

КАЗАХСКОЕ УПРАВЛЕНИЕ ГА

ХАРАКТЕРНЫЕ ОШИБКИ
в технике пилотирования при
выполнении АХР на самолёте
АН-2 и их аэродинамическое
ОБОСНОВАНИЕ
(методическое пособие для коман-
дного и лётного состава
авиации ПАНХ и МВЛ)



ЛЁТНО-ШТУРМАНСКИЙ ОТДЕЛ,
АЛМА-АТА-1978

Влияние болатанги на вираж

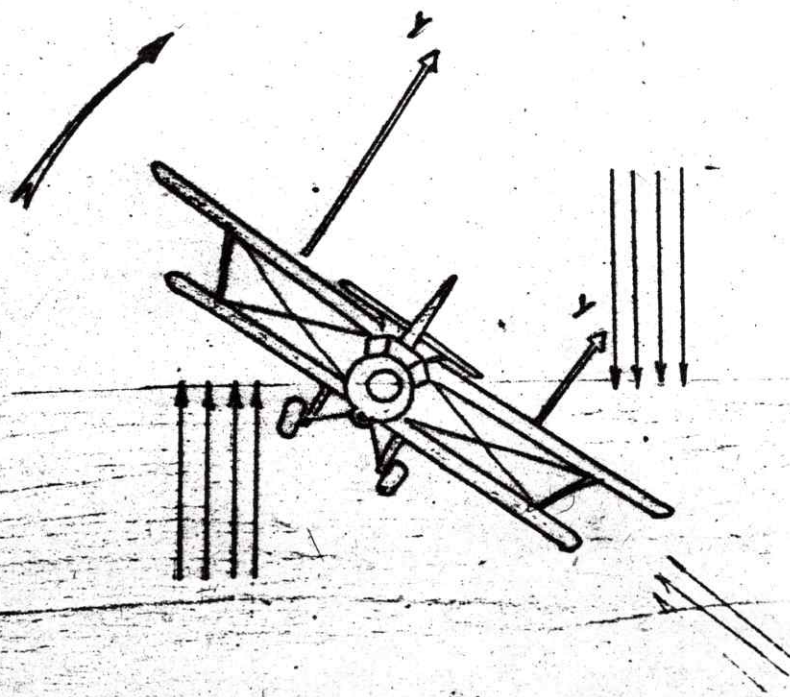
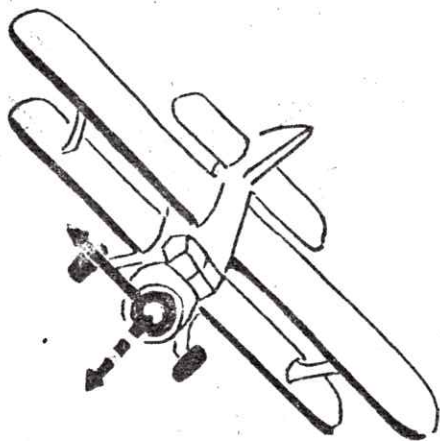
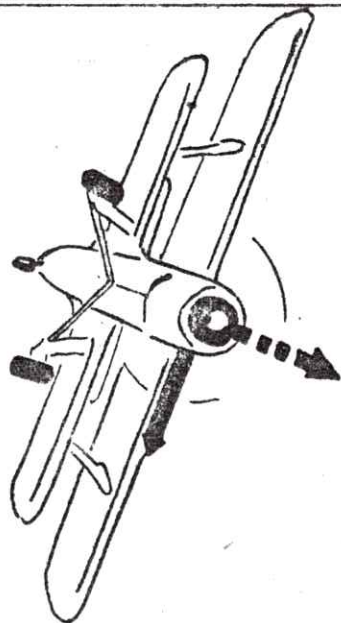


рис 5



I. Введение

Известно, что при установке на самолет с/х аппаратуры аэродинамические характеристики его значительно ухудшаются:

- сопротивление увеличивается;
- качество на всех углах атаки уменьшается;
- потребная тяга и мощность увеличиваются;
- избыток мощности и тяги значительно уменьшается.

Кроме особенностей, связанных с маневрированием вблизи земли, на самолете существенно изменяется (непрерывно) полетный вес, вследствие быстрого израсходования хлпикатов

К этому следует добавить, что практически из-за непрерывного скоротечного маневра на стандартном развороте вблизи земли обтекание несущих частей самолета происходит в возмущенном потоке. Все это при выполнении АХР усложняет пилотирование самолета и требует от пилота повышенного внимания и реакции на произвольные отклонения самолета.

