

## Некоторые особенности аэрогидромеханики экранопланов типа «В»

Особенностью экранного эффекта является увеличение подъёмной силы при приближении к опорной поверхности – экрану (поверхность воды, снега, льда и т.п.), аэродинамического качества, равного отношению аэродинамической подъёмной силы к аэродинамическому сопротивлению, момента тангажа и положения центра давления аэродинамических сил. Центр давления аэродинамических сил  $X_d = Mz / C_y$  трапецевидного крыла изменяется от 0,25-0,28 вне экрана до 0,4-0,45 вблизи экрана. Высота действия экранного эффекта составляет примерно 1 хорду крыла.

Согласно Правилам постройки и классификации экранопланов Российского Морского Регистра судоходства (РМРС), Российского Речного Регистра (РРР) и Руководства по безопасности экранопланов ИМО, [1, 2, 3], к экранопланам типа «В» относятся экранопланы, предназначенные для работы с использованием экранного эффекта, но способные временно выходить на высоты, где перестает действовать экранный эффект, но не выше, чем 150 м над опорной поверхностью..

Выход за пределы действия экранного эффекта может выполняться как в пилотируемом режиме, так и в результате действия возмущающих сил: порыва ветра, ошибки пилотирования и т.п.

При выходе за пределы действия экранного эффекта в пилотируемом варианте основной задачей является управление тягой и балансировка экраноплана, как правило, рулями высоты, обеспечивая смещение центра давления в центр масс экраноплана.

При случайном выходе за пределы экранного эффекта при возмущающем воздействии время выхода крайне мало, что может привести к потере устойчивости из-за нарушения балансировки экраноплана.

Таким образом, кратковременность выхода за пределы действия экранного эффекта предъявляет одно из основных требований обеспечения безопасности экранопланов типа «В» и «С» по обеспечению балансировки. Требование можно обеспечить путём уменьшения диапазона изменения положения центра давления несущей крыльевой системы экраноплана на всех высотах над экраном, вплоть до самолётных, при постоянной скорости движения, за счёт выбора аэродинамической компоновки.

В настоящее время построены экранопланы с разными аэродинамическими компоновками, включая самолётную, тандемную, схему «утка», «составное крыло», «бипланную» и ряд других. Только некоторые из них могут быть использованы для экранопланов типа «В», [4, 5].

При использовании в компоновке трапецевидного крыла центр давления по мере отхода от экрана перемещается от 0,40-0,45 до 0,25-0,28 САХ, и для балансировки при случайном выходе требуется мощная система для отклонения рулей высоты за короткое время. Поэтому самолётная компоновка позволяет выходить за пределы действия экранного эффекта при

пилотировании с управлением тягой и отклонением рулей высоты по мере изменения высоты над экраном.

Компоновка «составное крыло», образованное центропланом и присоединёнными к нему консолями, за счёт подбора геометрических параметров и взаимного положения центроплана и консолей, позволяет уменьшить диапазон изменения положения центра давления.

При испытаниях в аэродинамической трубе модели, представленной на рисунке 1, определено положение центра давления  $X_d = Mz / C_y$  модели в разной комплектации. На графиках на рисунке 2 приведено сравнение положения центра давления несущей системы (образованной составным крылом и поплавками, установленными в концевых сечения размаха центроплана по катамаранной схеме: ЦП+К+ПОПЛ), компоновки без горизонтального оперения (ПК-ГО) и полной компоновки (ПК) модели экраноплана. Сравнение показывает, что при в диапазоне исследованных высот  $h = H_{зксгцп} / V_{сгцп} = 0,1-0,5$  и  $C_y = \text{const}$  диапазон изменения положения центра давления  $\Delta X_d$  составляет:

- для несущей системы  $\Delta X_d = 0,01$ ;
- для компоновки без ГО  $\Delta X_d = 0,01$ ;
- для компоновки с ГО  $\Delta X_d = 0,04$ .

Таким образом, стационарные аэродинамические характеристики модели несущей системы и без ГО имеют незначительный разброс положения центра давления  $\Delta X_d \leq 0,01$  при изменении положения модели над экраном и постоянной величине коэффициента подъёмной силы, а у модели в полной комплектации разброс увеличивается до  $\Delta X_d \leq 0,04$ , что является следствием скосов потока на ГО.

