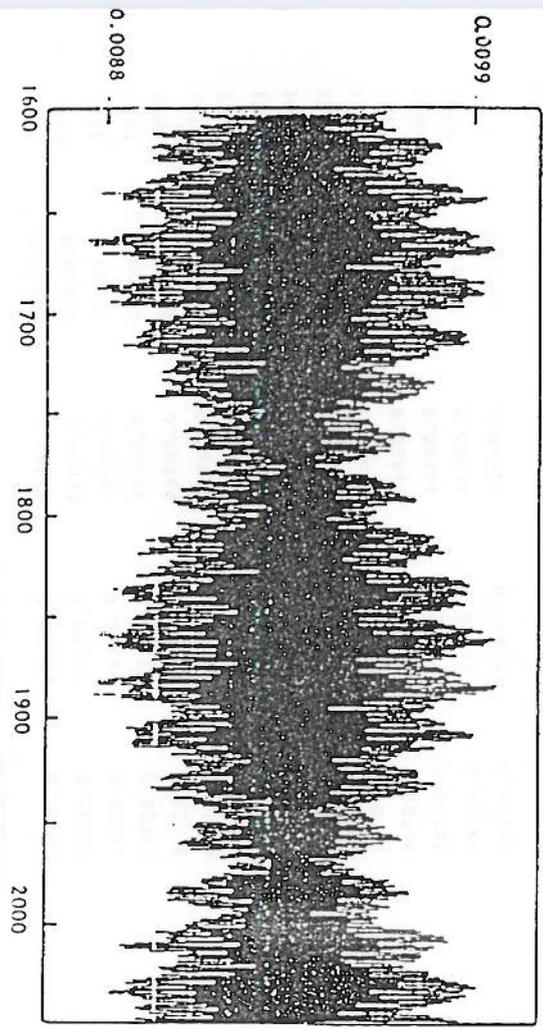
TABLE 6. *Inclinaisons moyennes en degrés.*