Ошибки в технике пилотирования чаще допускаются в тех случаях, когда не учитываются изложенные выше особенности и успокоение пилота, вызванное "хорошим поведением" самолета при выполнении стандартных разворотов с креном (γ) до 30° , т.е. прироста потребной скорости (V) и потребной мощности (N) на виражах с кренами до 30° происходит медленно, а с $\gamma > 30^\circ$ резко увеличиваются $V_{\text{потр.}}$ и $N_{\text{потр.}}$ и здесь пилот неожиданно оказывается во втором режиме полета или на скорости сваливания, которая на вираже с $\gamma = 40^\circ$ будет примерно равна экономической скорости горизонтального полета. (смотри "Памятку экипажу на АХР по срывным характеристикам самолета Ан-2").

II. Работа рулей на вираже.

На развороте внешнее крыло движется по кривой большего радиуса, чем внутреннее и поэтому скорость его больше.

В результате этого подъемная сила и лобовое сопротивление внешнего крыла оказывается больше, чем внутреннего. Возникает момент стремящийся увеличить крен. Чтобы парировать этот момент по достижении нужного крена необходимо штурвал и педаль отклонить в обратную сторону. Действия рулями в обратную сторону должен быть тем, энергичней, чем энергичней ввод в разворот (рис. 11).

III. Потеря скорости на вираже.

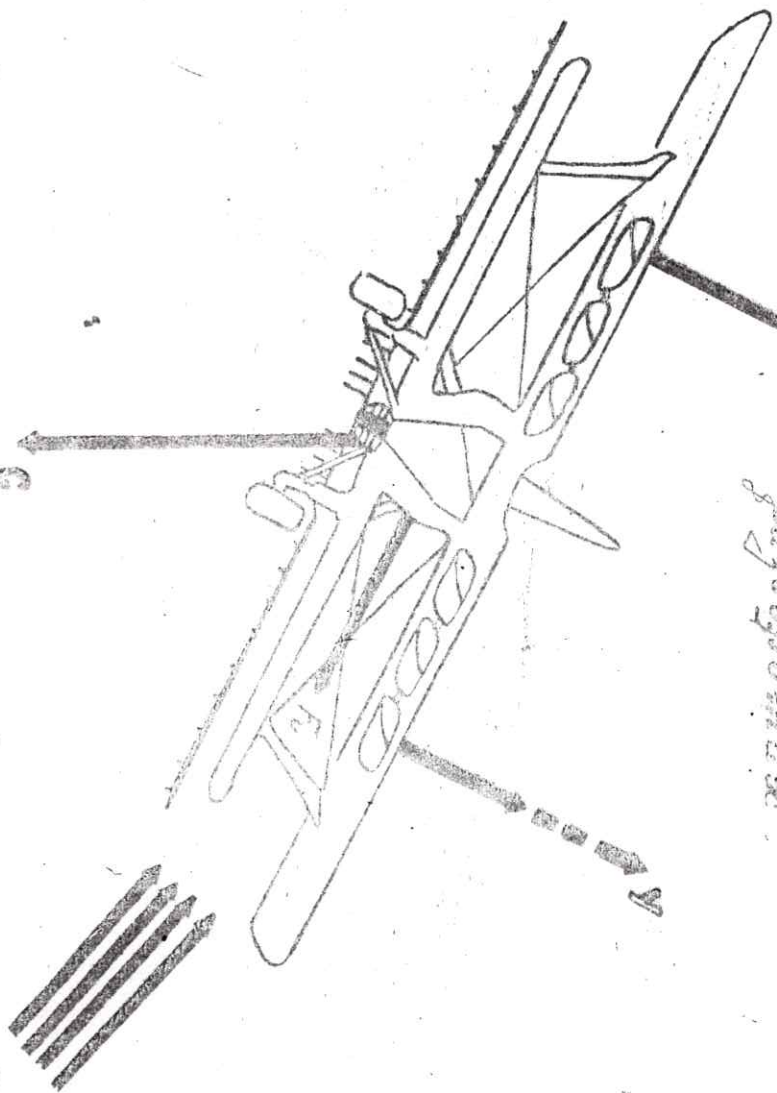
Основная и самая грубая ошибка, которую допускают пилоты на АХР - это потеря скорости на малой высоте до скорости менее 1 км. выраже и переход во 2-й режим полета с последующим сваливанием на крыло независимо от крена. Это происходит при входе в разворот, не обеспечивая себя скоростью соответственно предписанному крену. После входа в разворот скорость оказывается недостаточной, т.е. меньше $V_{\text{потр.}} \text{ км.ч.} = V_{\text{т.п.}} \cdot \sqrt{\cos \gamma}$ γ становится меньше G , самолет начинает валиться на крыло. Происходит сваливание на ошупанное крыло, а следовательно к увеличению лобового сопротивления и еще к большей потере скорости, что усугубляет выход из создавшегося положения.