Визуализация обтекания методом шелковинок модели с компоновкой «составное крыло» показала, что выходящий из-под центроплана вихрь приводит к увеличению истинных углов атаки на консолях в области их соединения с центропланом, что сопровождается, как показано на рисунке 3, отрывом потока.

Визуализация обтекания модели экраноплана с компоновкой «составное крыло» выполнена для центроплана, переходных пилонов и корневых частей консолей на относительной высоте  $h$  задней кромки средней геометрической хорды центроплана  $H_{зксгцп}$  к величине средней геометрической хорды центроплана (СГЦП)  $V_{сгцп}$ , равной:  $h = H_{зксгцп} / V_{сгцп} = 0,12$ , угол тангажа отсчитывался от хорды СГЦП. Шелковинки были закреплены в узлах сетки, нанесённой на поверхность модели с шагом 45-50 мм. Замеры углов отклонения от сетки выполнены в носке, средней и концевой частях сечений при изменении угла тангажа с шагом 2 градуса и изменении углов скольжения (дрейфа) в диапазоне от минус 15 до плюс 15 градусов с шагом 5 градусов.

Углы отклонения шелковинок измерялись вдоль следующих линий:

- на консолях левой и правой – крайняя линия со стороны концевой нервюры консоли;
- на пилоне левом и правом – средняя линия;
- на центроплане левом (ЦП-попл) – линия вдоль внутреннего борта поплавка;
- на центроплане левом (ЦП-средн) – 2-ая линия от фюзеляжа.

При этом величина угла отклонения ворсинок отсчитывается от линии, вдоль которой они наклеены, и приняты положительными при отклонении шелковинок от оси симметрии модели, и отрицательными при их отклонении в сторону оси симметрии модели. Угол отклонения шелковинок, равный 90 град, означает, что поток направлен от оси симметрии вдоль размаха крыла (параллельно оси OZ), угол отклонения больше 90 градусов – поток на поверхности агрегата направлен в сторону носка агрегата, т.е. практически навстречу потоку. Аналогично, угол отклонения шелковинок, равный -90 град. означает, что поток на поверхности агрегата направлен к оси симметрии модели, а при угле отклонения шелковинок, равном -91 и более градусов поток направлен навстречу набегающему потоку, а именно к оси симметрии модели и носку агрегата. Испытания сопровождались фотографированием модели.

В таблице №1 приведены результаты замера углов отклонения шелковинок при отсутствии скольжения. В качестве критических приняты режимы обтекания, при которых на каком-либо агрегате возникли обратные течения (угол превышает 90 градусов) и течения вдоль размаха агрегата (угол отклонения шелковинок 80 градусов). Такие режимы в таблице №1 обозначены полужирным шрифтом.

**Таблица №1. Углы отклонения шелковинок на поверхности модели**

Агрегат	$\alpha=5^0$	$\alpha=7^0$	$\alpha=9^0$	$\alpha=11^0$	$\alpha=13^0$	$\alpha=15^0$
Консоль	7; 14; 7	7; 17; 7	30; 55; 8	11; 60; 32	<b>23; -93; -33</b>	<b>-115; 135; 130</b>
Пилон	22; 18; -	34; 20	50; 32; 42	50; 22; 28	65; 30; 31	<b>88; 22; 43</b>
ЦП-попл			12; 19;	9; 9	-42; 0; 24; 25	-28; 12; 24; 25
ЦП-средн	1; 5; 2	2	-12; -8	-6; -8	-23; -13	-14; -17; -11

Развитие срыва потока в исследуемом сечении консолей приводит к изменению производной  $dC_y/d\alpha$ , что продемонстрировано на графике  $C_y(\alpha, h=\text{const})$  на рисунке 3. Благодаря увеличению истинного угла атаки при обтекании консолей обеспечивается взаимосвязь эффективности восприятия экранного эффекта на центроплане, сопровождаемое увеличением  $C_y$ , возрастанием модуля величины  $M_z$  и смещением центра давления в сторону задней кромки центроплана. При этом одновременно увеличивается эффективность консолей в связи с увеличением истинного угла атаки по сравнению с углом тангажа. Затягивание и предотвращение срыва потока можно обеспечить геометрической и аэродинамической круткой профиля, использованием более несущих типов профилей, установкой механизации,

затягивающей срыв потока, например, предкрылка, в области интенсивного увеличения истинного угла атаки.