COURBES 1 : Excentricité des orbites sur 450 ans

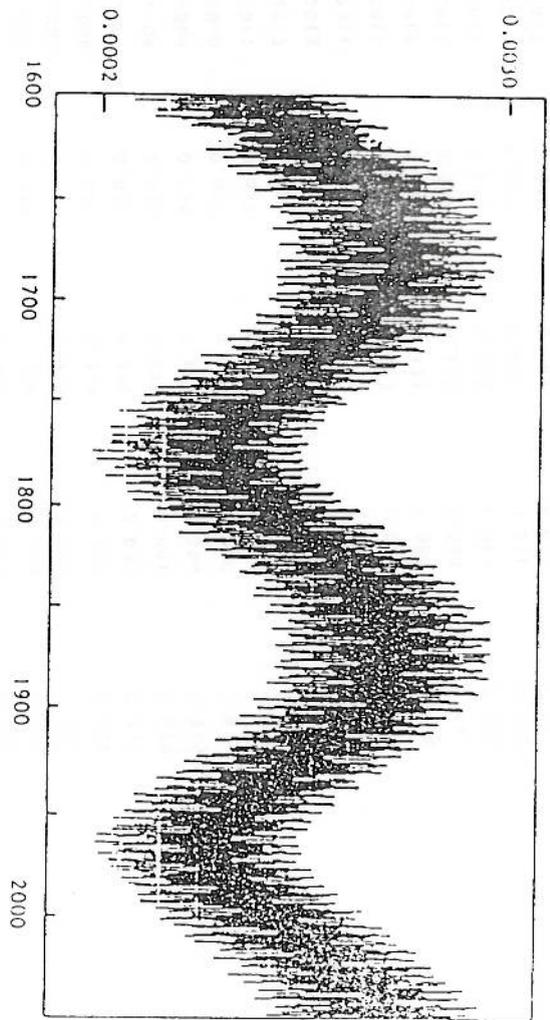
Excentricité Satellite 1



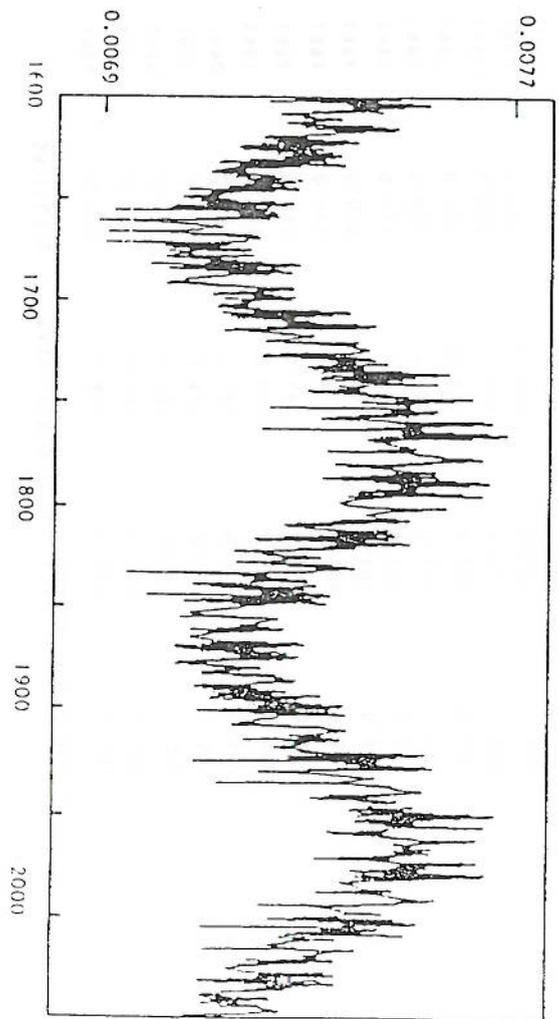
Excentricité Satellite 2



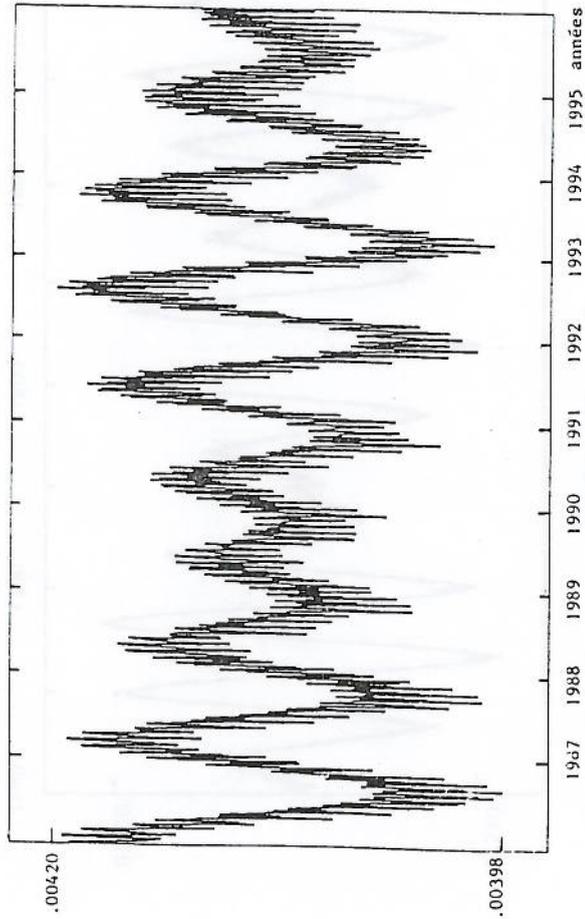