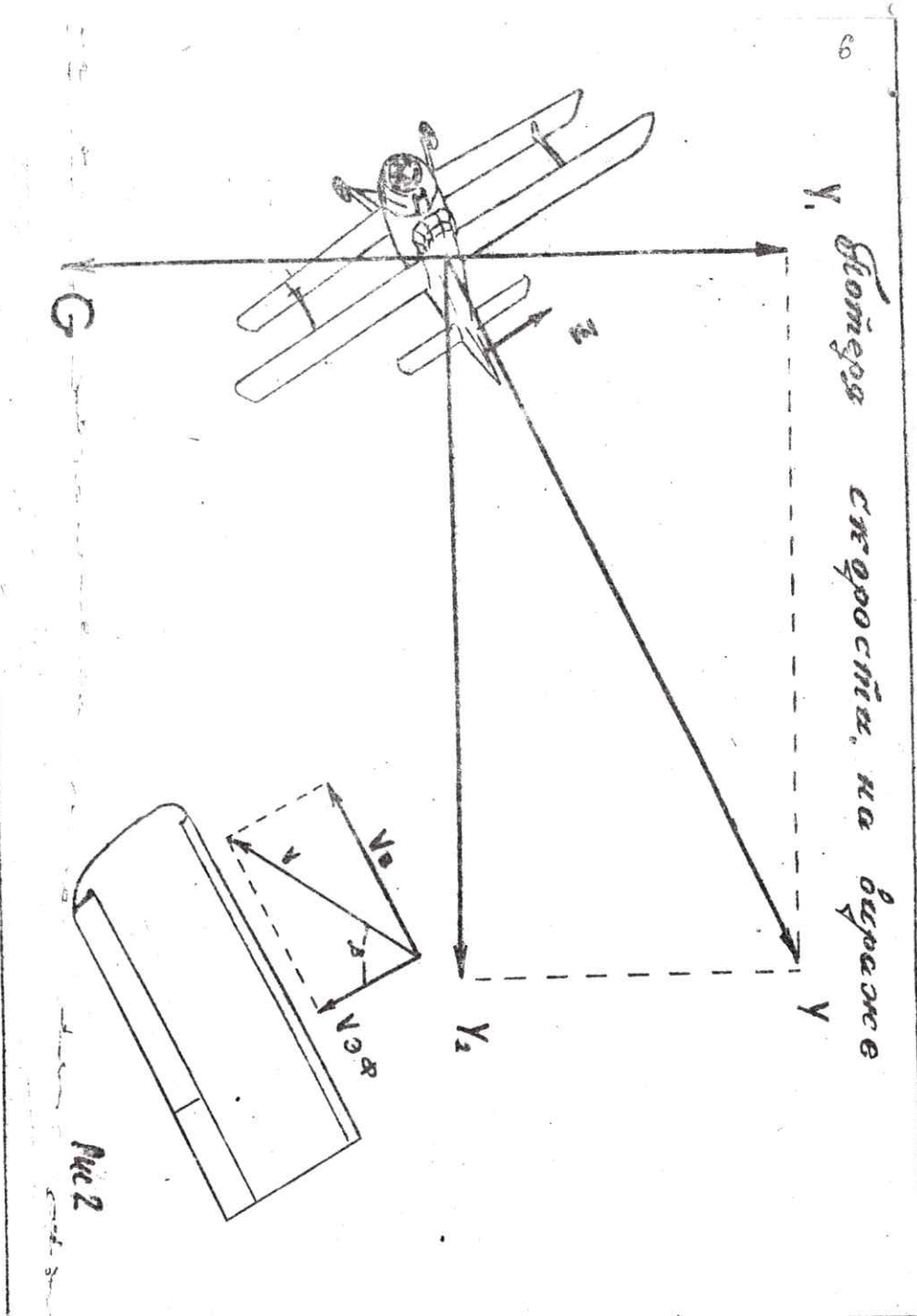
При скольжении воздушный поток действует на вертикальное оперение, создает опрокидывающий момент, который восполняет крен заставляя самолет опускаться нос. При достаточном запасе высоты и своевременному вмешательству пилота самолет нетрудно вывести в нормальный полет. Если высота малая, неизбежно происшествие и как правило, тяжелое (рис. № 2).