Увеличение истинного угла атаки на консолях приводит, несмотря на развитие срыва потока в корневых сечениях консоли, к увеличению момента тангажа  $M_z$  на пикирование. На центроплане, который продолжает обтекаться в безотрывном режиме, также увеличивается момент тангажа на пикирование. В результате положение аэродинамического фокуса по углу тангажа смещается в сторону задней кромки центроплана, увеличивая величину момента на пикирование. Аэродинамический фокус по высоте, формируемый в основном нижней поверхностью центроплана, смещается к задней кромке не столь интенсивно. Тем самым создаются предпосылки для выполнения критерия Р.Д. Иродова, [6], в части обеспечения необходимого условия апериодической устойчивости, а именно, расположения аэродинамического фокуса по высоте  $\bar{X}_{fh}$  впереди (ближе к передней кромке крыла) аэродинамического фокуса по углу тангажа  $\bar{X}_{fa}$ :

$$\Delta \bar{X}_{fah} = \bar{X}_{fa} - \bar{X}_{fh} < 0, \text{ где:}$$

$$\bar{X}_{fh} = dm_z/dC_Y + \bar{X}_{ЦМ} \text{ при } v = \text{const} - \text{аэродинамический фокус по высоте;}$$

$\bar{X}_{fa} = dm_z/dC_Y + \bar{X}_{ЦМ} \text{ при } h = \text{const} - \text{аэродинамический фокус по углу тангажа;}$

$$\Delta \bar{X}_{fah} = \bar{X}_{fa} - \bar{X}_{fh} = (dm_z/dC_Y)(h = \text{const}) - dm_z/dC_Y(v = \text{const}) = X_{fa} - X_{fh} < 0 \quad - \text{разнос аэродинамических фокусов}$$

Компоновки с несущими системами, не содержащими составного крыла, такими свойствами не обладают. Это подтверждает сравнение аэродинамических характеристик компоновок «составное крыло» (СК), «биплан» (БП) и составное крыло с верхним расположением крыла (биплан с консолями БП+К), модели которых, показанные на рисунке 4, испытаны в аэродинамической трубе Т-5 МК ЦАГИ. Представленный на рисунке 5 график разнеса аэродинамических фокусов моделей подтверждает сделанный вывод, а именно, при больших углах тангажа на компоновках БП и БП+К не выполняется необходимое условие апериодической устойчивости: аэродинамический фокус по высоте расположен сзади аэродинамического фокуса по углу тангажа, [5]. Анализ несущей способности агрегатов компоновки показал, что «усложнение» несущего комплекса путём добавления к составному крылу верхнерасположенного крыла (БП+К) приводит, как показано на графиках на рисунке 6, к уменьшению доли подъёмной силы, создаваемой центропланом. Это снижает эффект «привязки к экрану», и для обеспечения устойчивости таких компоновок необходимо использование системы автоматического управления.

Визуализация потока на модели методом шелковинок позволила определить допустимые углы скольжения. Приняв в качестве критерия безотрывного обтекания угол отклонения шелковинок менее 80 градусов, определена зависимость углов тангажа от углов скольжения, представленная на рисунке 7.

Соединение консолей с центропланом посредством пилона предназначено для уменьшения вихреобразования в концевых хордах центроплана и, как следствие, уменьшения индуктивного сопротивления модели. Большой угол сопряжения поверхности пилона с поверхностью консоли создаёт зону разрежения потока. В таблице №2 приведены результаты замера углов отклонения шелковинок. Критические режимы обтекания обозначены полужирным шрифтом. Фотографии обтекания модели приведены на рисунке 8.