Excentricité Satellite 3



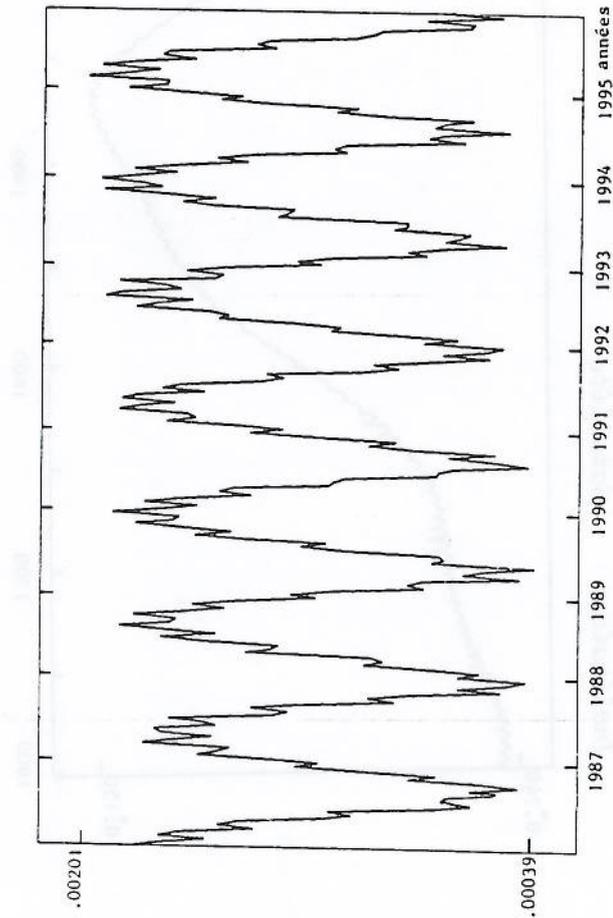
Excentricité Satellite 4



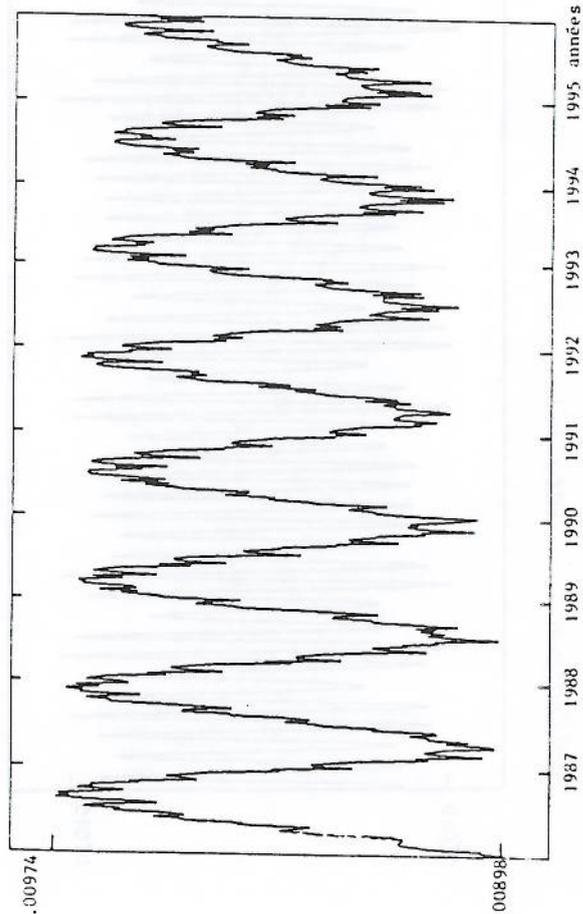
*Excentricité satellite 1*



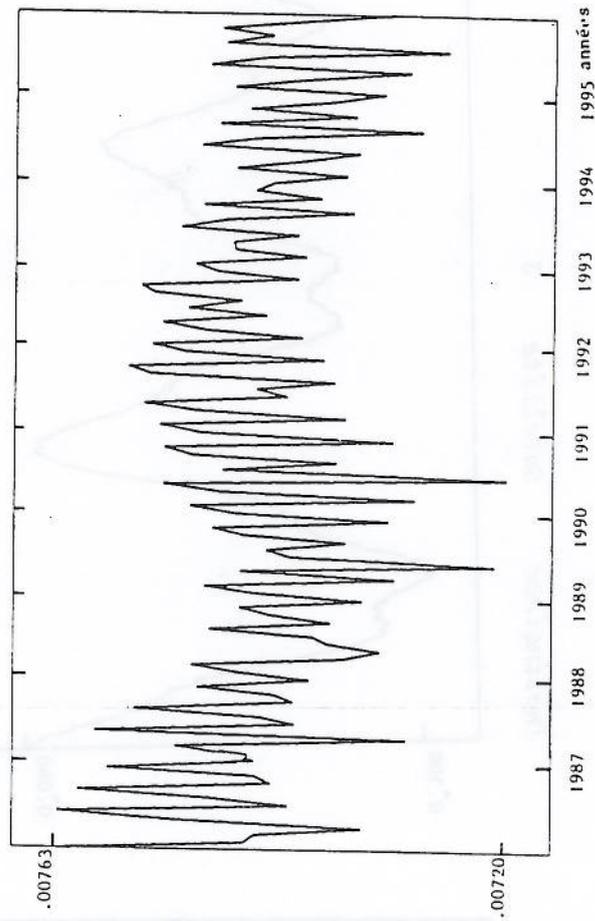