IV. Легкое перекачивание рулей на стандартных разворотах.

При резком перекачивании рулей возникает инерционные силы от перемещения горючего и жидких химикатов, которые направлены в сторону разворота и создают условия к увеличению крена и сваливанию самолета на крыло, так как G становится меньше G , а скорость становится меньше потребной для выража с увеличившимся креном. Сваливание вызывает уменьшение γ эффект. Воздушного потока и увеличение лобового сопротивления, что в свою очередь ведет к уменьшению скорости полета. Уменьшение скорости приводит к уменьшению скорости полета, что вызывает потерю высоты, усложняет пилотирование и способствует столкновению с землей (рис. № 3).

Безопасное перекачивание рулей на стандартных разворотах





У. Влияние ветра при работе над участком.

При работе над участком при ветре более допустимого усложняется маневр по заходу в створ сигналов. Этот заход еще более усложняется, если отворот выполняется против ветра, а разворот по ветру. В процессе разворота самолет сносится по ветру. Экипаж видя, что самолет не попадает в створ сигналов, увеличивает крен самолета. Увеличение крена приводит к тому, что V потр. для виража и ΔN становится недостаточны в результате разности U, C самолет сваливается на крыло с потерей скорости. Если только разворот выполнялся на высотах менее установленных исход может быть тяжелым (рис. № 4).

УІ. Ошибки при вводе и выводе из виража.

Ошибки, допускаемые на вводе и выводе — это неkoordinированное движение рулями, что приводит к внутреннему или внешнему скольжению самолета. Передача ноги по виражу приводит к скольжению, что приводит к уменьшению V эффект. воздушного потока на крыло и увеличению углов атаки и сопротивлению, особенно у опущенного крыла, а следовательно к уменьшению скорости. Потеря скорости приводит к уменьшению U силы, особенно опущенного крыла, что способствует увеличению крена. Происходит сваливание на крыло с опусканием носа самолета. Экипаж наблюдая снижение самолета (приближение к земле), допускает вторую ошибку. Стремясь вывести самолет из крена передает обратную ногу. А так как рули на глубоких виражах имеют обратное действие, отклоненный руль поворота вправо (вверх) при левом развороте заставит самолет поднять нос, что приводит к еще большей потере скорости и к переходу к внутреннему скольжению. Другая ошибка в этом случае может быть при взятии штурвала на "себя" без вывода из крена, что приведет к потере скорости и увеличению углового вращения самолета. На малых высотах эта ошибка приводит к столкновению с землей.

УП. Влияние болтанки на выполнение стандартных разворотов и на полет над участком.

При выполнении разворотов в условиях болтанки восходящие потоки могут резко увеличить величину угла крена и фактический угол атаки крыла, ухудшая тем самым устойчивость и управляемость с-та. Потребная скорость становится недостаточной, а следовательно U

на развороте уменьшается. За счет разности $G - Y$, самолет переходит на скольжение, уменьшается V эффект воздушного потока и сваливание на крыло с потерей высоты.

Кроме этого, при перегрузке $0,5 g$ произвольные колебания самолета при полете на рабочей высоте 5 метров составляют $\pm 1,6$ м, что может привести к столкновению с препятствиями и сигналами. Рекомендуется при появлении слабой болтанки (Рук. АХР-73, в НПП ГА-72 слабая болтанка не определена) уменьшать крен на разворотах до 20° и быть внимательным при полетах на рабочей высоте (рис. № 5).