**Таблица №2. Углы отклонения шелковинок на поверхности модели**

Угол тангажа (атаки)	Агрегат	Угол отклонения шелковинок (поплавок-носок – середина-корма) град						
		$\beta=0^{\circ}$ град	$\beta=5^{\circ}$ град		$\beta=10^{\circ}$ град		$\beta=15^{\circ}$ град	
			слева	справа	слева	справа	слева	справа
$\nu=0^{\circ}$ ( $\alpha=5^{\circ}$ )	Фото №	3.1	3.2	3.2	3.3	3.3	3.4	3.4
	Консоль	7; 14; 7	7; 15; 6	5; 12; 19	5; 12; 3	-	8; 3; 5	2; 12; 8
	Пилон	22; 18; -	1; 7; 17	47; 36; 22	0; 6; 8	32; 22; 18	0; 0; 0	57; 8; -11
	ЦП-попл		0; 0; 0; 0		7; 14; 0; 0		-7; -4; -4; -8	
	ЦП-средн	1; 5; 2	3; 5; 4		2; 4; 2		7; 4; 0	
$\nu=2^{\circ}$ ( $\alpha=7^{\circ}$ )	Фото №	3.7	3.8	3.8	3.9	3.9	3.10	3.10
	Консоль	7; 17; 7	10; 26; 14	8; 26; 30	7; 20; 8	15; 29; 20	13; 23; 11	8; 45; 37
	Пилон	34; 20	4; 8; 15	18; 40; 13	2; 2; 6	38; 54; 39	-2; 0; 5	<b>32; 86; 98</b>
	ЦП-попл		-8; 0; -3; -2		-; 6; 0; 0		-8; -10; 0; 0	
	ЦП-средн	2	3; 4; 3		2; 6; 6		4; 3; 0	
$\nu=4^{\circ}$ ( $\alpha=9^{\circ}$ )	Фото №	3.11; 3.12	3.13	3.13	3.14	3.14	3.16	3.16
	Консоль	30; 55; 8	10; 37; 2	<b>57; 87; 84</b>	10; 35; 2	37; 51; 15	12; 23; 11	<b>60; 54; 135</b>
	Пилон	50; 32; 42	32; 25; 22	44; 28; 21	3; 8; 22	<b>100; 90; 82</b>	0; 8; 18	<b>111; 113; 77</b>
	ЦП-попл	12; 19;	-35; 4; 5; 0		-; 0; 3; 0		<b>-120; -28;</b> <b>-20;</b>	
	ЦП-средн	-12; -8	0; 0; 0		0; 0; 2		7; 12; 8	
$\nu=6^{\circ}$ ( $\alpha=11^{\circ}$ )	Фото №	3.17	3.18	3.18	3.21	3.21	3.23	3.23
	Консоль	11; 60; 32	8; 25; 27	<b>-62; 83; 87</b>	9; 22; 28	58; 52; 75	6; 21; 18	<b>-78; 63; 62</b>
	Пилон	50; 22; 28	18; 22; 26	<b>22; 11; 123</b>	26; 19; 21	<b>-73; 82; 132</b>	3; 9; 12	<b>108; 130; 154</b>
	ЦП-попл	9; 9	45; 9; 22; 0		-; 0; 1; 0		-27; 11; 0; 0	
	ЦП-средн	-6; -8	0; -7; 7		0; 5; 0		0; 10; 9	
$\nu=8^{\circ}$ ( $\alpha=13^{\circ}$ )	Фото №		3.25	3.25	3.26	3.26	3.27	3.27
	Консоль	<b>23; -93; -33</b>	<b>-83; 53; 25</b>	<b>10; 72; 78</b>	18; 48; 40	<b>82; 92; 94</b>	11; 42; 18	<b>-98; 30; 82</b>
	Пилон	65; 30; 31	42; 18; 26	<b>99; 98; 114</b>	43; 20; 27	<b>102; 86; 114</b>	30; 26; 32	<b>-99; 73; 116</b>
	ЦП-попл	-42; 0; 24; 25	-40; 9; 22; 0		-22; 0; 3; 0		<b>-120; -32;</b> <b>18; 0</b>	
	ЦП-средн	<b>-23; -13</b>	<b>-4; -5; -7</b>		0; 0; 0		-7; -14; 0	
$\nu=10^{\circ}$ ( $\alpha=15^{\circ}$ )	Фото №	3.24	3.30	3.30	3.33	3.32	3.34	3.34
	Консоль	<b>-115; 135; 130</b>	38; 26; 52	<b>135; 94; 97</b>	15; 60; 58	<b>-79; 75; 73</b>	6; -; 47	-
	Пилон	<b>88; 22; 43</b>	62; 26; 23	<b>90; 70; 38</b>	<b>100; 52; 56</b>	<b>98; 75; 117</b>	24; 16; 29	<b>74; 90; 96</b>
	ЦП-попл	-28; 12; 24; 25	-; 2; 12; 11		<b>-81; -5; 25;</b> <b>15</b>		-; 20; 28; 25	
	ЦП-средн	-14; -17; -11	-7; 0; -7	<b>135; 93; 94</b>	12; 8; 26		-33; 14; 0	
$\nu=12^{\circ}$ ( $\alpha=17^{\circ}$ )	Фото №		3.35	3.35	3.37	3.37	3.40	3.40
	Консоль		23; 22; 45	<b>93; 90; 84</b>	<b>-79; 87; 69</b>	<b>-; 91; 63</b>	<b>-105; 81; 39</b>	<b>120; 160; 68</b>
	Пилон		67; 21; 24		<b>118; 27; 38</b>	<b>99; 84; 68</b>	<b>72; 104; 68</b>	<b>90; 43; 130</b>
	ЦП-попл		-; 5; 17; 20		-12; 11; 24; 14		-; 11; 48; 12	
	ЦП-средн		-7; -6; -8		-42; -53; -12		13; 40; 26	