*Excentricité satellite 3*



*Excentricité satellite 2*



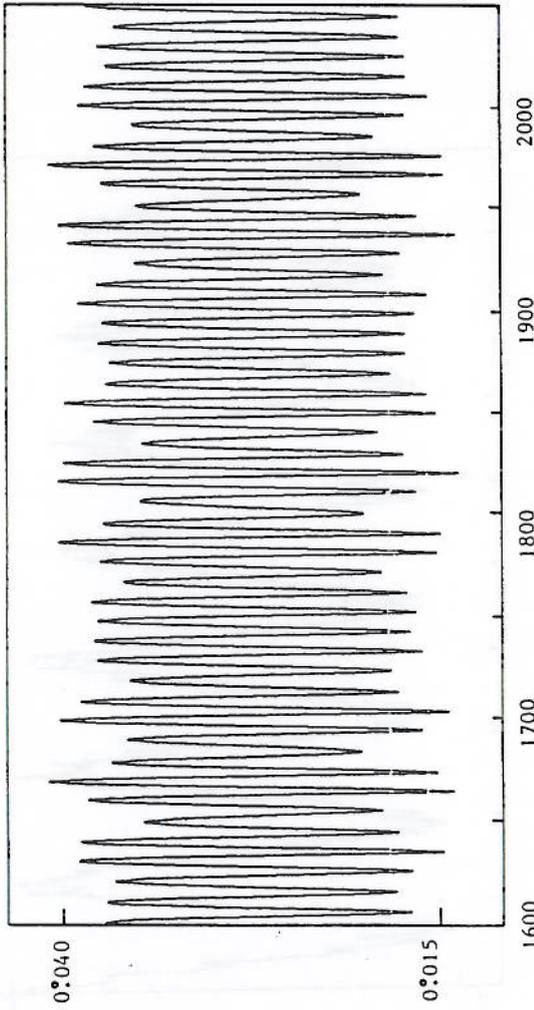
*Excentricité satellite 4*



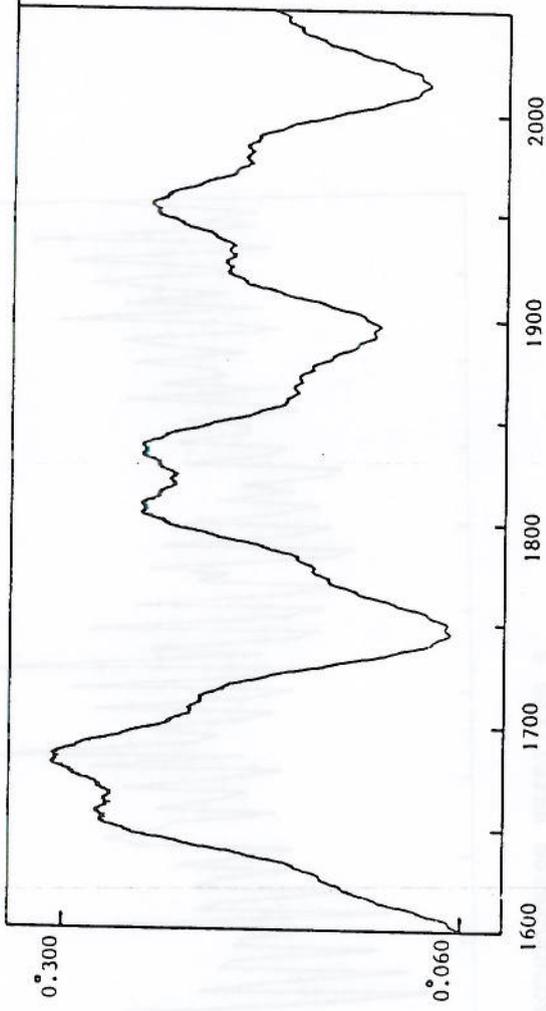
*COURBES 2. Excentricité des orbites sur 10 ans.*