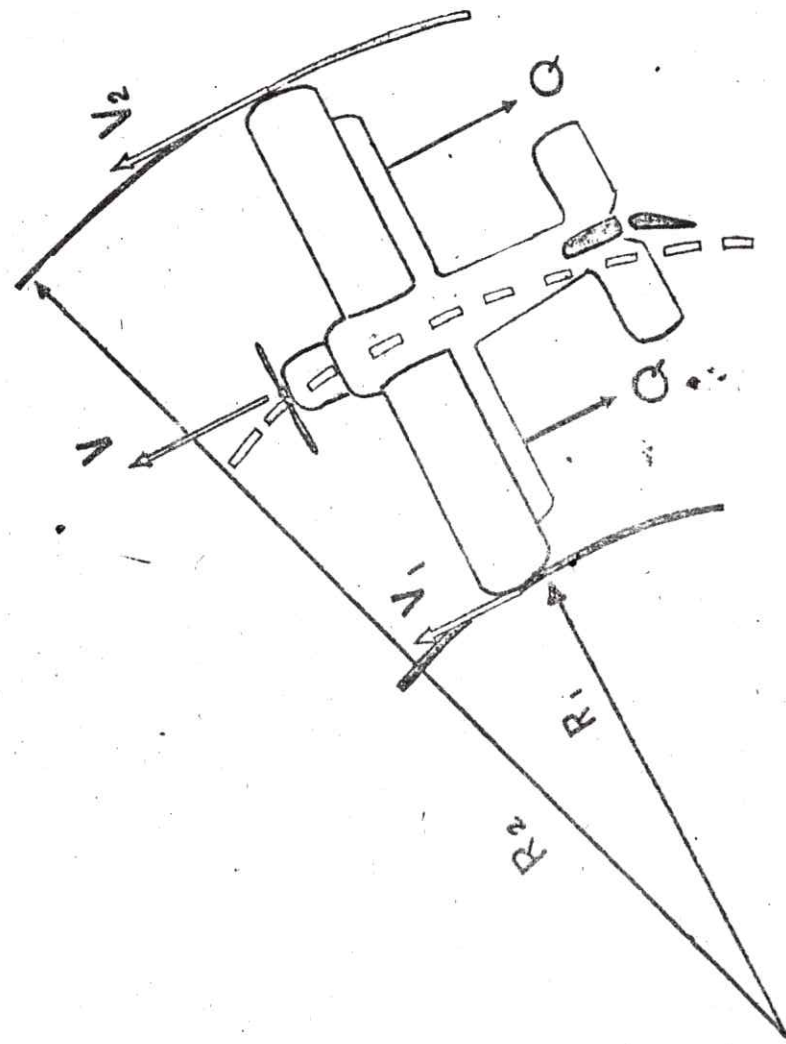
Все рассмотренные ошибки в технике пилотирования чаще встречаются у экипажей недисциплинированных и непредставляющих физического смысла поведения самолета, т.е. не понимают неотвратимости поведения самолета в строгом соответствии с законами аэродинамики.

"САМОЛЕТ - ВЕЛИЧАЙШЕЕ ТВОРЕНИЕ РАЗУМА И РУК-ЧЕЛОВЕЧЕСКИХ. ОН НЕ ПОДВЛАСТЕН НИКАКИМ АВТОРИТЕТАМ КРОМЕ ЛИЦ, СВЯТО СОБЛЮДАЮЩИХ ЛЕТНЫЕ ЗАКОНЫ" (Н.Е. Жуковский).

Л и т е р а т у р а:

1. Практическая аэродинамика Ан-2. Шифрин М.Н. "Транспорт"-72г.
2. Руководство по ЛЭ самолета Ан-2 - 76г. МГА.
3. Руководство по АХР - 73г. МГА.
4. Указания начальника КУТА т. Лазнецова Н.А. по обеспечению безопасности полетов на АХР.
5. Рекомендации старших пилотов-инспекторов УЛС МГА тт. Теплова Н.В., Якимова Ю.Г.
6. Приказы МГА по ЛП на Ан-2 (1971-1976гг.).

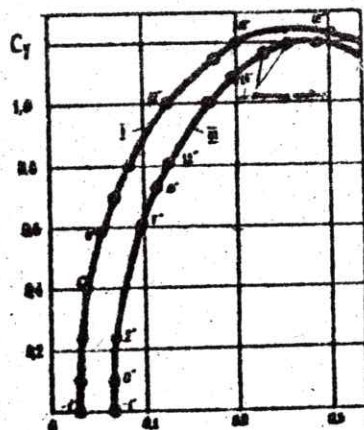
Составил: зам. начальника летно-штурманского отдела КУТА
Терешенко Н.Н.