Соотношение углов тангажа и скольжения при безотрывном обтекании, представленное на графике на рисунке 7, позволяет оценить величину

бокового ветра в зависимости от скорости движения, при которых начинают развиваться отрывные течения на поверхности экраноплана.

Исследования гидродинамических характеристик с моделированием импульса струи проведено на модели экраноплана «МИРЭЛ» в гидроканале НИЦ МК ЦАГИ с целью определения влияния щелевой механизации передней кромки и двухзвенного закрылка центроплана модели, выполненной по схеме «составное крыло» с катамаранным расположением поплавков. Фотография модели приведена на рисунке 9, [7].

Исследование показало, что увеличение импульса струи, направленной на поддув, приводит к увеличению эффективности поддува, что выражается в положительной величине горизонтальной силы на буксировочной кривой  $P_x=f(V)$ , представленной на рисунке 10. Согласно буксировочной кривой на рисунке 10, модель без щелевой механизации передней кромки даже при нагрузке на воду 9,5 кг не имела положительной величины горизонтальной силы  $P_x$ , равной превышению тяги  $T_x$  над аэрогидродинамическим сопротивлением модели  $X$ :  $P_x=T_x-X$ . Наличие щелевой механизации привело к появлению положительно величины горизонтальной силы при нагрузке на воду более 11,5 кг. Очевидно, что при прочих равных условиях для модели превышение тяги над сопротивлением обеспечено за счёт направления большего импульса струи под центроплан благодаря ориентированному вдоль потока каналу в передней кромке центроплана.

Влияние угла отклонения звеньев закрылка центроплана на эффективность поддува представлено на графике буксировочной кривой  $P_x(V, \delta_z)$  на рисунке 11. При этом отклонение 1-го звена закрылка на 25 градусов формирует камеру воздушной подушки между 1-ым звеном закрылка и внутренними бортами поплавков, а при отклонении 2-го звена верх создаётся канал между поверхностью воды и закрылком, в котором при поддуве возникает «водяной замок» в виде воздушно-капельной смеси. В соответствии с графиком на рисунке 11 при отклонении 2-го звена на -25 градусов (относительно хорды 1-го звена закрылка) обеспечивается достаточная величина избытка тяги над сопротивлением, а при отклонении 2-го звена на угол -15 градусов сопротивление превышает горизонтальную составляющую тяги воздушных винтов. При уменьшении угла отклонения воздушной струи с 21 градуса до 18 градусов на поддув направляется меньший импульс струи, что заметно уменьшает избыток горизонтальной составляющей тяги над сопротивлением. Таким образом, на эффективность поддува значительное влияние оказывает конфигурация звеньев закрылка центроплана. При этом при положении 2-го звена закрылка параллельно поверхности между закрылком и поверхностью воды, как показала видеосъёмка, возникает своеобразный гидравлический замок, образованный «бурлением» воды. Это приводит к увеличению торможения потока под центропланом, увеличивающего статическую составляющую полного давления воздушного потока, при создании горизонтальной составляющей

тяги за счёт истекания воздушного потока в зазор между закрылком и поверхностью воды. Данное обтекание иллюстрируется фотографиями на рисунке 12 и видеосъёмкой испытания модели.