COURBES 3 : Inclinaison des orbites sur 450 ans.

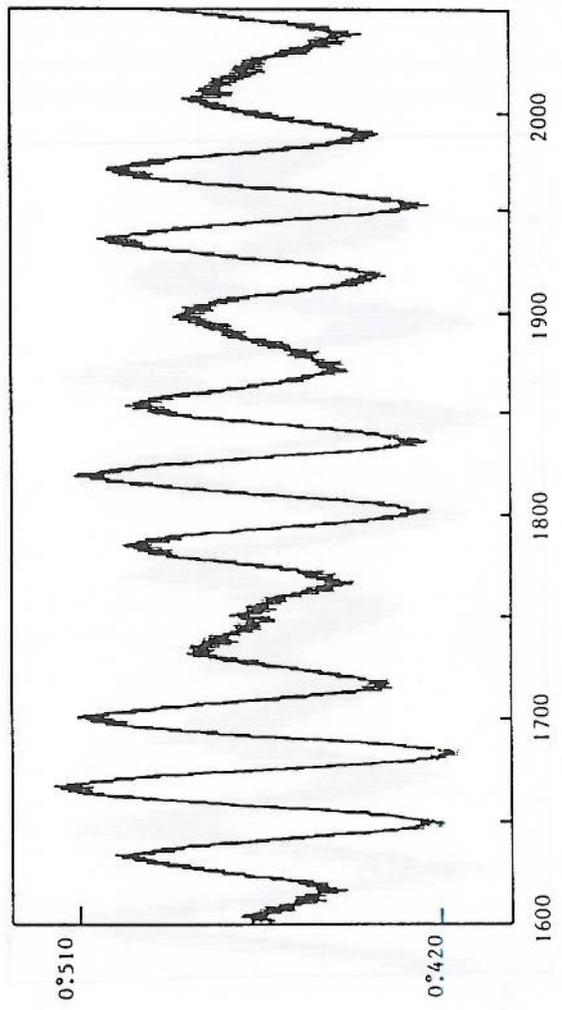
*Inclinaison* *Satellite* 1



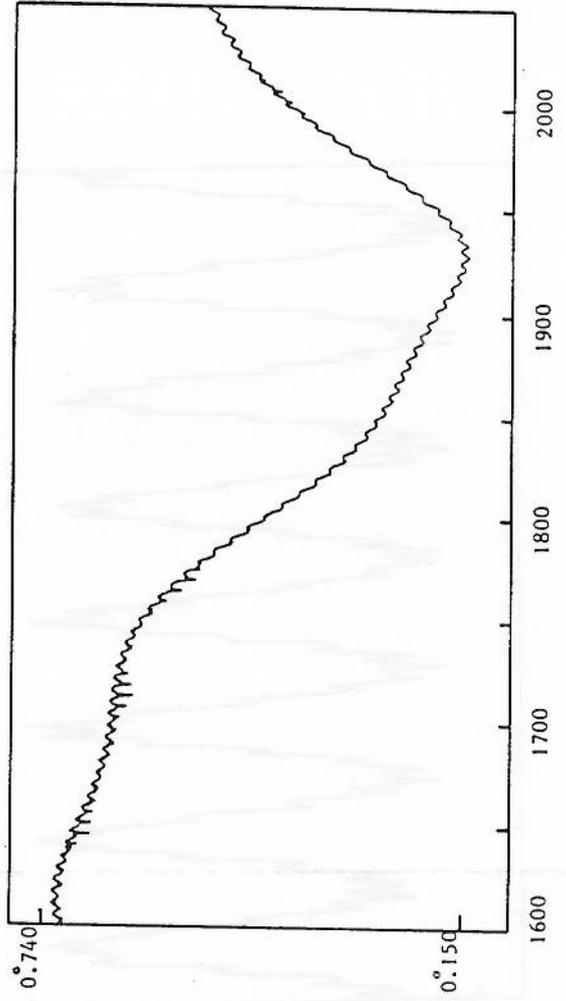
*Inclinaison* *Satellite* 3