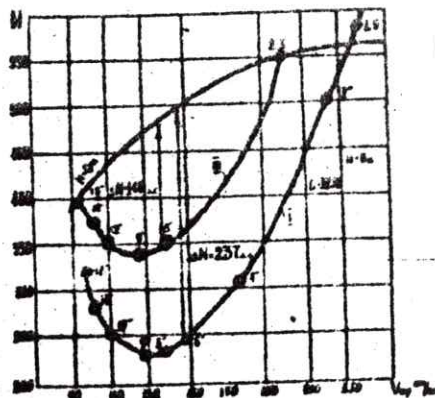
Работа пилотов на борту рис 1

ПАМЯТКА ЭКИПАЖУ НА АХР ПО СРЫВНЫМ ХАРАКТЕРИСТИКАМ САМОЛЕТА АН-2

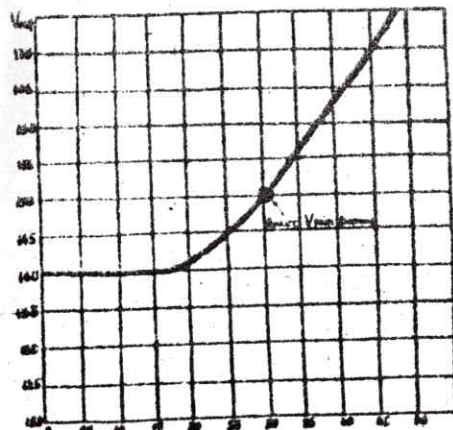
Аэродинамические характеристики самолета в с/х варианте:



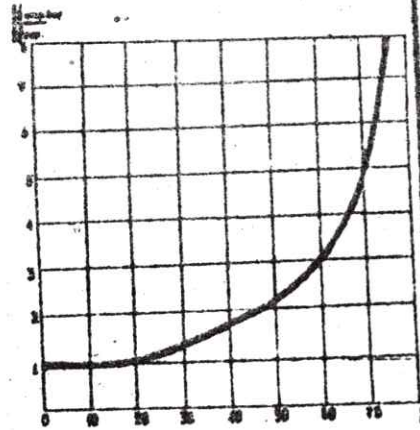
Кривые располагаемых и потребляемых мощностей самолета:



Зависимость скорости потрешной для выполнения вирижа, от угла крена.



Зависимость $\frac{N_{потр. вирижа}}{N_{гор.}}$ от угла крена



ПРИЧИНН СВАЛИВАНИЯ САМОЛЕТА АН-2 со СТАНДАРТИНО РАЗВОРОТА.

$V_{мин. пр. с/х} = 140 \text{ км/час}$

при $\gamma = 30^\circ$

$$V_{выр} = V_{мин. пр. с/х} \cdot \sqrt{\frac{1}{\cos \gamma}} = V_{мин. пр. с/х} \cdot \sqrt{\frac{1}{\cos 30^\circ}} = 140 \cdot \sqrt{1.15} = 140 \cdot 1.08 = 151.2 \text{ км/час}$$

при $\gamma = 40^\circ$ $V_{выр} = 140 \cdot \sqrt{1.3} = 159.6 \text{ км/час}$

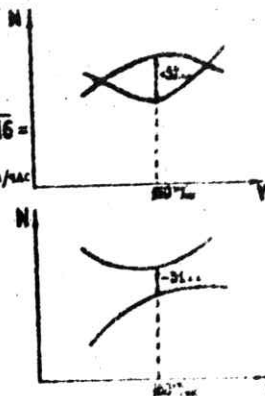
при $V = 160 \text{ км/час}$ на номинальной мощности.

$$N = N_{расч.} - N_{потр.} = 509 - 365 = 144 \text{ л.с.}$$

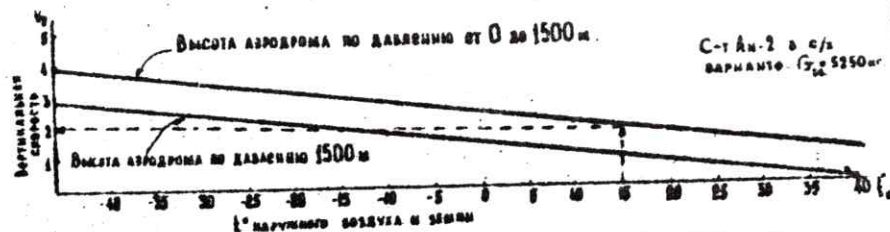
$$N_{выр} = N_{г.в.} \cdot \sqrt{\pi}$$

при $\gamma = 30^\circ$ $N_{выр} = 365 \cdot \sqrt{1.15} = 457 \text{ л.с. (+52 л.с.)}$

при $\gamma = 40^\circ$ $N_{выр} = 365 \cdot \sqrt{1.3} = 540 \text{ л.с. (+31 л.с.)}$



Зависимость V_y от t наружного воздуха.



Пилот должен знать, что превышение крена на разворотах и занижение скорости не может быть компенсировано уровнем техники пилотирования. Поведение самолета будет определяться во всех случаях в соответствии с законами аэродинамики.