Исследования устойчивости экраноплана на пилотажном стенде ПСПК-102 ЦАГИ с участием летчиков (заслуженный военный летчик 1-го класса, летчик-снайпер В.А. Крузе, лётчик-испытатель 1 класса [Ю.А. Чиркин], лётчик-испытатель 1 класса И.Г. Добровольский) показали целесообразность оснащения этого экраноплана системой улучшения устойчивости и управляемости по углу тангажа (СУУТ). Структурная схема отработки законов управления СУУТ для экспериментального образца экраноплана «Орион-20М» представлена на рисунке 13. Переходные процессы, иллюстрирующие улучшение характеристик ручного управления экраноплана «Орион-20» в продольном движении (параметры: высота полета  $H$ , м, угол тангажа  $\vartheta$ , градусов, скорость полета  $V$  км/час и величины перемещений штурвальной колонки  $X$  мм), приведены на рисунке 14. Оценка управляемости выполнялась по шкале пилотажных оценок Купера-Харпера, методика опроса лётчиков приведена в [8,9].

Результаты моделирования на пилотажном стенде согласуются с отзывами лётчиков при проведении испытаний экспериментального образца экраноплана «ОРИОН-20М». Наличие поддува, создаваемого воздушными винтами турбовинтовых двигателей М-601, установленных на поворотной балке перед центропланом, позволило экраноплану выходить из полыньи на лёд (рисунок 15). Первый полёт экраноплана с воды выполнен 06.11.2013 г. (командир экипажа – лётчик-испытатель 1 класса [Ю.А. Чиркин]), со льда – 26.02.2014 г. (командир экипажа – лётчик-испытатель 1 класса И.Г. Добровольский). В марте 2016г. проведены учения МЧС Республики Карелия с привлечением экранопланов «ОРИОН-20М» и «ОРИОН-14» по спасению пострадавшего в труднодоступном месте (рисунки 16, 17). Экраноплан в ходе испытаний дорабатывался. В настоящее время испытания продолжаются.

Основные результаты испытаний приведены в таблице на рисунке 18 и иллюстрируются фрагментами видеосъёмок.

#### Использованная литература

1. Правила классификации и постройки малых экранопланов типа А. Российский Морской Регистр Судоходства Санкт-Петербург. 1998 г.
2. Временные правила классификации и постройки экранопланов. Российский Речной Регистр, Москва, издания 2004 г. и 2015 г.
3. Руководство по безопасности экранопланов Международная Морская Организация, 2002 г.
4. Сергеев В.Г. «К вопросу обоснования выбора аэродинамической компоновки экраноплана типа «В». Сборник докладов X научной конференции по гидроавиации «Гидроавиасалон-2014», М., изд. ЦАГИ, часть 1, 2014 г.

5. Сергеев В.Г., Сибилёв Н.Е. «Анализ продольной статической устойчивости, привязки к экрану и индуктивного сопротивления модели экраноплана типа «В» разных компоновок». Сб.докладов XI научной конференции по амфибийной и безаэродромной авиации гидроавиации «Гидроавиасалон-2016», Сентябрь, 23-24, 2016 г. М., изд. ЦАГИ.

6. Иродов Р.Д. Критерии продольной устойчивости экраноплана. Учёные записки ЦАГИ, 1970 г., т.1, №4.

7. Коврижных Л.Д., Сергеев В.Г., Вишневский Г.А. «Экспериментальное исследование аэрогидродинамических характеристик модели экраноплана с центропланом, оснащённым щелевой механизацией передней кромки и двухзвеньевым закрылком». Сборник докладов X научной конференции по гидроавиации «Гидроавиасалон-2014», М., изд. ЦАГИ, часть 1, стр.186-191, 2014 г.

8. Макиенко А.М. «Экраноплан как объект управления». Сборник МАИ «Оптимизационные задачи динамики полета». 1990 г.

9. Макиенко А.М. «Экраноплан как объект управления в продольном движении». III научная конференция по гидроавиации «Гидроавиасалон-2000» Сборник докладов. Москва 2000 г.