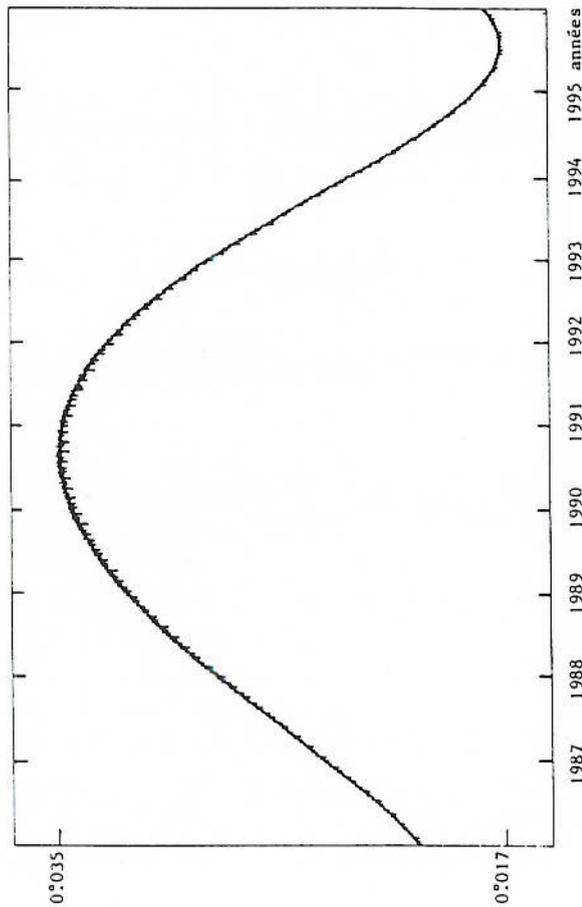
*Inclinaison* *Satellite* 2



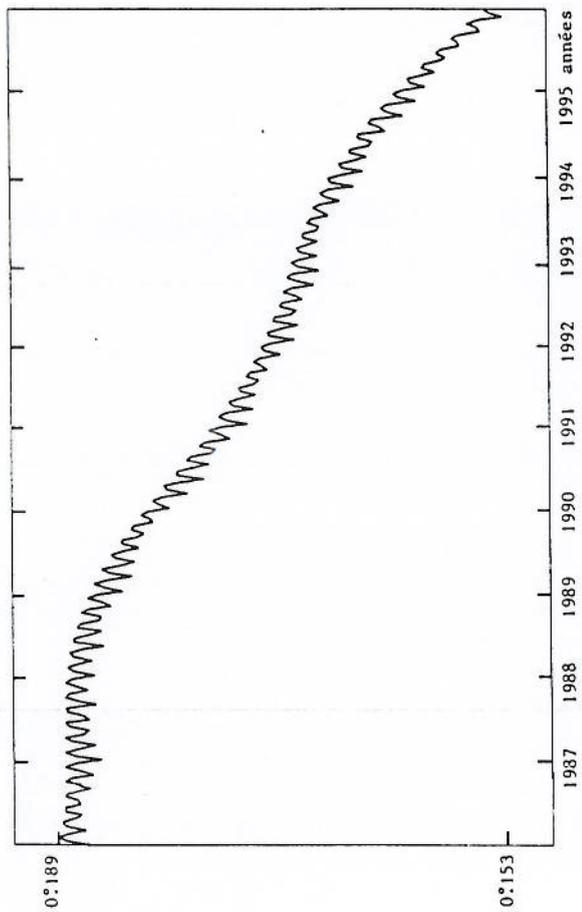
*Inclinaison* *Satellite* 4



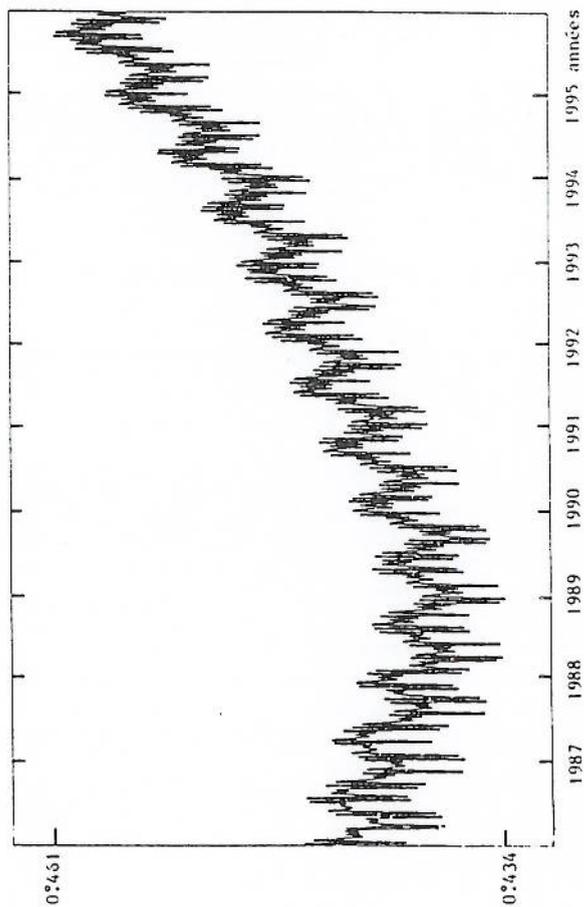
*Inclinaison satellite 1*



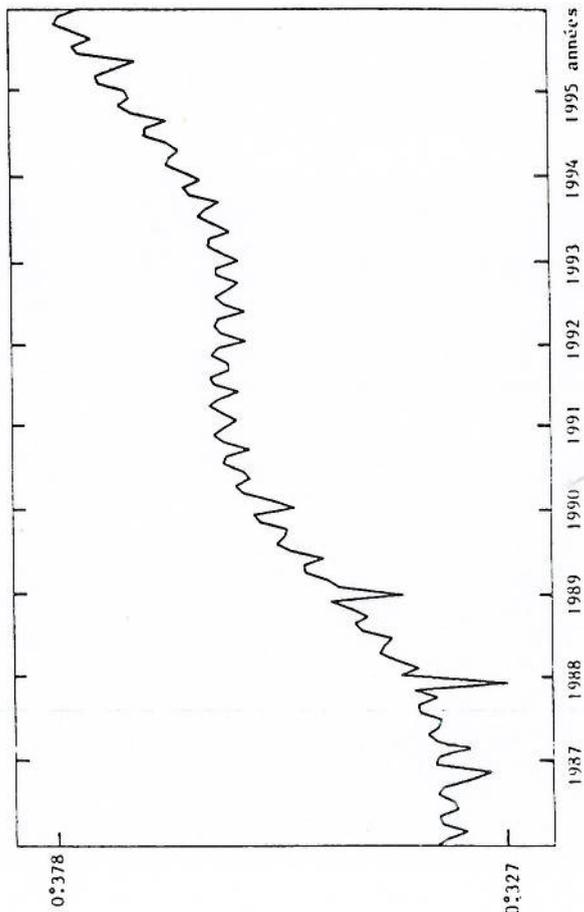
*Inclinaison satellite 3*



*Inclinaison satellite 2*



*Inclinaison satellite 4*



*COURBES 4. Inclinaison des orbites sur 10 ans.*

